



**UNIVERSIDAD INTERNACIONAL DEL  
ECUADOR**

**FACULTAD DE CIENCIAS EXACTAS Y TECNOLOGÍAS  
APLICADAS**

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN QUADCOPTER CONTROLADO  
POR RADIO FRECUENCIA**

**PROYECTO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO EN  
MECATRÓNICA**

**IVÁN ANDRÉS CARRILLO HERRERA**

**DIRECTOR: ING. JENNY ELIZABETH CABASCANGO CALDERÓN, MSc.**

**D.M. Quito**

**2016**

## DECLARACIÓN

Yo, Iván Andrés Carrillo Herrera, declaro que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que las referencias bibliográficas han sido consultadas, las mismas que se incluyen en el documento.

La Universidad Internacional del Ecuador, puede hacer uso de los derechos correspondientes a este trabajo, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normativa vigente de la institución.



Iván Andrés Carrillo Herrera

## **CERTIFICACIÓN**

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por Iván Andrés Carrillo Herrera, bajo mi supervisión.

---

Ing. Jenny Cabascango, MSc.

Directora del proyecto

## **AGRADECIMIENTOS**

Agradezco a Dios a quien amo por sobre todas las cosas, por ser mi roca fuerte, en quien encuentro paz y tranquilidad, por guiar mi camino, quien no me abandonará jamás y me ama sin merecerlo.

A mis padres por ser mis mejores amigos, mi apoyo incondicional, mis guardianes e instructores en la ley.

A quienes han hecho posible la realización de mi trabajo, quienes no dudaron jamás y apoyaron hasta el final de una meta más en mi vida, a mi buen amigo Paul Herrera, quien con su buena predisposición ha sido indispensable para la realización de este trabajo.

## **DEDICATORIA**

Esta tesis está dedicada a Dios, por haberme dado la oportunidad de vida para llegar hasta este punto en donde se cumple una meta más de mi vida, por enseñarme que mis tiempos no son sus tiempos y demostrarme una vez más que Él tiene el control y un plan para mi vida. Al ángel que sé que me espera con brazos abiertos hasta el día de nuestro nuevo encuentro. A mi madre por ser el ejemplo de mujer valiente y esforzada que me cuida y me ama de manera incondicional. A mi padre por ser la cabeza de hogar que también quiero ser, por ser quien me enseña a vivir de la manera correcta y por su amor desmedido. A mi hermana y su familia por ser quienes me apoyan y me ayudan en situaciones adversas.

# ÍNDICE DE CONTENIDO

CAPÍTULO I: GENERALIDADES.....	1
1.1 TEMA .....	1
1.2 OBJETIVOS .....	1
1.3 INTRODUCCIÓN A LOS VANTs.....	1
1.4 ESTADO DEL ARTE .....	2
1.5 CUADRO DE COMPARACIÓN DE MULTICOPTERS.....	3
1.6 DETERMINACIÓN DEL MOVIMIENTO DEL QUADCOPTER.....	5
1.6.1 MOVIMIENTOS DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE .....	6
1.6.2 MOVIMIENTOS DE AVANCE Y RETROCESO DEL QUADCOPTER .....	7
1.6.3 MOVIMIENTO DE GIRO HACIA LA DERECHA E IZQUIERDA DEL QUADCOPTER .....	8
1.6.4 FLOTACIÓN O POSICIÓN ESTÁTICA .....	8
1.7 FUNDAMENTOS AERODINÁMICOS .....	9
1.7.1 TEORÍA DE LA CANTIDAD DE MOVIMIENTO .....	9
1.8 PRINCIPALES MATERIALES QUE CONSTITUYEN AL QUADCOPTER .....	15
1.8.1 ALUMINIO .....	15
1.8.1.1 Generalidades del Aluminio.....	15
1.8.1.2 Identificación del Aluminio .....	16
1.8.1.3 Propiedades Mecánicas Del Aluminio .....	17
1.8.2 ACRÍLICO.....	17
1.8.2.1 Generalidades del Acrílico .....	17
1.8.2.2 Propiedades Mecánicas del Acrílico .....	18
1.9 COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL QUADCOPTER .....	19
1.9.1 MOTORES BRUSHLES .....	19
1.9.2 CONTROLADORES DE VELOCIDAD.....	21
1.9.3 ALMACENAMIENTO DE ENERGÍA .....	22
1.9.4 CONTROLADOR DE VUELO .....	24
1.9.5 COMUNICACIÓN CON EL QUADCOPTER.....	26
1.10 MODELACIÓN DEL SISTEMA.....	27
1.10.1 SISTEMA DE CONTROL PID .....	28
1.10.2 CONTROL PROPORCIONAL .....	29
1.10.3 CONTROL INTEGRAL .....	30
1.10.4 CONTROL DERIVATIVO .....	30
1.11 ENSAYOS MECÁNICOS PARA MATERIALES .....	31
1.11.1.1 Ensayo de Tracción.....	32
1.11.1.2 Ensayo de Flexión .....	33
1.12 REGLAS ECUATORIANAS PARA USO DE VANTs.....	33
CAPÍTULO II: ANÁLISIS DE ALTERNATIVAS .....	35
2.1 METODOLOGÍA DE DISEÑO .....	35

2.1.1	PRIMERA ETAPA – DEFINICIÓN DEL PRODUCTO .....	35
2.1.1.1	Definición del Producto.....	36
2.1.1.2	Lista de especificaciones.....	36
2.1.1.3	Implementación de la matriz de Despliegue de la Función de Calidad .....	37
2.1.1.4	Casa de la Calidad QFD.....	37
2.1.2	PROPIEDADES DEL QUADCOPTER .....	39
2.2	SEGUNDA ETAPA - DISEÑO CONCEPTUAL .....	40
2.2.1	ESTRUCTURA FUNCIONAL DEL QUADCOPTER.....	40
2.2.2	PRINCIPIOS DE SOLUCIÓN POR NIVELES.....	42
2.2.2.1	Definición de Módulos .....	42
2.2.2.2	Posibles Soluciones Para Los Módulos.....	43
2.2.3	PROCESO DE EVALUACIÓN.....	44
2.2.3.1	Evaluación del Módulo 1.....	44
2.2.3.2	Evaluación del Módulo 2.....	46
2.2.4	SOLUCIÓN PARA CADA NIVEL DE LA ESTRUCTURA FUNCIONAL DEL QUADCOPTER.....	48
2.2.4.1	Nivel 1 - Captar Señal y Efectuar Movimientos Deseados .....	48
2.2.4.1.1	Controlador Multiwii .....	48
2.2.4.1.2	Controlador Tarot ZYX .....	48
2.2.4.1.3	Controlador Thunder QQ Super .....	49
2.2.4.2	Nivel 2 Acción de Vuelo Controlado .....	50
2.2.4.2.1	Motor eléctrico con escobillas .....	50
2.2.4.2.2	Motor eléctrico sin escobillas .....	51
2.2.4.2.3	Motores de combustión interna .....	52
CAPÍTULO III: DISEÑO MECATRÓNICO.....		55
3.1	MODELAMIENTO MATEMÁTICO DEL QUADCOPTER.....	55
3.1.2	MOMENTO DE MASA O DE INERCIA.....	57
3.1.3	MATRIZ DE INERCIA .....	57
3.1.5	COEFICIENTE DE TORQUE .....	58
3.1.6	MATRIZ INICIAL.....	59
3.1.7	RELACIÓN DEL COMANDO DE ACELERACIÓN .....	59
3.1.8	FUERZAS GIROSCÓPICAS .....	60
3.1.9	MATRIZ DE MOMENTOS GLOBAL.....	60
3.1.10	ECUACIONES DE ESTADO .....	61
3.1.10.1	ECUACIÓN DE ESTADO: VELOCIDAD ANGULAR.....	61
3.1.10.2	ECUACIÓN DE ESTADO: ECUACIÓN DE EULER.....	63
3.2	PROCESO EXPERIMENTAL PARA OBTENCIÓN DE DATOS .....	64
3.2.1	PROCEDIMIENTO DE PRUEBA DE MOTOR .....	65
3.2.1.1	Primera Etapa: Medición de Torque .....	65
3.2.1.2	Segunda Etapa: Medición de Empuje .....	68
3.2.1.3	Medición de RPM del Motor vs su Porcentaje de Aceleración .....	69
3.3	CÁLCULO DE POTENCIA DE VUELO PARA EL QUADCOPTER .....	82

3.3.1 CÁLCULO DE POTENCIA SEGÚN TCM .....	83
3.3.1.1 Cálculo de Potencia para Vuelo a Punto Fijo .....	84
3.3.1.2 Cálculo de Potencia para Vuelo Axial Ascendente .....	85
3.3.1.3 Cálculo de Potencia para Vuelo Axial Descendente.....	87
3.3.2 CÁLCULO DE POTENCIA SEGÚN TEP .....	89
3.3.2.1 Potencia de Vuelo a Punto Fijo .....	90
3.3.2.2 Potencia de Vuelo Axial Ascendente .....	92
3.3.3 POTENCIA REAL CONSUMIDA POR EL QUADCOPTER .....	94
3.4 AUTONOMÍA DEL QUADCOPTER.....	95
3.5 DIMENSIONAMIENTO MECÁNICO.....	96
3.5.1 DIMENSIONAMIENTO DEL QUADCOPTER .....	96
3.5.1.1 Dimensionamiento de los Brazos .....	98
3.5.1.2 Dimensionamiento del Bastidor .....	103
3.6 ESPECIFICACIONES DE DISEÑO .....	107
3.6.1 AUTONOMÍA DE VUELO .....	107
3.6.3 MOTORES A UTILIZARSE .....	107
3.7 SELECCIÓN ELEMENTOS ELECTRÓNICOS DEL QUADCOPTER Y ACTUADORES.....	107
3.7.1 CONTROLADOR DE VUELO .....	108
3.7.2 MOTORES ELÉCTRICOS.....	109
3.7.3 VARIADORES DE VELOCIDAD (ESC) .....	110
3.7.4 EN BASE A LA AUTONOMÍA.....	111
3.7.5 CONTROL DE VUELO POR RADIO FRECUENCIA .....	112
3.7.5.1 Transmisor FlySky FS-T6.....	112
3.8 IMPLEMENTACIÓN DEL CONTROL PARA EL QUADCOPTER .....	114
3.8.1 DISEÑO DEL PID .....	115
3.9 MÉTODO DE INTEGRACIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO .....	118
3.9.1 MODO DE ENCENDIDO Y APAGADO PARA LOS MOTORES.....	120
3.9.2 PROCESO DE CONFIGURACIÓN DEL CONTROLADOR MULTIWI ..	121
3.9.3 CALIBRACIÓN DEL QUADCOPTER .....	126
CAPÍTULO IV: CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO, PRUEBAS Y RESULTADOS..	128
4.1 DESCRIPCIÓN Y ENSAMBLE DEL SISTEMA MECÁNICO.....	128
4.1.1 DESCRIPCIÓN DEL ENSAMBLE DEL SISTEMA MECÁNICO.....	128
4.1.2 MONTAJE DE LA ESTRUCTURA MECÁNICA .....	131
4.2 ENSAMBLAJE Y MONTAJE DEL SISTEMA ELÉCTRICO .....	132
4.3 ANÁLISIS DE COSTOS .....	137
4.4 PRUEBAS Y RESULTADOS.....	139
4.4.1 PRUEBAS QUADCOPTER .....	140
4.4.2 RESULTADOS DE LAS PRUEBAS DE VUELO.....	141
CONCLUSIONES.....	146
RECOMENDACIONES .....	149

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Giro "pitch" del quadcopter.....	5
Figura 1.2 Giro "roll" del quadcopter .....	5
Figura 1.3 Giro "yaw" del quadcopter.....	6
Figura 1.4 Movimiento de despegue del quadcopter.....	6
Figura 1.5 Movimiento de aterrizaje del quadcopter.....	7
Figura 1.6 Movimiento de avance del quadcopter.....	7
Figura 1.7 Movimiento de retroceso del quadcopter.....	7
Figura 1.8 Movimiento derecha del quadcopter.....	8
Figura 1.9 Movimiento de flotación del quadcopter.....	8
Figura 1.10 Movimiento izquierda del quadcopter.....	9
Figura 1.11 Volumen de control que a través de una hélice.....	10
Figura 1.12 Vista superior del conjunto disco rotor .....	13
Figura 1.13 Sección de la hélice para condición de vuelo vertical.....	14
Figura 1.14 Rotor y estator de un motor brushless.....	20
Figura 1.15 ESC (Variador de velocidad electrónico) Skywalker.....	21
Figura 1.16 Señal de onda cuadrada para un voltaje modificando su ciclo de trabajo, PWM.....	22
Figura 1.17 Sistema inercial de navegación en combinación con sensores inerciales MEMS.....	24
Figura 1.18 Conjunto explicativo de masa y resortes.....	25
Figura 1.19 Ejemplo de control de cuatro canales que funciona a una frecuencia de 2.4 GHz.....	27
Figura 1.20 Diagrama de bloques, proceso de control con realimentación.....	29
Figura 1.21 Esquema ensayo de tracción.....	32
Figura 1.22 Esquema básico de un ensayo de flexión.....	33
Figura 2.1 Casa de la calidad para la construcción del quadcopter.....	39
Figura 2.2 Función Global - Nivel 0.....	40
Figura 2.3 Primer modo de operación - Nivel 1 – Captar señal y efectuar movimientos deseados.....	41
Figura 2.4 Segundo modo de operación - Nivel 2 – Acción de vuelo controlado.....	41

Figura 2.5 Descomposición en subniveles del Nivel 2.....	42
Figura 3.1 Esquemático ejes de dos posibles configuraciones para el quadcopter.....	56
Figura 3.2 Convención de dirección de ejes.....	56
Figura 3.3 Esquema de conexión de componentes.....	65
Figura 3.4 Diagrama de fuerzas para el soporte.....	66
Figura 3.5 Sistema de prueba para el torque.....	66
Figura 3.6 Primera etapa, medición de torque, interpretación gráfica.....	67
Figura 3.7 Diagrama de fuerza para la barra de empuje.....	68
Figura 3.8 Diagrama de circuito comparador ENCODER.....	69
Figura 3.9 Sistema medición de RPM para el conjunto motor/hélice.....	70
Figura 3.10 Conexión Arduino para recolección de datos.....	70
Figura 3.11 Condiciones Iniciales programa MATLAB para análisis de datos.....	72
Figura 3.12 Respuesta a una señal de impulso tipo escalón.....	72
Figura 3.13 Ajuste Recomendado para Coeficiente de Empuje.....	73
Figura 3.14 Ajuste recomendado para Coeficiente de Torque.....	73
Figura 3.15 Relación de Torque vs RPM.....	73
Figura 3.16 Relación RPM vs.Aceleración.....	74
Figura 3.17 Relación Empuje vs RPM.....	74
Figura 3.18 Ajuste recomendado para relación de cruce por cero.....	75
Figura 3.19 GUI realizado en SIMULINK para análisis de datos.....	76
Figura 3.20 Primer paso, ingreso de datos de modelamiento.....	77
Figura 3.21 Segundo paso, ingreso de condiciones iniciales. ....	77
Figura 3.22 Tercer paso, ingreso de perturbaciones y ecuaciones de estado.....	78
Figura 3.23 Cuarto paso, ingreso de parámetros P, I y D para cada movimiento del quadcopter.....	78
Figura 3.24 Modelado comportamiento quadcopter Eje X.....	79
Figura 3.25 Modelado comportamiento quadcopter Eje Y.....	80
Figura 3.26 Modelado comportamiento quadcopter Eje Z.....	80
Figura 3.27 Primer modelamiento de comportamiento de aceleración de los motores para realización de un recorrido propuesto.....	81
Figura 3.28 Simulación de vuelo del quadcopter para una trayectoria de diamante.....	82

Figura 3.29 Campo de flujo en vuelo ascendente.....	83
Figura 3.30 Cuatro regímenes de para el flujo de aire en el disco rotor para el vuelo descendente .....	88
Figura 3.31 Esquema de distribución de las hélices en un quadcopter.....	97
Figura 3.32 Distancia mínima de los bastidores para el quadcopter.....	97
Figura 3.33 Ensayo de flexión, tubo de aluminio.....	98
Figura 3.34 Tubo de aluminio deformado después de ensayo de flexión.....	99
Figura 3.35 Probeta de aluminio, ensayo de tracción.....	99
Figura 3.36 Probeta de aluminio rota por ensayo de tracción.....	100
Figura 3.37 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el brazo del quadcopter.....	100
Figura 3.38 Diagramas de esfuerzo y momento para el análisis del brazo.....	101
Figura 3.39 Dimensiones del tubo cuadrado de aluminio utilizado.....	102
Figura 3.40 Viga con dos apoyos fijos y una fuerza central.....	104
Figura 3.41 Diagrama de esfuerzos en la viga.....	105
Figura 3.42 Diagrama de momentos en la viga.....	105
Figura 3.43 Momento de inercia con el uso de Autodesk Inventor.....	106
Figura 3.44 IMU Multiwii V2.5.....	109
Figura 3.45 Motor brushless Sunny Sky x2212 KV: 980.....	110
Figura 3.46 Variador de Velocidad Turnigy PUSH -25A.....	110
Figura 3.47 Batería Zippy Compact de 11.1 Voltios.....	111
Figura 3.48 Transmisor FlySky FS-T6.....	112
Figura 3.49 Receptor FS-R6B.....	113
Figura 3.50 Estructura de control usada en el quadcopter.....	116
Figura 3.51 Simulación movimientos angulares del quadcopter.....	116
Figura 3.52 Pines utilizados para la conexión de ESCs.....	118
Figura 3.53 Configuración para conexión del quadcopter .....	118
Figura 3.54 Entradas del receptor de radio frecuencia hacia el multiwii.....	119
Figura 3.55 Salidas del receptor de radio frecuencia FlySky FS-R6B.....	119
Figura 3.56 Ubicación del switch de encendido en el radio control.....	120
Figura 3.57 Ubicación baja del joystick izquierdo.....	120
Figura 3.58 Ubicación baja derecha del joystick izquierdo.....	121

Figura 3.59 Ubicación baja izquierda del joystick izquierdo.....	121
Figura 3.60 Módulo FTDI USB-TTL conectado al multiwii.....	122
Figura 3.61 Extracto del algoritmo de inicialización y configuración del quadcopter...	122
Figura 3.62 GUI realizado en Processing de controlador multiwii.....	125
Figura 4.1 Tubo de aluminio, primer corte (1m).....	128
Figura 4.2 Tubo de aluminio, corte de 250mm.....	129
Figura 4.3 Tubo de aluminio, corte de 60 mm.....	129
Figura 4.4 Perforación de las piezas de 250mm.....	129
Figura 4.5 Posicionamiento de las piezas cortadas para proceso de suelda.....	130
Figura 4.6 Proceso de soldadura TIG en aluminio.....	130
Figura 4.7 Piezas de aluminio soldadas.....	130
Figura 4.8 Piezas de acrílico mecanizadas.....	131
Figura 4.9 Estructura mecánica con solo una unión pernada.....	131
Figura 4.10 Uso de una escuadra para proseguir con las uniones pernadas.....	132
Figura 4.11 Diagrama básico de conexión eléctrica.....	132
Figura 4.12 Conexión de ESCs y motores del quadcopter.....	133
Figura 4.13 Unión de terminales positivos y negativos de los ESCs.....	133
Figura 4.14 Conexión de alimentación de energía hacia los ESCs.....	134
Figura 4.15 Conexión de los ESCs hacia el multiwii.....	134
Figura 4.16 Conexión completa del multiwii hacia el receptor de radio frecuencia...	135
Figura 4.17 Ensamble de motores y variadores de velocidad ESC, previo al ensamble mecánico.....	135
Figura 4.18 Ensamble quadcopter, conexión fuente a ESCs.....	136
Figura 4.19 Montaje del quadcopter para calibración.....	137
Figura 4.20 Pruebas de vuelo del quadcopter, pruebas de valores PID.....	141
Figura 4.21 Hélices rotas en pruebas de vuelo con diferentes PID.....	141
Figura 4.22 Valores de P, I, D utilizados con los que se logra un vuelo estable .....	142
Figura 4.23 Vuelo del quadcopter, altura de 4.5 m aproximadamente.....	143
Figura 4.24 Vuelo del quadcopter, altura de 20 m aproximadamente.....	143

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1 Clasificación de VANTs.....	2
Tabla 1.2 Ventajas y desventajas de los VANTs.....	4
Tabla 1.3 Número de grupos de las aleaciones de aluminio.....	16
Tabla 1.4 Constantes físicas de algunos materiales comerciales.....	17
Tabla 1.5 Comparación de algunas propiedades con otros materiales.....	18
Tabla 1.6 Propiedades mecánicas del Acrílico.....	19
Tabla 1.7 Características de los diferentes tipos de baterías que se pueden encontrar en el mercado.....	24
Tabla 2.1 Etapas de diseño para el quadcopter.....	35
Tabla 2.2 Lista de requerimientos o especificaciones para el quadcopter.....	36
Tabla 2.3 Propiedades propuestas.....	40
Tabla 2.4 Módulos para análisis de alternativas.....	43
Tabla 2.5 Soluciones para el Módulo 1.....	43
Tabla 2.6 Soluciones para el Módulo 2.....	44
Tabla 2.7 Valores de ponderación.....	44
Tabla 2.8 Criterios de evaluación Módulo 1.....	45
Tabla 2.9 Evaluación de criterios para Módulo 1.....	45
Tabla 2.10 Evaluación del criterio "Peso".....	45
Tabla 2.11 Evaluación del criterio "Densidad energética".....	45
Tabla 2.12 Peso específico para el criterio "Empuje".....	45
Tabla 2.13 Posicionamiento entre soluciones.....	46
Tabla 2.14 Criterios de evaluación para Módulo 2.....	46
Tabla 2.15 Evaluación de criterios 2.....	46
Tabla 2.16 Evaluación del criterio "Control del vuelo".....	47
Tabla 2.17 Evaluación del criterio "Control de motores".....	47
Tabla 2.18 Evaluación del criterio "Versatilidad".....	47
Tabla 2.19 Posicionamiento entre soluciones.....	47
Tabla 2.20 Evaluación de criterios para selección del controlador.....	49
Tabla 2.21 Evaluación criterio de facilidad de programación entre controladores.....	49
Tabla 2.22 Evaluación criterio de adaptabilidad entre opciones controladores.....	49

Tabla 2.23 Evaluación criterio de costo entre opciones de controladores.....	50
Tabla 2.24 Evaluación de mejor opción entre los distintos tipos de controlador evaluados.....	50
Tabla 2.25 Evaluación de criterios para la selección del tipo de motor a utilizarse.....	53
Tabla 2.26 Evaluación criterio de eficiencia entre opciones de motores.....	53
Tabla 2.27 Evaluación criterio de torque entre opciones de motores.....	53
Tabla 2.28 Evaluación criterio de precio entre opciones de motores.....	53
Tabla 2.29 Evaluación de la mejor alternativa para motores a utilizarse.....	53
Tabla 3.1 Datos adquiridos primera etapa: medición de torque.....	67
Tabla 3.2 Comparación datos obtenidos de forma manual.....	71
Tabla 3.3 Métodos de control numérico.....	115
Tabla 4.1 Costo materiales y construcción del Quadcopter.....	138
Tabla 4.2 Horas estimadas de acuerdo a las actividades realizadas.....	138
Tabla 4.3 Comparación costo de quadcopters a nivel nacional.....	139
Tabla 4.4 Pruebas realizadas con el quadcopter y dos baterías de diferente capacidad.....	142

## RESUMEN

En este proyecto de investigación se presenta una plataforma completamente funcional de un robot UAV (Unmanned Aerial Vehicle), concretamente un quadcopter. El proyecto tiene como finalidad demostrar el uso de los conocimientos adquiridos dentro de la Universidad Internacional del Ecuador y también los adquiridos mediante investigación externa para diseñar y construir un robot volador capaz de realizar un vuelo estable y a su vez ser controlado por radio frecuencia desde una base terrestre.

Esta plataforma estará implementada de los siguientes sensores y actuadores: motores, hélices, batería, variadores de velocidad, un controlador central, tarjetas de integración y comunicación, bastidor, control externo por radio frecuencia.

Para un vuelo estable de manera autónoma, este quadcopter contará con los sensores: acelerómetro y giroscopio, los cuales enviarán constantemente información al microprocesador para que éste mediante el código de control escrito, tome la decisión más eficiente.

Este proyecto de investigación, por tanto, unifica tres puntos:

- El diseño y construcción de una plataforma de vuelo mediante 4 motores.
- La adecuada implementación de un control de vuelo para lograr estabilidad de vuelo.
- Implementación de un control de radio frecuencia para su maniobrabilidad desde tierra.

## ABSTRACT

The objective of this project is to design and to build a quadcopter controlled by radio frequency.

In this investigation project is presented a functional platform of a UAV (Unmanned Aerial Vehicle), also known as a quadcopter. The aim of this text is to demonstrate the use of all the knowledge acquired into the Universidad Internacional del Ecuador plus all the extern investigation applied on the design of a flying robot capable of hovering and controlled by radio frequency.

The platform will be integrated with the following sensors and actuators: motors, propellers, esc, an IMU, the frame and an external radio frequency control.

In the way to control an autonomous stable flying, the UAV will use some sensors such as an accelerometer, a gyroscope, a magnetometer, these will constantly send the position info to the microprocessor so this one with the code implemented can take efficient decisions.

This research project therefore unifies three points:

- The design and construction of a platform with 4 engines flight.
- Proper implementation of a flight control to achieve stable flight.
- Implementation of a control radio frequency for ground-handling.

## INTRODUCCIÓN

La robótica desde sus inicios ha tenido la intención de desarrollar robots con capacidades especiales que ayuden a los humanos en ciertas situaciones donde el cuerpo se vea limitado a realizar o expuesto a situaciones que comprometan al mismo.

Los robots voladores no tripulados, conocidos por sus siglas en inglés UAV (Unmanned Aerial Vehicle), se los divide comúnmente en aquellos que cumplen una tarea de manera autónoma (sin intervención humana), llamados autónomos y aquellos que son controlados de manera remota por un operador humano. Del mismo modo, estos UAVs, pueden ser aeronaves de ala fija o rotante o incluso cohetes. Aquellos UAVs capaces de realizar vuelos estáticos como los helicópteros o los denominados multirotores (vehículos de varios rotores), presentan particular interés para ciertas aplicaciones que requieren vuelos de baja altitud, entre obstáculos o incluso en espacios cerrados.

Los vuelos a baja altura en ambientes con obstáculos representan un alto riesgo para la vida de los pilotos, por esto que los vehículos no tripulados despiertan mucho interés en aplicaciones como inspección de edificios, inspección de líneas de distribución de energía eléctrica en alta tensión, tareas de rescate en zona de desastres o de alta montaña, filmación, etc.

Últimamente, debido a la relativa facilidad de diseño, sumado al bajo costo implicado en su construcción y además de su reducido número de partes móviles, se ha generado un gran interés en esta área de la robótica e incluso aplicada para el ámbito estudiantil como en modelamiento de sistemas físicos, modelamiento de sistemas de control, sistemas embebidos, procesamiento de señales, entre otros. Muchas de las disciplinas mencionadas son aplicadas en una rama de la ingeniería (navegación, control y guiado), la misma que estudia y diseña sistemas de control para el movimiento de los diferentes tipos de mecanismos usados por el hombre para su movilización; en esta rama de la ingeniería, la navegación se refiere a la determinación en un instante de tiempo en cuanto a posición y actitud (orientación con respecto a un punto de origen) como también de sus derivadas, el “control” se refiere a manipular o variar las fuerzas de control sobre el vehículo para conseguir un estado estable del mismo y cumplir con los requerimientos del guiado; el “guiado” se refiere a la determinación y control de la

ruta a seguir por parte del vehículo. Si bien es cierto, todas estas funciones pueden ser realizadas por personas preparadas o capacitadas, pero se ha demostrado que la velocidad de reacción requerida está por encima de las capacidades humanas y por dicha razón es que se ha recurrido a sistemas electrónicos de alta velocidad, sobre todo a computadores o microcontroladores para su implementación.

Un quadcopter es un helicóptero de cuatro hélices accionadas por cuatro motores. El impulso de los motores es hacia arriba y estos poseen una formación en cruz, siempre con la misma distancia hacia el centro de masas del quadcopter.

El control de vuelo del quadcopter se lo realiza ajustando las velocidades angulares de cada motor eléctrico. Este tipo de robots son utilizados en varias actividades tales como en búsqueda y rescate, transporte de cargas no muy pesadas, detección de incendios, vigilancia, entre otras.

Si es cierto, los UAVs han tenido un gran auge y una gran acogida, pero continúan presentando algunos inconvenientes en cuanto a su control o programación para que sean totalmente autónomos, puesto que las decisiones tomadas no distinguen conflictos, ya sean políticos, militares o legales, su control puede ser intervenido o "hackeado" con el fin de alterar su objetivo.

# **CAPÍTULO I**

## **GENERALIDADES**

### **1.1 TEMA**

- Diseño y construcción de un quadcopter controlado por radio frecuencia

### **1.2 OBJETIVOS**

El presente proyecto de titulación presenta los siguientes objetivos:

#### **1.2.1 OBJETIVO GENERAL**

- Diseñar y construir un robot quadcopter controlado por radiofrecuencia

#### **1.2.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Recopilar información con respecto a robots voladores y sus diferentes aplicaciones.
- Realizar el diseño mecánico del quadcopter para sustentar su construcción tomando en cuenta las variables de rigidez y peso.
- Seleccionar e implementar los distintos elementos electrónicos necesarios para el correcto funcionamiento del quadcopter.
- Implementar un algoritmo de control para el quadcopter con el fin de que éste cumpla con un vuelo autónomo.
- Implementar el sistema de radiofrecuencia adecuado para el quadcopter tomando en cuenta los parámetros de alcance máximo.

### **1.3 INTRODUCCIÓN A LOS VANTs**

Un VANT, vehículo aéreo no tripulado, se define como un vehículo que es capaz de realizar un vuelo y de ser dirigido a distancia, sin presentar la necesidad de un piloto a bordo, por consiguiente, al momento de mencionar un VANT se referirá a un vehículo aéreo con función de vuelo, de dimensiones específicas, capaz de realizar movimientos de rotación en sus tres ángulos de giro, con suficiente fuerza de empuje para realizar tanto despegue como aterrizaje sin asistencia humana, de suficiente autonomía para completar sus objetivos de vuelo, sean estos acrobáticos o de simple traslación.

A la hora de definir un tipo de VANT, es necesario definir la situación para la cual se lo requiere debido a sus variaciones, puesto que depende al entorno en el cual se va a desenvolver, se tomarán ciertas condiciones para su diseño.

De acuerdo a [1], los VANTs se pueden separar en tres grupos principales que son: grandes, medianos y pequeños como se muestra en Tabla 1.1:

Tabla 1.1 Clasificación de VANTs

CLASIFICACIÓN	NOMBRE	EXTENSIÓN DE VUELO [km <sup>2</sup> ]	TIEMPO DE VUELO [h]	VALOR APROXIMADO [USD]
GRANDES	RQ-4 GLOBAL HAWK	103600	36	218'000.000
MEDIANOS	RQ-1 PREDATOR	724	16	40'000.000
PEQUEÑOS	RQ-11 RAVEN	20	2	250.000

Si se realiza una comparación entre los VANTs de tipo avión y los quadcopters, se puede notar fácilmente las desventajas de los de tipo avión tales como: requerir de una pista de despegue extensa y de condiciones climáticas favorables.

Algunos modelos de quadcopters, son capaces de realizar un despegue vertical y volar hasta con viento de más de 80 km/h. Otra ventaja de los quadcopters es que a comparación de los de tipo avión, son mucho más económicos y a ésta se suma su capacidad de maniobrabilidad

## 1.4 ESTADO DEL ARTE

En los últimos años, dentro del extenso campo de los VANTs, los quadcopters han sobresalido gracias a sus numerosas ventajas.

Hasta la fecha el desarrollo de tecnologías con los VANTs era poco común debido al alto costo que ha representado el construir y mantener este tipo de vehículo. Actualmente los costos de los componentes electrónicos, bastidores y demás se han reducido, por lo que se ha logrado dar paso a nuevas investigaciones relacionadas con los VANTs.

Los VANTs cuentan con diferentes sistemas de reconocimiento del medio, ya sea por medio de cámaras, laser, sonares, entre otros [2]. Actualmente el medio más usado son

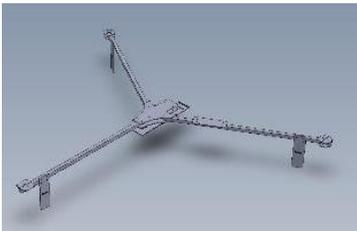
las cámaras, como por ejemplo, las cámaras para la estimación de posición. Últimamente se han desarrollado nuevos avances usando sistemas como “Kinect” donde ha demostrado su capacidad. Ya que los microcontroladores que portan los quadcopter son poco potentes (obligado para que tengan un bajo consumo), la capacidad que dispone de tratamiento de imágenes en los quadcopter es muy limitada, por lo que el uso de estos sistemas se ve condicionado.

En algunas investigaciones, se ha optado por incluir una cámara independiente al sistema que transmite directamente a un receptor provocando que el radio de alcance sea reducido. En otros casos, la cámara sólo realiza la grabación guardándose en la memoria de la misma, para su posterior tratamiento.

## **1.5 CUADRO DE COMPARACIÓN DE MULTICOPTERS**

El estudio de robots voladores han apuntado a la creación de varios modelos de los mismos, aumentando el número de motores con el fin de aportar con mayor potencia y así lograr levantar mayor cantidad de peso o entregar mayor tiempo de autonomía, lo mismo que se traduce en distancia recorrida. En Tabla 1.2, se muestra algunos de los modelos de muticopters que se pueden adquirir en la actualidad con sus ventajas y desventajas si se los compara usándolos con los mismos motores, controladores programables, variadores de velocidad, baterías y tipo de control en tierra.

Tabla 1.2 Ventajas y desventajas de los VANTs

NOMBRE	VENTAJAS	DESVENTAJAS	ILUSTRACIÓN
<b>TRICOPTER</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- De reducido costo.</li> <li>- De fácil construcción.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• De estabilidad reducida</li> <li>• Poco robusto</li> <li>• Posee menor potencia para levantar peso.</li> <li>• Su batería necesita ser de menor capacidad limitando su tiempo de vuelo.</li> <li>• Sin capacidad de vuelo por falla de un motor.</li> </ul>	 <p style="text-align: center;"><i>Tricopter [3]</i></p>
<b>QUADCOPTER</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- De menor complejidad mecánica a comparación de los tricopter.</li> <li>- De mayor estabilidad que los tris.</li> <li>- Mayor capacidad para levantar peso.</li> <li>- Mayor capacidad de estabilidad en el aire (pueden cargar baterías de mayor capacidad).</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sin capacidad de vuelo por falla de un motor.</li> <li>• Su capacidad para levantar peso es limitada.</li> <li>• Capacidad de levantar un tercio de peso más que un tricopter con las mismas características de elementos usados.</li> <li>• Su tiempo de vuelo se está ligado a la capacidad de la batería (una sola) y a su consumo energético</li> </ul>	 <p style="text-align: center;"><i>Quadcopter</i></p>
<b>HEXACOPTER</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Presenta todas las ventajas de un quadcopter.</li> <li>- Tiene capacidad de mantener vuelo si falla un solo motor pero pierde su movimiento de rotación en el eje z (yaw).</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Programación de control muy compleja.</li> <li>• Costo elevado.</li> <li>• Necesidad de mayor cantidad de baterías para un tiempo de vuelo no muy extenso.</li> </ul>	 <p style="text-align: center;"><i>Hexacopter [4]</i></p>
<b>OPTOCOPTER</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Posee todas las ventajas del hexacopter.</li> <li>- Posee capacidad de mantenerse en velo totalmente normal si uno solo de sus ocho rotores deja de funcionar.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Su peso se vuelve una limitación constante.</li> <li>• Requiere por lo menos de 5 baterías para un vuelo de aproximadamente 25 minutos.</li> <li>• Costo muy elevado.</li> </ul>	 <p style="text-align: center;"><i>Optocopter [5]</i></p>

## 1.6 DETERMINACIÓN DEL MOVIMIENTO DEL QUADCOPTER

Un quadcopter puede ser definido como un vehículo aéreo con cuatro sistemas de hélices similares a las de un helicóptero, unidas a rotores ubicados en cada extremo del marco con el objetivo de tener completo control del vehículo ya que se independiza la velocidad de cada rotor. Con independizar las velocidades de cada rotor y controlar las mismas, sus movimientos también se vuelven independientes y así de menor complejidad al momento de controlarlos. Movimientos de giro de los ángulos son cabeceo, alabeo y guiñada o también conocidos como pitch ( $\theta$ ), roll ( $\phi$ ) y yaw ( $\psi$ ), se muestran en las Figuras 1.1, 1.2 y 1.3.

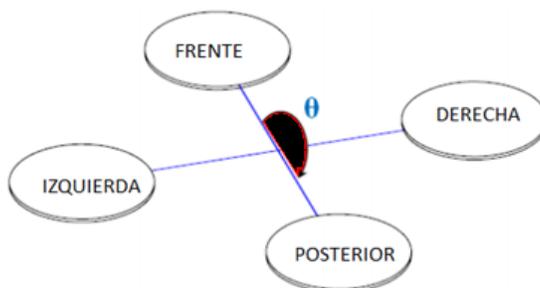


Figura 1.1 Giro "pitch" del quadcopter

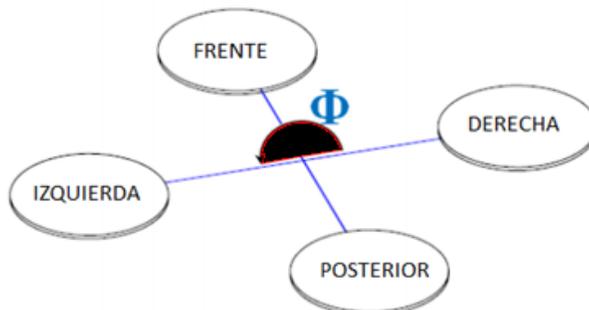


Figura 1.2 Giro "roll" del quadcopter

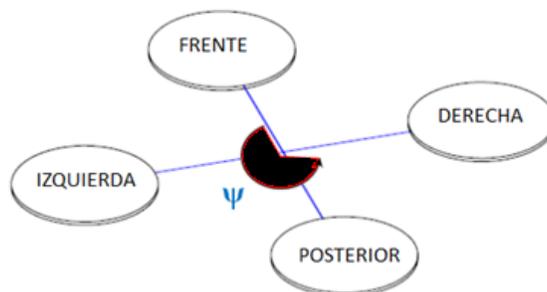


Figura 1.3 Giro "yaw" del quadcopter

Si se considera al quadcopter como una planta a controlar, dicha planta tiene básicamente cuatro entradas que son la fuerza o el empuje que se registra en cada hélice. Todo el movimiento del quadcopter se lo realiza básicamente controlando cada empuje que se relaciona directamente con la velocidad de rotación de las hélices como también de su sentido de giro.

### 1.6.1 MOVIMIENTOS DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE

El despegue del quadcopter se refiere a que éste se separa del piso hasta una posición de flotación estable, el aterrizaje del quadcopter corresponde a los movimientos contrarios al despegue. El despegue/aterrizaje implica el control en el aumento/disminución de la velocidad de los 4 rotores de manera simultánea, lo cual implica el desplazamiento vertical del quadcopter. Las Figuras 1.4 y 1.5 ilustran los movimientos.

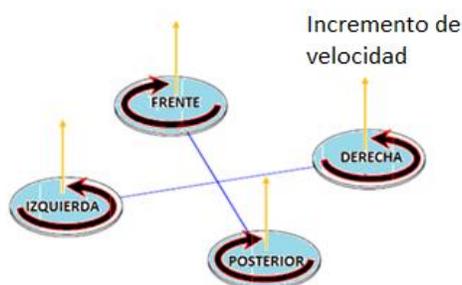


Figura 1.4 Movimiento de despegue del quadcopter

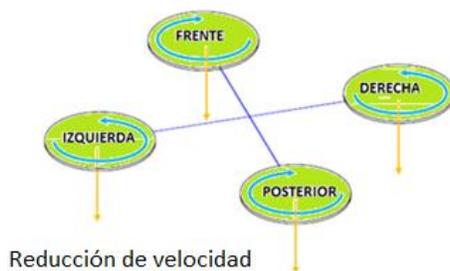


Figura 1.5 Movimiento de aterrizaje del quadcopter

### 1.6.2 MOVIMIENTOS DE AVANCE Y RETROCESO DEL QUADCOPTER

Para los movimientos de avance y retroceso del quadcopter se necesita variar el ángulo “pitch” del mismo, esto se logra aumentando únicamente la velocidad de rotación de la hélice posterior (avance) o aumentando únicamente la velocidad de giro de la hélice frontal (retroceso). Los movimientos de avance y retroceso se muestran en las Figuras 1.6 y 1.7.

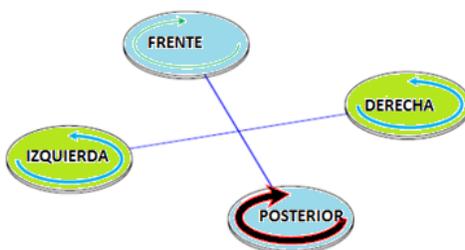


Figura 1.6 Movimiento de avance del quadcopter

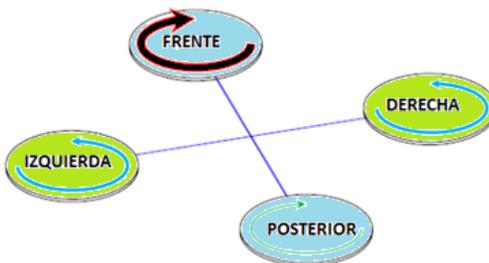


Figura 1.7 Movimiento de retroceso del quadcopter

### 1.6.3 MOVIMIENTO DE GIRO HACIA LA DERECHA E IZQUIERDA DEL QUADCOPTER

Para los movimientos de giro hacia la derecha e izquierda del quadcopter es necesario variar el ángulo de giro “yaw” (alrededor del eje “z”), dicha variación se logra al incrementar/reducir la velocidad de giro de los rotores y a su vez las hélices que giran en sentido contrario a las manecillas del reloj mientras que al mismo tiempo, se reduce/incrementa la velocidad de los que giran en sentido de las manecillas del reloj. En las Figuras 1.8 y 1.9 se muestra el movimiento derecha e izquierda del quadcopter.

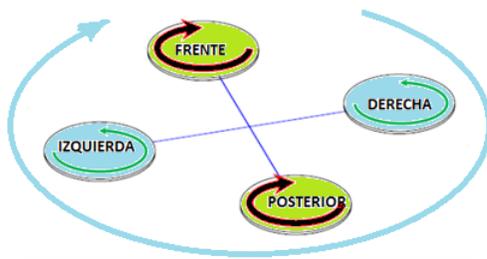


Figura 1.8 Movimiento derecha del quadcopter

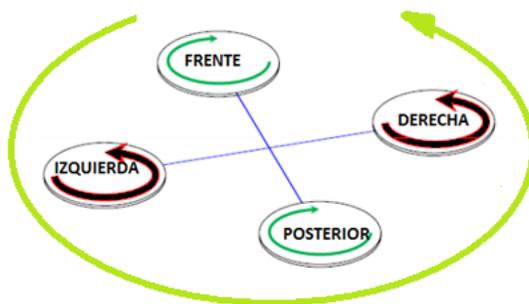


Figura 1.9 Movimiento izquierda del quadcopter

### 1.6.4 FLOTACIÓN O POSICIÓN ESTÁTICA (HOVERING)

La flotación o posición estática del quadcopter se logra al igualar la velocidad de los dos rotores que giran en sentido contrario a las manecillas del reloj y de los que giran en sentido de las manecillas del reloj de manera simultánea, logrando así, igualar la suma

total del torque generado a cero, permitiendo al quadcopter mantenerse en flotación como se muestra en la Figura 1.10:

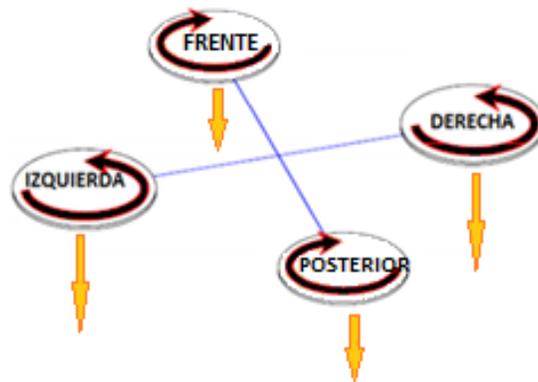


Figura 1.10 Movimiento de flotación del quadcopter

## 1.7 FUNDAMENTOS AERODINÁMICOS

El funcionamiento de un quadcopter se basa en el movimiento de cuatro hélices dobles que por separado, tienen un funcionamiento similar al de un helicóptero con una sola hélice doble. Las hélices del quadcopter son accionadas con un motor, los mismos que se encargan de proporcionar sustentación del sistema.

Para que el quadcopter realice sus funciones de vuelo es necesario calcular la potencia requerida, para lo cual se usa las teorías descritas en las siguientes subsecciones:

### 1.7.1 TEORÍA DE LA CANTIDAD DE MOVIMIENTO (TCM)

Como se ha mencionado anteriormente, la sustentación del quadcopter se asemeja mucho a un helicóptero en cada una de sus hélices. Es así que, al igual que en los helicópteros, en el quadcopter se puede observar la aplicación de la mecánica de Newton (conservación de la masa, cantidad de movimiento – energía y la energía del proceso global); en cada hélice existe una relación entre el empuje producido y la velocidad comunicada al aire.

De acuerdo con [6], se establecen algunas consideraciones para la teoría de cantidad de movimiento para vuelo axial, el mismo que se presenta en cada rotor del quadcopter:

- En vuelo axial, el movimiento es unidimensional

- El movimiento es casi estacionario, se pueden despreciar las variables temporales
- El fluido es incompresible, no viscoso
- Es un proceso adiabático (sin transferencia de calor)
- La estela del rotor no tiene movimiento de rotación, únicamente vertical
- La velocidad inducida es uniforme en todo el plano del rotor
- Sobre el fluido no se aplica ninguna fuerza externa
- Las ecuaciones se plantean en ejes ligados al rotor

A cada conjunto de rotor y hélice del quadcopter se lo puede considerar como un “disco rotor”, el mismo que presenta un cambio repentino de presión, el cual se extiende de manera uniforme. Si el VANT se encuentra en estado de flotación o “estacionario”, se considera a la columna de aire como un tubo de corriente definido tanto sobre como debajo de dicho disco, mientras que fuera del tubo, el aire no tiene perturbación. Sin rotación en absoluto, el flujo de aire se distribuye, como se muestra en la Figura 1.11.

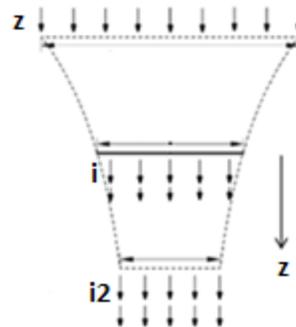


Figura 1.11 Volumen de control adaptada de [6]

La variación de presión que presenta el aire que circula a través de la hélice cumple con un ciclo, es decir, en la parte superior o inicial la presión es atmosférica y mientras se acerca a la hélice aumenta hasta pasar la misma, ya que luego de ésta, decae nuevamente hasta volver a ser atmosférica. En cuanto a la velocidad, esta aumenta desde cero en el “infinito aguas arriba” ( $v_z$ ), pasa por una velocidad en el disco ( $v_i$ ) y continúa aumentando hasta llegar a la salida ( $v_{i2}$ ) en el “infinito aguas abajo”.

Tomando el flujo del aire como ideal para la aplicación de la fórmula de Bernoulli para un tubo de Venturi [7]:

$$P_z + \frac{1}{2}\rho v_z^2 + \rho g h_z = P_i + \frac{1}{2}\rho v_i^2 + \rho g h_i \quad (1)$$

donde

- $P_z$  presión antes de entrar al tubo, en Pa;
- $\rho$  densidad del fluido, kg/m<sup>3</sup>;
- $v_z$  velocidad del fluido a la entrada del tubo, en m/s;
- $g$  gravedad, en m/s<sup>2</sup>;
- $h_z$  altura donde se realiza la medida antes de entrar al tubo, en m;
- $h_i$  altura donde se realiza la medida después de salir de la hélice, en m.

Se aplica ecuación de Bernoulli para determinar la presión para ambos lados del disco, a su entrada y a su salida inmediata, teniendo en cuenta que la altura del sistema es despreciable y la velocidad a la entrada es cero ya que se trata de la presión atmosférica, para la entrada y salida del disco se obtiene la ecuación descrita como se muestra en (2):

$$P_z = P_i + \frac{1}{2}\rho v_i^2 \quad (2)$$

donde

- $P_i$  presión de aire después del disco, en Pa;
- $\rho$  densidad del aire, en kg/m<sup>3</sup>;
- $v_i$  velocidad de aire después del disco, m/s.

Mientras que para el flujo de la salida, se tomará en cuenta la variación o cantidad de movimiento axial por el aire, representado en (3):

$$P_{i2} + \frac{1}{2}\rho v_{i2}^2 = P_i + \Delta_P + \frac{1}{2}\rho v_i^2 \quad (3)$$

donde

- $P_{i2}$  presión de aire a la salida “aguas abajo”, en Pa;
- $v_{i2}$  velocidad del aire a la salida “aguas abajo”, en m/s.

$\Delta_p$  cantidad de movimiento axial por el aire, siendo:

$$\Delta_p = \frac{1}{2} \rho v_{i2}^2 \quad (4)$$

Considerando la conservación del momento, el disco presenta un empuje  $T$  el mismo que representa la variación en aumento de la cantidad de movimiento axial del aire, por lo que se usa la expresión que se muestra en (5):

$$T = \rho A v_i v_{i2} \quad (5)$$

donde

$T$  empuje del disco, en N;

$A$  área del disco rotor, en  $m^2$ .

Por tanto  $\rho v_i v_{i2}$  se interpreta como el flujo de masa a través del disco y como se mencionó anteriormente,  $\Delta_p$  es la cantidad de movimiento axial por el aire, el cual puede expresar como se muestra a continuación en (6):

$$\Delta_p = \frac{T}{A} = \rho v_i v_{i2} \quad (6)$$

Analizando las expresiones (1.4) y (1.6) de  $\Delta_p$ , se puede deducir que la velocidad comunicada al aire es el doble a la salida del disco rotor en comparación con su entrada, como se muestra en (7):

$$v_{i2} = 2v_i \quad (7)$$

Tomando en cuenta la relación entre empuje y velocidad o reemplazando (7) en (6) y despejando el empuje, se obtiene:

$$T = 2\rho A v_i^2 \quad (8)$$

O si se conoce el empuje, despejando de (8):

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (9)$$

Siendo la carga del disco  $w$  definida por  $\frac{T}{A}$ , se reemplaza esta expresión en (9) obteniendo (10):

$$v_i = \sqrt{\frac{w}{2\rho}} \quad (10)$$

### 1.7.2 TEORÍA DE ELEMENTO DE PALA

De acuerdo con [8], para considerar a las hélices como elementos rígidos, se establece que a velocidad de rotación normal, la fuerza centrífuga hacia el exterior de las mismas es mayor que la fuerza que actúa sobre dichas hélices, por tanto éstas son consideradas como rígidas, es así que para un vuelo vertical (incluida la sustentación del VANT), la complicación más notoria se posiciona con la necesidad de incorporar las fuerzas en los extremos de las hélices, pero dicha complicación se excluye, principalmente debido a que la incidencia de la misma hélice y el ángulo de flujo de aire poseen dimensiones reducidas y se desprecia su valor.

La Figura 1.12 representa la vista superior de la hélice girando en sentido anti horario con velocidad angular  $\omega$ , con radio  $r$ , por lo que la velocidad en la punta sería  $\omega r$  o también escrita como  $V_t$ ; un fragmento de la hélice se toma a una distancia  $y$ , de longitud  $c$  y ancho  $dy$ :

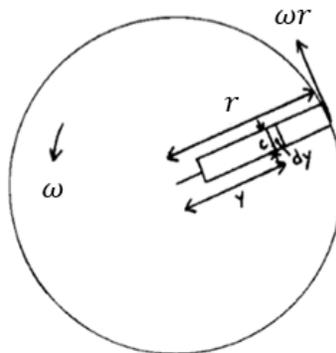


Figura 1.12 Vista superior del disco rotor adaptada de [8]

Las fuerzas aplicadas en la hélice se muestran en la Figura 1.13, en la sección analizada el flujo de aire tiene componentes de velocidad  $\omega_y$  en el plano, mientras que sus componentes perpendiculares son  $(v_i + V_c)$ , formando un vector cuya distancia se representa en (11) de la siguiente manera:

$$U = \left[ (v_i + V_c)^2 + (\omega_y)^2 \right]^{1/2} \quad (11)$$

donde

- $V_c$  vector de velocidad del aire hacia arriba, en m/s;  
 $v_i$  vector de velocidad del aire después del disco, en m/s;  
 $\omega_y$  velocidad angular en el eje y, en rad/s.

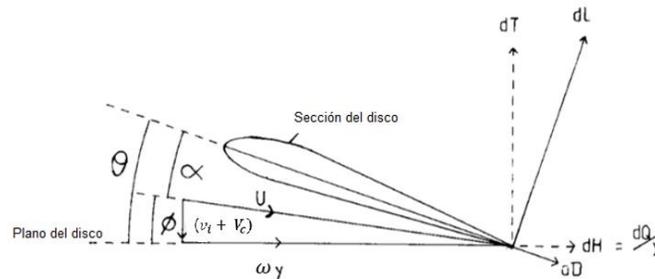


Figura 1.13 Sección de la hélice para condición de vuelo vertical adaptada de [8]

De donde el ángulo  $\theta$  es el ángulo determinado por el control colectivo del piloto. El ángulo entre la dirección del flujo y el plano de rotación, se conoce como “ángulo de aflicción”, representado por  $\phi$  y está dado por (12):

$$\phi = \tan^{-1} \left[ (v_i + V_c)^2 / \omega_y \right] \quad (12)$$

O para ángulos de aflicción considerados como “muy pequeños”, se utiliza (13):

$$\phi = \left[ (v_i + V_c)^2 / \omega_y \right] \quad (13)$$

El ángulo de incidencia de la sección de la hélice ( $\alpha$ ), se representa por (14):

$$\alpha = \theta - \phi \quad (14)$$

Las fuerzas de levante ( $dL$ ) y arrastre ( $dD$ ) en la sección se representan con (15) y (16) respectivamente:

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c \, dy \, C_L \quad (15)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c \, dy \, C_D \quad (16)$$

donde

$C_L$  coeficiente de elevación o sustentación, adimensional

$C_D$  coeficiente de avance, adimensional

## **1.8 PRINCIPALES MATERIALES QUE CONSTITUYEN AL QUADCOPTER**

El quadcopter consta de dos materiales principales para su construcción, los cuales son analizados principalmente con base a sus propiedades mecánicas por estar sometidos a fuerzas y esfuerzos cuando el VANT se encuentra en pleno funcionamiento. Los materiales a analizarse se presentan a continuación:

### **1.8.1 ALUMINIO [9]**

El aluminio es el metal no férreo de mayor abundancia en la naturaleza y a su vez es el elemento de mayor uso en cada sector (industrial, transporte, comida, entre otras).

Algunas características que posee el aluminio por las que se vuelve un material de alto consumo son:

- Posee una baja densidad (2.70 g/cm<sup>3</sup>)
- Muchas de sus aleaciones presentan un buen comportamiento en cuanto a propiedades mecánicas.
- Presenta una excelente conducción tanto térmica como eléctrica.
- Su resistencia a la oxidación (favorable en condiciones ambientales).
- Su resistencia a la corrosión.
- Su facilidad de reciclaje.

#### **1.8.1.1 Generalidades del Aluminio**

El aluminio en estado puro posee muy pocas aplicaciones debido a su baja resistencia mecánica como a su baja dureza; pero es debido a los materiales con los que forma aleaciones los que en conjunto logran combinar propiedades favorables.

Entre los elementos más comunes con los que el aluminio forma sus aleaciones están el Cobre, Silicio, Manganeso y Zinc.

### 1.8.1.2 Identificación del Aluminio

El aluminio al igual que la mayoría de las aleaciones, tiene un método de identificación o designación, el cual se basa en un sistema de cuatro números, de los cuales, el primer número (de izquierda a derecha) indica el tipo de aleación según el elemento aleante principal como se muestra a continuación en Tabla 1.3:

Tabla 1.3 Número de grupos de las aleaciones de aluminio

Primer número de identificación	Elemento de aleación principal
1	Aluminio sin aleación al 99%
2	Cu
3	Mn
4	Si
5	Mg
6	Mg, Si
7	Zn
8	Otros

Los tres números que continúan indican de manera específica la aleación de aluminio o en su defecto la pureza del mismo. En algunos casos se puede encontrar letras después del primer número, tales como “O”, lo que indica que la pieza ha sido sometida a un tratamiento de recocido siendo este de forja o de fundición según las combinaciones con otros números; también se puede encontrar la letra “H”, que significa el nivel de acritud<sup>1</sup> aplicado a los materiales que se ha realizado endurecimiento por deformación; la letra “T” indica que la aleación ha sido endurecida usando un tratamiento térmico con o sin endurecimiento por deformación posterior; la letra “F” establece que la aleación se encuentra en estado bruto o tal y como ha salido del proceso de su fabricación (que no tiene ningún tipo de tratamiento) y la letra “W” indica que la solución ha sido tratada térmicamente, usualmente aplicada a materiales que después de haber recibido un tratamiento térmico resultan con una estructura inestable y presentan envejecimiento natural.

---

<sup>1</sup> La acritud es el estado en que se encuentra un cuerpo metálico que ha perdido su ductilidad y maleabilidad.

### 1.8.1.3 Propiedades Mecánicas Del Aluminio

Las propiedades de mecánicas de los productos de aluminio varían dependiendo del tipo de aleación que estos conformen. En la Tabla 1.4 se muestran algunas constantes físicas de algunos materiales, adaptada de [10]:

Tabla 1.4 Constantes físicas de algunos materiales comerciales

MATERIAL	Módulo de elasticidad E		Módulo de rigidez		Relación de Poisson	Peso unitario (W)
	Mpsi	GPa	Mpsi	GPa	$\nu$	kN/m <sup>3</sup>
Aluminio (todas las aleaciones)	10,3	71,0	3,80	26,2	0,334	26,6
Cobre al berilio	18,0	124,0	7,0	48,3	0,285	80,6
Latón	15,4	106,0	5,82	40,1	0,324	83,8
Acero al carbono	30,0	207,0	11,5	79,3	0,292	76,5
Cobre	17,2	119,0	6,49	44,7	0,326	87,3
Vidrio	6,7	46,2	2,7	18,6	0,245	25,4

## 1.8.2 ACRÍLICO

El “polimetilmetacrilato” (PMMA) o más conocido como acrílico es un termoplástico<sup>2</sup> que proviene del metacrilato de metilio (C<sub>5</sub>H<sub>8</sub>O<sub>2</sub>); en su estado natural se lo encuentra totalmente transparente, pero se le puede dar el color añadiendo pigmentos; este material posee muy buenas propiedades en cuanto transmisión y difusión de luz.

### 1.8.2.1 Generalidades del Acrílico [11]

El acrílico se presenta de una manera inerte a muchas sustancias corrosivas, incluso se lo considera como un material idóneo para aplicaciones al aire libre. Las láminas de acrílico tienen un gran campo de uso ya que su maleabilidad y propiedades mecánicas lo hacen apetecible para varias áreas tales como artesanía, industriales, medicina, entre otras.

<sup>2</sup> Los materiales termoplásticos hacen referencia al conjunto de materiales que están formados por polímeros que se encuentran unidos mediante fuerzas intermoleculares o fuerzas de Van der Waals, formando estructuras lineales o ramificadas.

Las principales características de este material termoplástico son:

- Resistencia espontánea a la luz solar (U.V.) y agentes atmosféricos.
- Buenas propiedades mecánicas y eléctricas.
- Bajo peso específico.
- Buena dureza y relativa resistencia al rayado.
- El material cristal incoloro, transmite el 92% de la luz incidente.
- Resistente a la mayoría de las más comunes sustancias químicas.
- Aislante térmico y acústico.
- Fácil de maquinar.
- Gran capacidad de termoformado.
- Reciclable.
- Buena resistencia a la flexión.

En Tabla 1.5 se muestra una comparación de características físicas entre distintos materiales y el acrílico.

Tabla 1.5 Comparación de propiedades físicas entre el acrílico y otros materiales, adaptada de [12]

PROPIEDAD	COMPARACIÓN
Aislamiento eléctrico	Similar a la porcelana y al mármol
Aislamiento térmico	un 20% más aislante que el vidrio
Bloqueo de rayos U.V.	Superior al vidrio común. Se puede encontrar algunas variaciones según la necesidad
Conductividad térmica	Cuatro veces menos que el vidrio
Deformación térmica	Levemente superior al vidrio
Facilidad de maquinado	Similar a la madera dura o metales blandos
Peso	Es 50% más liviano que el vidrio y 43% más liviano que el aluminio

### 1.8.2.2 Propiedades Mecánicas del Acrílico

El acrílico como se ha mencionado anteriormente presenta muy buenas propiedades a comparación de otros materiales, de entre dichas propiedades, las que poseen mayor interés para la realización del proyecto son su peso y su resistencia a la flexión, entre otras. A continuación se presentan algunas propiedades mecánicas del PMMA en Tabla 1.6:

Tabla 1.6 Propiedades mecánicas del Acrílico (PMMA) adaptada de [12]

PROPIEDAD	NORMA ASTM	VALOR	UNIDAD
Elongación a la rotura	D-638	2	%
Módulo de elasticidad a la tracción	D-638	30.000-32.000	kg/cm <sup>2</sup>
Módulo de flexión	D-790	28600	kg/cm <sup>2</sup>
Módulo de la resistencia a la compresión	D-695	21420	kg/cm <sup>2</sup>
Resistencia a la compresión	D-695	1020	kg/cm <sup>2</sup>
Resistencia a la flexión	D-790	1020	kg/cm <sup>2</sup>
Resistencia a la tracción	D-638	700	kg/cm <sup>2</sup>

## 1.9 COMPONENTES ELECTRÓNICOS DEL QUADCOPTER

Una vez que se conoce el principio de funcionamiento del quadcopter y los movimientos que será capaz de realizar, es imprescindible conocer la parte electrónica que en conjunto con la estructura mecánica permiten la maniobrabilidad del mismo.

### 1.9.1 MOTORES BRUSHLES

Los motores de corriente directa sin escobillas o BLAC (por sus siglas en inglés “brushless AC motor”) son actualmente los motores de mayor uso en cuanto a aeromodelismo se trata. Entre las ventajas que presenta este tipo de motor de corriente directa, la eficiencia es la que se destaca por sobre las demás. Los motores BLAC también se los conoce como motores de “conmutación electrónica”.

El nombre de escobillas viene dado ya que en un principio, los motores convencionales de corriente directa en vez de estar constituidos por carbones (como se los encuentra en la actualidad), poseían en su interior laminillas de cobre, cumpliendo la misma función de transmisión de electricidad hacia el rotor.

Los motores brushless poseen imanes permanentes y la disponibilidad de varios polos tanto en el rotor como en el estator como se observa en la Figura 1.14. De manera constructiva, estos motores se asemejan a los motores síncronos trifásicos de rotor con imanes permanentes. Los devanados del estator son alimentados con voltajes tales que consigan un efecto de “persecución” por parte del rotor sobre los campos magnéticos creados por el estator.



Figura 1.14 Rotor y estator de un motor brushless

Fuente: [www.hooked-on-rc-airplanes.com](http://www.hooked-on-rc-airplanes.com) [13]

Las principales ventajas que se encuentra al utilizar un motor BLCD son:

- Poseen una importante diferencia en cuanto a eficiencia comparados con los motores DC convencionales ya que la energía disipada en forma de calor es menor.
- Presentan un mayor rendimiento, su consumo energético es menor, prolongando así la duración de la fuente de energía que lo alimenta.
- Las relaciones entre par/intensidad y velocidad/frecuencia entregadas son superiores en comparación con los motores DC convencionales.
- Las restricciones mecánicas son reducidas, lo que permite un mayor rango de velocidad.
- Posee la peculiaridad de mantener su relación velocidad/par motor.
- Brindan mayor fiabilidad.
- Generan menor interferencia con otros circuitos.

Por parte de las desventajas de los motores BLAC:

- Su control se lo puede lograr únicamente bajo un complicado circuito controlador electrónico de velocidad, ESC (por sus siglas en inglés “electronic speed controller”) y a su vez, constituyen un costo adicional.

Es muy importante mencionar algunas de las características de fabricación pues se las debe tener muy presente al momento de su selección para que esta sea correcta:

- La constante “Kv” que poseen estos motores, es un indicador de la cantidad de RPM (revoluciones por minuto) por cada voltio aplicado, es decir para un Kv igual a 980, operando a 11.1 V, el motor girará a 10878 r.p.m.
- La potencia nominal del motor está directamente relacionada con la carga máxima que puede soportar.
- El voltaje requerido para una correcta operación se ve representada por la alimentación, por tanto la batería cumple debe también ser escogida cumpliendo este requisito.

## 1.9.2 CONTROLADORES DE VELOCIDAD

Como se ha mencionado anteriormente, los motores BLAC precisan de un componente electrónico para su control, dicho componente es un variador de velocidad o también conocido como ESC (“Electronic Speed Controller”), el cual es un circuito electrónico que sirve de interfaz entre la parte de control y la parte de potencia de los motores BLAC.

La función principal de un ESC es el recibir una señal del controlador con una potencia baja, y convertirla en una señal alterna trifásica de alta potencia, dichos ESC poseen los cables de alimentación y señal a un lado como entradas y al otro lado tienen 3 cables siendo estos los que envían una señal trifásica a los motores, como se puede observar en la Figura 1.15:



Figura 1.15 ESC Skywalker 40A - 3S

Fuente: [www.rcmart.com](http://www.rcmart.com) [14]

La señal que reciben los ESCs corresponde a una señal de modulación de ancho de pulso o PWM (“pulse width modulation”), cuya frecuencia y ciclo de trabajo son variables

predeterminadas. El ciclo de trabajo normalmente se presenta en el rango de 1 a 2 [ms], mientras que la frecuencia toma valores de 50 [Hz] y 490 [Hz].

El período ( $T$ ) y el ancho de pulso ( $a$ ), se muestran en la Figura 1.16, la misma que representa una señal de entrada generada por el ESC en un tiempo  $t$ :

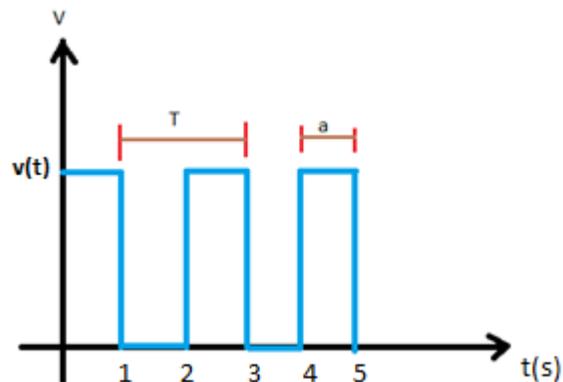


Figura 1.16 Señal de onda cuadrada para un voltaje modificando su ciclo de trabajo, PWM

Se puede observar que el período comprende tanto el ancho de pulso en alto como el ancho de pulso en bajo; al pulso en estado activo o en alto se lo conoce también como “uno lógico”, mientras que al pulso en bajo como “cero lógico”.

### 1.9.3 ALMACENAMIENTO DE ENERGÍA

El quadcopter como todo robot, requiere de una fuente de energía para ser operado o pueda cumplir con sus requerimientos de funcionalidad, para este tipo de robots se considera a las baterías como sus fuentes de energía eléctrica.

En general, a las baterías se las puede comparar con capacitores o acumuladores de energía eléctrica, las mismas que están conformadas por dos partes principales que son el ánodo y el cátodo. El ánodo es el electrodo que en el cual se lleva a cabo la oxidación mientras que el cátodo es el electrodo donde se efectúa la reducción, este par de electrodos conforman la celda electroquímica la cual es la base de una batería donde debido al intercambio de electrones producen la energía requerida por el quadcopter.

Las principales características a tener en cuenta para la selección de la batería son:

- La cantidad de energía que puede almacenar, la misma que se obtiene de la multiplicación entre el voltaje nominal (mostrado o marcado por el fabricante) y los Amperios-hora indicados en la batería.
- El número de celdas que contiene la batería y el tipo de conexión que existe entre estas ya que puede ser en serie o paralelo, significando que el sistema a ser alimentado requiera de mayor corriente o en su defecto, de mayor voltaje; la potencia de la batería será la misma para cualquiera de los dos casos. Por ejemplo, una batería “3s” se refiere a tres celdas en serie, cada una con tensión propia e iguales entre sí.
- La corriente máxima de descarga es la cantidad de veces que la batería puede multiplicar su capacidad de descarga para así conservar la intensidad requerida por el circuito que alimenta. Los fabricantes de baterías LiPo, suelen incluir una valoración ‘C’ para indicar la corriente máxima de descarga.

Los vehículos aéreos no tripulados, se caracterizan por tener un alto consumo energético, por lo cual se requiere una alta capacidad almacenamiento. Las baterías influyen directamente en el consumo energético de los VANTs debido principalmente a su peso. Para una selección de batería se debe tomar en cuenta los siguientes parámetros:

- Voltaje de cada celda, es decir, las baterías se conforman por varias celdas, cada una con un valor propio pero iguales entre sí, es decir, su total es la sumatoria ya que dichas celdas se encuentran en serie.
- Capacidad para recargar, cada batería tiene un número determinado de recargas, lo más óptimo es que dicho número sea el mayor posible.
- Tiempo de descarga, es necesario conocer el tiempo en que se demora la batería en descargarse de manera automática después de ser desconectada.
- Densidad energética, o la cantidad de energía almacenable por cada kg de peso. Este es un parámetro muy importante, puesto que, como se ha mencionado, el peso es un factor principal en el diseño del quadcopter.

En Tabla 1.7 se muestran algunos de los parámetros antes mencionados de diferentes tipos de baterías:

Tabla 1.7 Características de los diferentes tipos de baterías que se pueden encontrar en el mercado adaptada de [15]

Tipo	Energía/Peso (Wh/kg)	Voltaje por celda (V)	Número de recargas posibles	Tiempo de carga (h)	Auto descarga por mes (%)
Plomo	30-40	2	1000	8--16	5
Ni-Fe	30-55	1,2	10000	4--8	10
Ni-Cd	48-80	1,25	500	10--14	30
Ni-Mh	60-120	1,25	1000	2--4	20
Ni-ion	110-160	3,16	4000	2--4	25
Li-Po	100-130	3,7	5000	1--2	10

#### 1.9.4 CONTROLADOR DE VUELO

El controlador de vuelo o también llamado IMU “Inertial Measurement Unit”, es un sensor electrónico compuesto por un magnetómetro (mide fuerza y dirección de un campo magnético), un acelerómetro (mide aceleración del movimiento de un objeto en sus distintos ejes), giroscopio (mide la aceleración angular de un cuerpo). Este microcontrolador ha evolucionado mucho desde su creación, empezando por los sistemas micro-electrónicos (Figura 1.17), o también conocidos como MEMS por sus siglas en inglés “Micro Electro Mechanical Systems”, los cuales en la década de los 90’s impresionaron mucho y se los incluyó en aplicaciones automotrices.



Figura 1.17 Sistema inercial de navegación en combinación con sensores inerciales MEMS

Fuente: [www.vectornav.com](http://www.vectornav.com) [16]

El IMU equipado con todos los sensores, posee nueve grados de libertad. Los grados de libertad en el caso del quadcopter como sistema dinámico, es el quadcopter mismo como una partícula y las direcciones en que es posible que realice un movimiento; existen dos grados de libertad, los relacionados con la posición de la partícula y aquellos que se relacionan con la velocidad de la misma. La razón por la que el IMU integra varios sensores es debido a que estos se corrigen entre sí mediante un algoritmo de fusión, el mismo que logra hacer posible la distinción entre rotaciones y perturbaciones.

El acelerómetro en el IMU es el sensor que mide la aceleración propia o la fuerza específica del quadcopter. Puede ser comprendido como un conjunto de resortes y una masa que dependiendo la posición del acelerómetro, indicará cuando se han comprimido y cuanto se han estirado los resortes que sostienen la masa en movimiento la cual se desplaza a causa de la fuerza gravitacional, como se representa en la Figura 1.18:



Figura 1.18 Conjunto explicativo de masa y resortes

Se puede observar el conjunto explicativo donde la masa es el elemento afectado por la gravedad mientras que los resortes (R1 y R2), son los elementos que registran la fuerza con la que realizó el movimiento la masa.

El giroscopio es el sensor que permite registrar los cambios de orientación del quadcopter en el tiempo, midiendo la velocidad angular en cada eje del mismo. En la antigüedad, los giroscopios tenían limitadas aplicaciones militares debido a su tamaño y peso; en la actualidad, los dispositivos IMU poseen giroscopios de tipo MEMS o de Sistemas Micro Electro-Mecánicos (“Micromechanical System”), desplazando los impedimentos de peso y tamaño da tal manera que ahora son muy comunes en dispositivos electrónico, tales como celulares, controladores de videojuegos, tablets, portátiles, etc. Los giroscopios pueden ser de tres tipos rotatorios, vibratorios u ópticos.

El magnetómetro es otro de los sensores que ayudan en el vuelo del quadcopter, este mide la fuerza y la dirección del campo magnético al que está sometido, estos sensores son ampliamente utilizados en la actualidad. Inicialmente los magnetómetros son utilizados para medir el campo magnético terrestre o también conocido como “magnetósfera” y para medir variaciones en el mismo; la aplicación principal es en la rama militar, pues estos ayudan con la detección de submarinos, de aviones anti-submarinos y vehículos terrestres que generan alteraciones en los campos magnéticos. Entre otros usos de los magnetómetros, el de principal interés para el proyecto de diseño y construcción del quadcopter, es el de brújula ya que, en los últimos años dichos

sensores se los ha miniaturizado para incorporarlos en varios dispositivos electrónicos. Por dicha razón ahora se ha facilitado su obtención, uso e integración con otros sensores.

### **1.9.5 COMUNICACIÓN CON EL QUADCOPTER**

Como se ha mencionado anteriormente, los VANTs poseen la capacidad de ser manejados de una manera remota, es decir, no tripulada. En orden para cumplir con esta especificación, se debe incorporar un sistema de comunicación al quadcopter que le permita cumplir sus funciones de manera eficaz. Existen varios métodos de comunicación inalámbrica tales como bluetooth, wifi, por radio frecuencia, entre otros.

El alcance del proyecto muestra la imposición de un control por radio frecuencia, este método de comunicación es el más utilizado en cuanto a aplicaciones con VANTs o aeromodelismo y resulta ser lo suficientemente confiable como para la aplicación. Dicho sistema cuenta con dos partes esenciales que son el emisor o también llamado transmisor, desde el cual se envía las órdenes o comandos hacia el “receptor”, el mismo que está conectado al IMU. El transmisor emite una señal modulada de acuerdo al movimiento de los joystick y botones del control o dispositivo del piloto en tierra. Generalmente la transmisión por radio frecuencia se la realiza por FM (frecuencia modulada) ya que evita de mejor manera las interferencias.

Tanto emisor o transmisor como receptor se los sincroniza con el fin de que se enlacen por el mismo canal o por la misma frecuencia, con el fin de que el receptor al leer las señales enviadas desde el transmisor, las procese y envíe hacia el IMU, el mismo que precederá a realizar las funciones establecidas.

Los controles de RF o transmisores pueden ser de varios canales, esto es, cada canal es una señal que controla una sola acción. En la Figura 1.19 se observa un control de cuatro canales:



Figura 1.19 Ejemplo de control de seis canales que funciona a una frecuencia de 2.4 GHz

## 1.10 MODELACIÓN DEL SISTEMA

Una vez que se ha conocido todos los movimientos que el quadcopter es capaz de realizar y los materiales a utilizarse, es necesario el conocimiento de sus parámetros y limitaciones físicas para así introducir sus variables en un correcto modelamiento matemático, el cual se lo realizará con la ayuda de un software que posee la capacidad de análisis en cuanto a teoría de control se refiere.

El objetivo del uso de un software es el aprovechamiento del mismo como herramienta para realización de un test visual en cuanto al diseño de control matemático; existen algunos programas o software que de acuerdo a sus capacidades ayudan de mejor manera como por ejemplo Python, Mathematica, MatLab, SMath Studio, entre otros. Por conocimientos previos, experiencia y efectividad, se utilizará "MATLAB", el cual es lo suficientemente completo como para ayudar a visualizar el comportamiento del quadcopter regido por las limitaciones antes explicadas junto con el modelo de control que se lo incorpore.

Para el diseño del modelo de control, existen algunas opciones para alcanzar los objetivos deseados como son teoría de redes neuronales, un control difuso, control P.I., control P.I.D., entre otros. Para este análisis se explicará el manejo del sistema de control P.I.D. ya que este se usará en el proyecto.

### 1.10.1 SISTEMA DE CONTROL PID

El PID (Proporcional – Integral – Derivativo) es un sistema de control de lazo cerrado que tiene por objetivo aproximar la señal actual de la planta hacia el valor deseado.

Al mencionar un control de lazo cerrado, implica que existe una realimentación, dicho concepto de realimentación se lo considera como sencillo o simple pero al mismo tiempo lo suficientemente seguro ya que por un lado reduce los efectos de las perturbaciones, por otro, puede hacer que el sistema controlado sea insensible a las variaciones del proceso siguiendo fiel y únicamente a sus señales de entrada, sin embargo es necesario reconocer que el proceso con realimentación, desde su creación, ha tenido una gran influencia en el desarrollo de la tecnología, haciendo grandes avances en los campos de control.

El PID es una implementación simple de la idea de realimentación. Posee la capacidad de eliminar errores en estado estacionario con la acción integral y puede anticipar errores futuros con la acción derivativa. El uso de controles PID e incluso PI se los considera suficientes para muchos problemas de control. Actualmente es muy común el uso de dispositivos que han sido incorporados con sistemas de control PID, desde dispositivos de reproducción de CDs, DVDs hasta microscopios de fuerza atómica.

La evolución en los procesadores a los cuales se los integra el control PID, han hecho posibles muchos avances en la autonomía del mismo ya que es posible hacerlo auto ajustable, modificando de manera automática sus ganancias por separado, adaptaciones continuas y diagnósticos, sin embargo hay aplicaciones donde se prefiere la sintonización manual.

En la Figura 1.20 se muestra un diagrama básico de bloques de un proceso con realimentación.

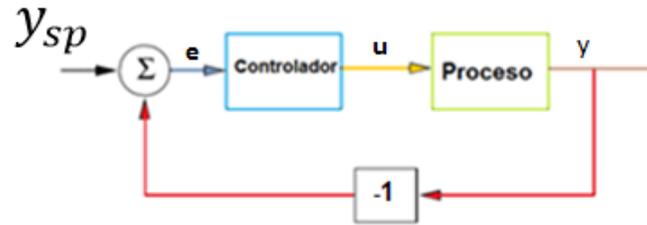


Figura 1.20 Diagrama de bloques, proceso de control con realimentación

Como se puede notar, el bloque del “Proceso”, posee una variable de entrada o también llamada variable de control y denotada por  $u$ , dicha variable de control influye sobre el proceso por medio de un actuador. La salida del proceso presenta la variable de proceso y se representa por  $y$ , dicha variable se mide con un sensor. En la Figura 1.19 se considera al actuador y al sensor en un solo bloque (Proceso). El valor que se considera como deseado de la variable de proceso se llama “set point” o valor de referencia, a la cual se lo denota por  $y_{sp}$ . El error de control es “ $e$ ” y representa la diferencia entre el valor deseado y la variable de proceso ( $e = y_{sp} - y$ ). Este tipo de realimentación se la conoce como “realimentación negativa” ya que la variable manipulada se mueve en dirección contraria a la variable de proceso.

El algoritmo del PID comúnmente es descrito de la siguiente manera en (17):

$$u(t) = K \left( e(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e(t) dt + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (17)$$

donde

- $u$       señal de control, en el dominio del tiempo.
- $e$       error de control ( $e = y_{sp} - y$ ), en el dominio del tiempo.

Como se puede notar, en (17), la señal de control es una sumatoria de los términos P (proporcional al error), I (proporcional a la integral del error) y D (proporcional a la derivada del error), mientras que los parámetros del controlador son la ganancia proporcional  $K$ , en tiempo integral  $T_i$  y el tiempo derivativo  $T_d$ .

### 1.10.2 CONTROL PROPORCIONAL

Si se analiza un control proporcional netamente puro, se obtiene de (17) lo siguiente:

$$u(t) = K e(t) + u_b \quad (18)$$

donde

$u_b$  es una polarización o un reset, en el dominio del tiempo.

Cuando el valor del error llega a ser cero, la señal de control se iguala a  $u_b$ , siendo esta polarizada de manera automática o manualmente.

### 1.10.3 CONTROL INTEGRAL

El principal objetivo del control integral es el asegurarse que la salida del proceso coincida con al punto de consigna ( $y_{sp}$ ), en estado estacionario. Es así que el control proporcional siempre poseerá un error constante en estado estacionario, mientras que con el control integral, un pequeño error positivo provocará una señal de control creciente y un error negativo provocará una señal de control decreciente, sin tomar en cuenta el tamaño del error. Es por esto que un control integral siempre entregará un valor de error igual a cero en estado estacionario.

El control integral se ve representado por (19):

$$u = K \left( e + \frac{1}{T_i} \int e(\tau) d\tau \right) \quad (19)$$

donde

$K$  ganancia proporcional, adimensional;

$T_i$  tiempo integral, en s.

La eliminación del error ocurre cuando  $T_i$  posee valores finitos, mientras que cuando posee grandes valores, la respuesta se mueve lentamente hacia el punto de consigna.

### 1.10.4 CONTROL DERIVATIVO

El principal objetivo del control derivativo es el mejorar la estabilidad en lazo cerrado. La inestabilidad de un sistema se lo puede describir como “el tiempo que le toma el sistema de control el detectar que un cambio en la variable de control que ha sucedido a causa de la dinámica del proceso”. Es por esto que la integración del control derivativo con el proporcional se vuelve necesario y se lo interpreta como si el control se hiciese

proporcional a la salida “anticipada” del proceso. La estructura básica de un controlador PD se presenta con (20):

$$u(t) = K \left( e(t) + T_d \frac{de(t)}{dt} \right) \quad (20)$$

El control derivativo muestra una proporcionalidad a una estimación del error de control desde el tiempo  $T_d$  en adelante, para la estimación se la realiza por extrapolación lineal. Realizando un pequeño análisis, para un tiempo  $T_d = 0$ , se obtendría un control PI totalmente puro. Para situaciones cuando se presenta un amortiguamiento en aumento, este se debe a que el tiempo derivativo igualmente en aumento, sin embargo, cuando este es demasiado grande, el amortiguamiento tiende a disminuir también.

## 1.11 ENSAYOS MECÁNICOS PARA MATERIALES

Un ensayo se denomina a toda prueba que tiene como fin determinar las propiedades de una material. Los principales objetivos para realizar ensayos a un material son:

- Aportar información rutinaria acerca de la calidad de un producto comercial o de control.
- Tomar nueva información o confirmar la misma sobre materiales conocidos, también se puede conocer propiedades de nuevos materiales.
- Obtener medidas exactas de las propiedades fundamentales o constantes físicas en medición científica.

Una vez que es determinado el objetivo del ensayo, se prosigue a seleccionar el ensayo dependiendo de los datos esperados; para la clasificación de los ensayos, se considera:

- En función del deterioro del material (destructivos y END)
- En función de la finalidad del ensayo (técnicos y científicos)
- En función de la propiedad a determinar:
  - o Ensayos físicos.
  - o Ensayos químicos.
  - o Ensayos mecánicos.
  - o Ensayos tecnológicos.

### 1.11.1 ENSAYOS DESTRUCTIVOS

De manera resumida, los ensayos mecánicos tienen la finalidad de determinar los esfuerzos máximos soportados a la deformación.

Los ensayos destructivos son aquellos que, mediante el uso de herramientas o máquinas, se producen alteraciones irreversibles en la composición química, mecánica o de la geometría del material de estudio. Dentro de los ensayos destructivos se encuentran el ensayo de tracción, ensayo de flexión, ensayo de impacto, ensayos de dureza (Rockwell, Brinell y Vickers), entre otros.

#### 1.11.1.1 Ensayo de Tracción

El ensayo de tracción es uno de los ensayos más utilizados para obtener las propiedades mecánicas de un material.

El ensayo consiste en someter a un extracto de material de dimensiones y forma definidas de acuerdo a la norma a utilizarse para el ensayo, a un esfuerzo constante de tracción (tendencia a estirar al material), hasta que en este ocurra una ruptura como se muestra en la Figura 1.21:

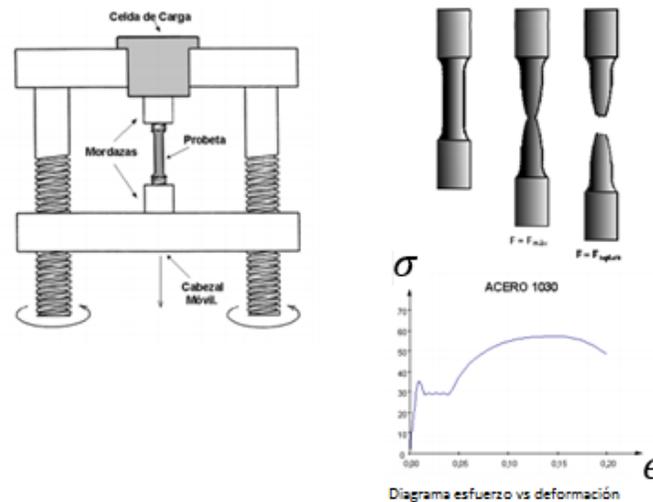


Figura 1.21 Esquema ensayo de tracción adaptada de [10]

Como se puede observar, el ensayo de tracción sobre una probeta de acero, devolverá una tabla de valores entre esfuerzo y deformación que se los puede graficar para interpretar de mejor manera.

### 1.11.1.2 Ensayo de Flexión

El esfuerzo de flexión puro se obtiene cuando a un cuerpo se le aplican pares de fuerzas perpendiculares a su eje longitudinal, provocando así el giro de las secciones transversales con respecto a sus apoyos.

Para realizar este ensayo, es necesario colocar una barra de material, simplemente apoyada con la carga colocada en el punto medio como se muestra en la Figura 1.22:

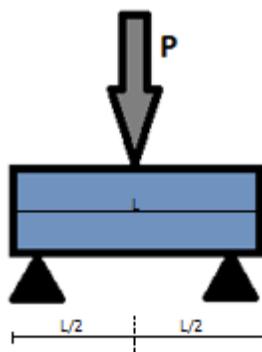


Figura 1.22 Esquema básico de un ensayo de flexión

Al igual que ensayo de tracción, el ensayo de flexión, provocará deformación en la probeta del material, mientras se está realizando el ensayo, la línea neutra se irá flexionando denominándose “flecha” a la distancia vertical entre la posición inicial de dicha línea y las posiciones instantáneas que tome, medidas en el lugar de mayor flexión de la probeta.

## 1.12 REGLAS ECUATORIANAS PARA USO DE VANTs

De acuerdo con la Dirección Nacional de Aviación Civil, en la resolución No. 251 / 2015, se aprobó el establecimiento de disposiciones complementarias que normen la operación de los VANTs en el Ecuador (véase ANEXO A), tomando en cuenta algunos aspectos entre los que se encuentran:

- La distancia mínima de operación de un VANT con respecto a un aeródromo o base militar, es de 9 kilómetros.
- La altura máxima de vuelo es de 400 pies (122 metros).

- Las condiciones climáticas de operación deben ser favorables (buena iluminación solar y cielo despejado), como a su vez, las horas de vuelo se toman aquellas comprendidas entre la salida y puesta del sol.
- En caso de accidente, el operador del VANT será el responsable de afrontar las consecuencias.

En el siguiente capítulo, se realiza un análisis de alternativas con el cual se define el modelo del quadcopter a construir. Con la ayuda de una metodología de diseño específica se da paso al diseño conceptual seleccionándose la opción más adecuada.

## CAPÍTULO II

### ANÁLISIS DE ALTERNATIVAS

En este capítulo se analiza las posibles alternativas de diseño para un quadcopter siguiendo un esquema de establecer la metodología de diseño, seguido de un diseño conceptual y la realización de un análisis de alternativas para de entre estas seleccionar la más adecuada en la construcción del quadcopter.

#### 2.1 METODOLOGÍA DE DISEÑO

Siguiendo con la línea del “ciclo básico de diseño” según [17], ésta no ofrece suficiente alcance para considerarse como metodología de diseño, es por esto que se torna favorable un proceso de diseño que consta de 4 etapas, las cuales se citan a continuación en la Tabla 2.1 y se desarrollan en las secciones siguientes.

Tabla 2.1 Etapas de diseño para el quadcopter

Etapa	Especificación	Resultados
Primera	Definición del modelo	Especificación
Segunda	Diseño conceptual	Principios de solución, estructura funcional, estructura modular
Tercera	Diseño de materialización	Planos de conjunto
Cuarta	Diseño de detalle	Planos de pieza, documentos de fabricación

##### 2.1.1 PRIMERA ETAPA – DEFINICIÓN DEL PRODUCTO

Como se puede observar en la Tabla 2.1, esta primera etapa tiene como resultado las especificaciones del producto, por lo cual analiza las necesidades a resolverse con el desarrollo del prototipo.

La decisión de desarrollar este proyecto ha partido por la manifestación de una necesidad, es imprescindible la construcción de un proyecto sobre el cual se apliquen los diferentes teoremas, leyes y teoría adquirida para así demostrar el trabajo realizado en la Universidad Internacional del Ecuador, en la carrera de Mecatrónica. A continuación, se definirá el producto usando el método del desarrollo de la función de calidad (QFD).

### 2.1.1.1 Definición del Producto

La definición del producto explicará de manera precisa el conjunto de determinaciones, características o prestaciones que guiarán el diseño y su desarrollo; la definición está apegada a un carácter de requerimiento.

El quadcopter debe cumplir con sus funciones, es decir, debe ser capaz de realizar vuelos de manera guiada por radio frecuencia, el conjunto motores y hélices deben ser capaces de cumplir con el requisito de levantar la estructura del quadcopter, su comportamiento debe ser comparable con un VANT comercial pre-fabricado.

### 2.1.1.2 Lista de especificaciones (Checklist)

Como se menciona en el Capítulo I, sección 1.1, las especificaciones de un quadcopter con las facultades de vuelo que debe cumplir, a continuación se muestran algunas especificaciones del mismo en Tabla 2.2:

Tabla 2.2 Lista de requerimientos o especificaciones para el quadcopter

LISTA DE REQUERIMIENTOS	
CONSIDERACIÓN	ESPECIFICACIÓN
<b>Función</b>	Capacidad de sustentación ("hovering"). Integración de control por radio frecuencia para pilotaje desde tierra. De diseño amigable con el usuario.
<b>Dimensiones</b>	De cuatro rotores y hélices. Considerablemente liviano, similar a un quadcopter del mercado.
<b>Movimientos</b>	Facilidad de manipulación los ángulos de giro "roll", "pitch" y "yaw". Capacidad de realizar movimientos de avance, retroceso, incrementar y disminuir su altura de vuelo.
<b>Fuerza de empuje</b>	El peso del quadcopter debe ser levantado por la acción de la combinación entre rotores y hélices. El marco del quadcopter debe soportar realizar varias pruebas de vuelo sin deformarse.
<b>Autonomía</b>	La batería a utilizarse debe ser liviana y de suficiente capacidad de almacenamiento. Una sola batería debe ser montada en el quadcopter. Tiempo de vuelo suficiente para demostrar sus funciones (5 minutos, aproximadamente).
<b>Materiales</b>	Los materiales a utilizarse deben ser livianos y resistentes al mismo tiempo.
<b>Señales y control</b>	El quadcopter debe utilizar acelerómetro, giroscopio para su control de vuelo. Se debe ocupar un circuito integrante de sensores. El quadcopter debe ser controlado por radio frecuencia desde tierra.
<b>Fabricación y montaje</b>	La construcción del quadcopter debe ser simple. De fácil sustitución de elementos defectuosos. De rápido acceso a la batería. Materiales usados tienen que ser comunes.
<b>Transporte</b>	De fácil transportación.
<b>Vida útil y mantenimiento</b>	El acceso para realizar mantenimiento debe ser sencillo. El quadcopter será utilizado para estudios futuros.
<b>Costo</b>	Su costo debe ser reducido.
<b>Seguridad</b>	El quadcopter debe poseer buen aspecto para el usuario. Debe ser amigable con el usuario, no representar amenaza a su integridad física.
<b>Impacto ambiental</b>	De una sola batería recargable. Los materiales reciclables o reutilizables en caso de desarme.
<b>Aspectos legales</b>	Según la Dirección Nacional de Aviación Civil.

### **2.1.1.3 Implementación de la matriz de Despliegue de la Función de Calidad**

De acuerdo con [17], es de suma importancia comprender los conceptos tanto de calidad, “el conjunto de propiedades y características de un producto o servicio que confiere la aptitud para satisfacer necesidades expresadas o implícitas”, como también el de la implementación de un modelo de calidad al proyecto, el cual se refiere a asegurar una buena organización con procedimientos, metodologías y herramientas adecuadas, transformando los requerimientos y deseos del usuario en requerimientos técnicos de ingeniería en la fase de diseño y fabricación.

El proceso de desarrollo de la función de calidad consta de cuatro fases, las cuales son planificación del producto, despliegue de componentes, planificación del proceso y planificación de la producción; para la realización de este proyecto se aplicará solo la primera fase por ser un único ejemplar prototipo.

### **2.1.1.4 Casa de la Calidad QFD**

La “casa de la calidad” traduce los requerimientos del usuario a requerimientos técnicos de ingeniería y se distingue por seis pasos que son:

- Voz del usuario - se refiere a las demandas del cliente, en este caso el cliente será la Universidad Internacional del Ecuador, quien exige que el proyecto cumpla con los objetivos de vuelo, control por radio frecuencia e implementación de un control de vuelo propio. Existen tres tipos de demandas que son básicas, unidimensionales y estimulantes.
- Análisis de la competitividad – se refiere a la importancia que muestran los usuarios hacia el cumplimiento del producto, y una comparación entre productos internos y externos. Se referirá a proyectos realizados en la UIDE comparando con otros proyectos similares externos. Los indicadores serán evaluados en un intervalo del 1 al 5; se muestra sus resultados en la casa de la calidad.
- Voz del ingeniero – se refiere al mayor reto para la casa de la calidad; el transformar las demandas del cliente a especificaciones técnicas (una por cada demanda).

- Correlaciones – son las relaciones entre demandas del cliente y las especificaciones técnicas, representa el grado de cumplimiento de las demandas con una característica técnica elegida. Se establecen 4 niveles de relaciones: fuerte, mediano, débil y nula.
- Comparación técnica – es la evaluación de la incidencia de cada una de las características técnicas en la satisfacción de las demandas del usuario. Se la realiza con la expresión (21):

$$I = \sum I_d S_{dt} \quad (21)$$

donde

- $I$  Importancia del criterio evaluado, adimensional;
- $I_d$  Incidencia de la característica técnica, adimensional;
- $S_{dt}$  Valor de ponderación, adimensional.

- Compromisos técnicos – en la casa de la calidad, es el techo y contiene los distintos compromisos entre las características técnicas evaluándose con cuatro niveles de correlación con sus símbolos: muy negativa, negativa, positiva y muy positiva.

En la Figura 2.1 se muestra la aplicación de la casa de la calidad para el presente proyecto:



Tabla 2.3 Propiedades propuestas

PROPIEDAD PROPUESTA	ESPECIFICACIÓN
Altitud de vuelo	25m Sobre el nivel del suelo
Tipo de despegue	Vertical
Dimensiones	600 mm en diagonal 150 mm de alto
Peso	2.5 kg
Voltaje de operación	11.1 V

## 2.2 SEGUNDA ETAPA - DISEÑO CONCEPTUAL

Siguiendo con el diseño básico para el quadcopter, la segunda etapa corresponde al diseño conceptual, el mismo que se lo aplica una vez conocidas las características técnicas que se requiere para el quadcopter.

El diseño conceptual consiste en definir los distintos módulos que conforman el proyecto para con estos definir posibles soluciones para cada uno; a su vez evaluar dichas posibles soluciones y seleccionar la mejor alternativa.

### 2.2.1 ESTRUCTURA FUNCIONAL DEL QUADCOPTER

De acuerdo con [17], función es cualquier transformación entre flujos de entrada y de salida, es la formulación abstracta de una tarea. La “función global” representa la tarea global que debe realizar el producto a diseñar.

Para el presente proyecto se definirá “realizar vuelo autónomo” como “función global”, mientras que las entradas serán el peso, energía y su señal de control; como salida se presentará un vuelo con capacidad de sustentación o “hovering” y sus movimientos controlados desde tierra por radio frecuencia; gráficamente se presenta el nivel 0 como se muestra en la Figura 2.2:

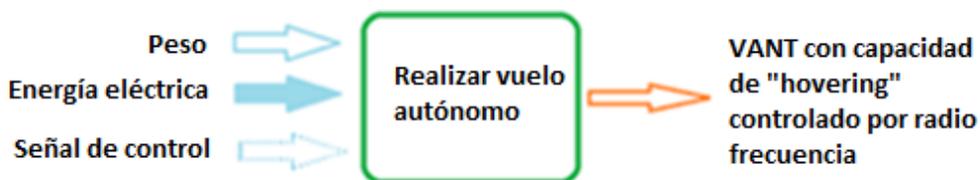


Figura 2.2 Función Global - Nivel 0

Una vez definida la “función global”, se procederá a identificar los siguientes niveles que harán posibles el cumplimiento dicha función, como se muestra en las Figuras 2.3 y 2.4:

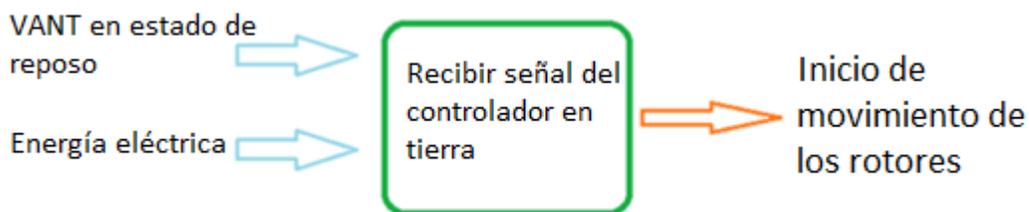


Figura 2.3 Primer modo de operación - Nivel 1 – Captar señal y efectuar movimientos deseados

Como se puede ver, en “Nivel 1”, el proceso es relativamente sencillo y no hace falta mayor análisis.

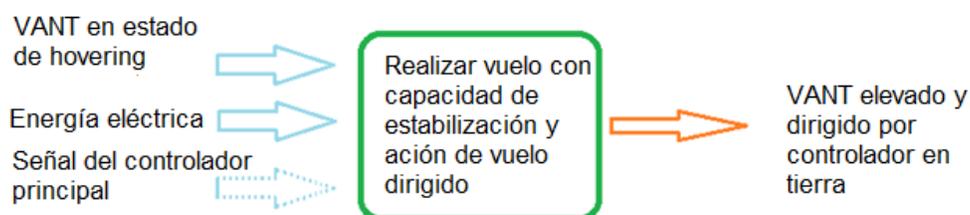


Figura 2.4 Segundo modo de operación - Nivel 2 – Acción de vuelo controlado

El “Nivel 2” es posible analizarlo de mejor manera al descomponerlo en dos sub niveles o subfunciones como se muestra en la Figura 2.5, los cuales de manera secuencial ordenada se muestran: a) Realizar vuelo con capacidad de estabilización (hovering); b) Acción de vuelo dirigido; para realizar estas subfunciones, se necesita una función de control. Una vez acabado el vuelo, se debe proceder de manera inversa, es decir, detener el movimiento controlado desde tierra para luego volver al estado de “hovering” y volver el VANT a tierra.

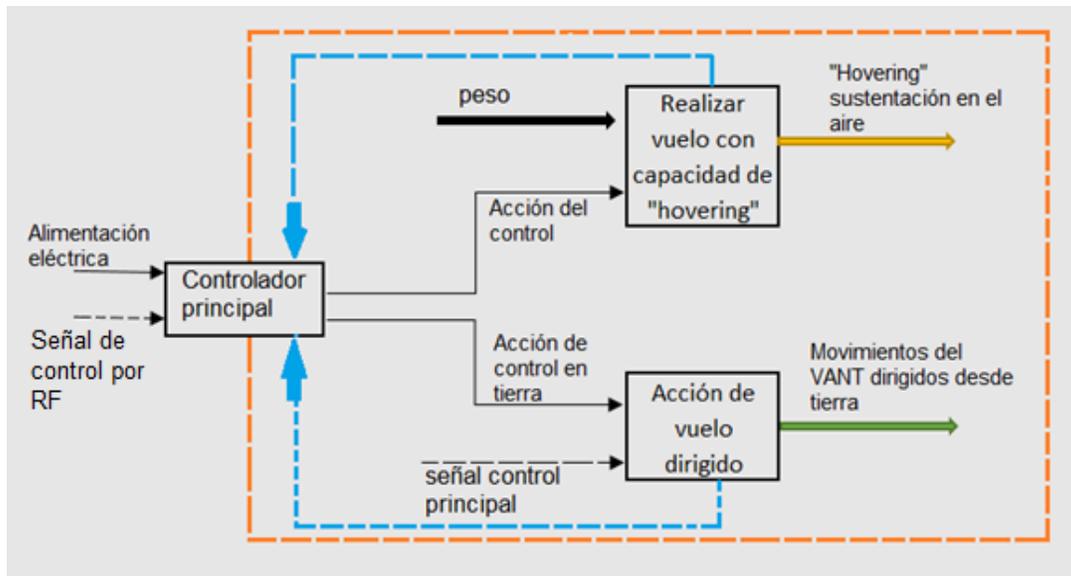


Figura 2.5 Descomposición en subniveles del Nivel 2

Una vez separados el Nivel 2, se ha decidido no realizar extensas separaciones en más subniveles ya que esto conlleva a diseños detallados que sobrepasan el alcance planteado para el proyecto.

## 2.2.2 PRINCIPIOS DE SOLUCIÓN POR NIVELES

Una vez realizado el análisis de la estructura funcional y las condiciones de diseño, se procederá a establecer los módulos a los cuales se les asignará posibles soluciones para analizarlas y así escoger la óptima de acuerdo al alcance del proyecto.

### 2.2.2.1 Definición de Módulos

El objetivo de la definición de módulos es el materializar las funciones del producto representando a la interface de conexión y a los flujos de señales, energía y materiales en combinación con el entorno.

Para el proyecto se separarán dos módulos, los cuales representarán la parte mecánica y eléctrica del quadcopter o producto como la parte electrónica de control, respectivamente y se presentan a continuación en la Tabla 2.4:

Tabla 2.4 Módulos para análisis de alternativas

NÚMERO	FUNCIONES
<b>MÓDULO 1</b>	Material para el marco de reducido peso Tren de aterrizaje y despegue Tipo de batería Tipo de control en tierra Tipo de motores
<b>MÓDULO 2</b>	Tipo de control para motores Tipo de control de vuelo Aterrizaje

### 2.2.2.2 Posibles Soluciones Para Los Módulos

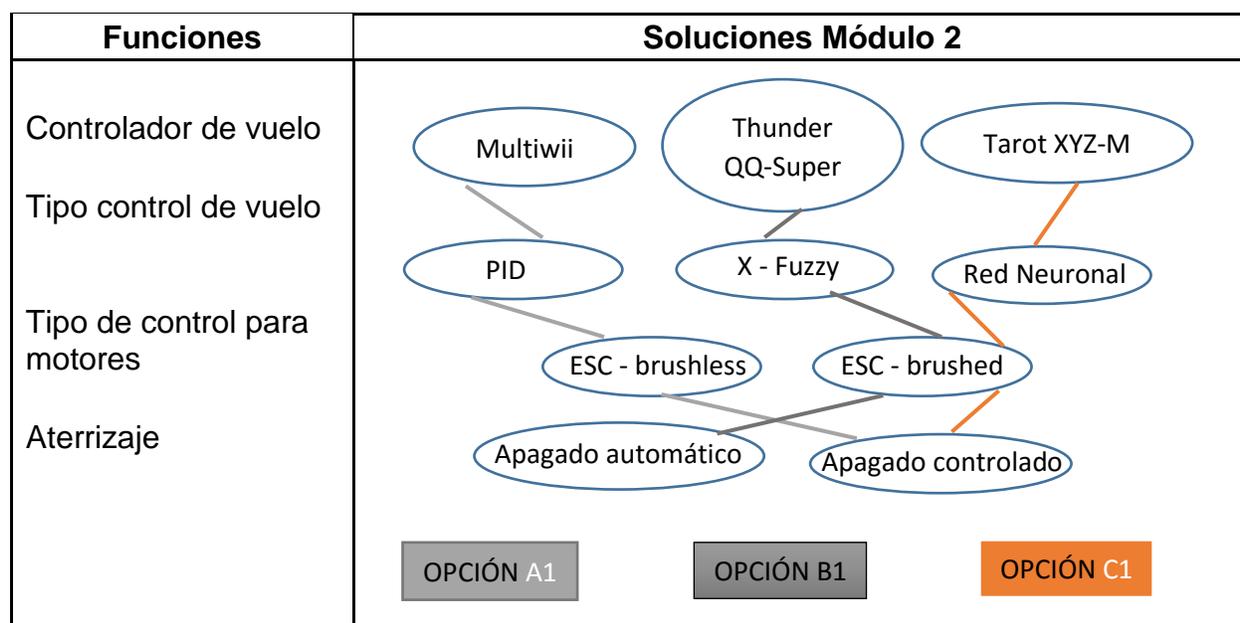
Una vez que se han separado los módulos, se procederá a generar las posibles soluciones, a continuación se procederá a evaluar las mismas para así concebir un proceso de diseño óptimo.

En la Tablas 2.5 y 2.6 se presentan las posibles soluciones de donde se escogerá una sola después de análisis.

Tabla 2.5 Soluciones para el Módulo 1

Funciones	Soluciones Módulo 1
Tren de aterrizaje	<p>The diagram shows the following connections:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>Tren de aterrizaje</b> connects to Base fija, Ruedas, and Mecanismo.</li> <li><b>Tipo de batería</b> connects to LiPo, Li-ion, and Ni-Mh.</li> <li><b>Tipo de control en tierra</b> connects to Bluetooth, Radio control, and Wi-Fi.</li> <li><b>Tipos de motores</b> connects to Brushless and DC con escobillas.</li> <li><b>Material liviano y resistente</b> connects to Fibra de carbono y metal, Aluminio y acrílico, and Madera MDF y acrílico.</li> </ul> <p>Final Options:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li><b>OPCIÓN A</b> (Green box): Base fija, LiPo, Bluetooth, Brushless, Fibra de carbono y metal.</li> <li><b>OPCIÓN B</b> (Orange box): Ruedas, Li-ion, Radio control, Brushless, Aluminio y acrílico.</li> <li><b>OPCIÓN C</b> (Yellow box): Mecanismo, Ni-Mh, Wi-Fi, DC con escobillas, Madera MDF y acrílico.</li> </ul>

Tabla 2.6 Soluciones para el Módulo 2



### 2.2.3 PROCESO DE EVALUACIÓN

En esta sección, aplica un proceso evaluativo por criterios ponderados ya que este permite visualizar mejores resultados. La ponderación de los criterios se muestra en la Tabla 2.7, donde su interrelación se califica según los siguientes valores:

Tabla 2.7 Valores de ponderación

VALOR	CONDICIÓN
1	Si el criterio o solución de la fila es superior que el de la columna
0.5	Si el criterio o solución de la fila es equivalente al de la columna
0	Si el criterio o solución de la fila es inferior al de la columna

#### 2.2.3.1 Evaluación del Módulo 1

Como se puede observar en Tabla 2.5, para el módulo 1, se han obtenido 3 soluciones (A, B y C), para obtener la más adecuada se consideran los parámetros o criterios de evaluación mostrados en la Tabla 2.8:

Tabla 2.8 Criterios de evaluación Módulo 1

CRITERIO	DESCRIPCIÓN
Peso	El peso del VANT en conjunto debe ser lo más liviano posible, al mismo tiempo debe resistir las cargas que representan los motores.
Densidad energética	El VANT debe ser capaz de realizar su vuelo con todas las especificaciones antes que la batería pierda su carga
Empuje	El empuje que logra el VANT se debe a la acción de los motores, estos al combinarse con las hélices, deberán proporcionar la fuerza necesaria para levantarlo, cabe recalcar que también deben ser livianos

La evaluación de dichos criterios se muestra en la Tabla 2.9:

Tabla 2.9 Evaluación de criterios para Módulo 1

CRITERIO	Peso	Densidad Energética	Empuje	$\Sigma + 1$	Ponderación
Peso		1	1	3	0,375
Densidad energética	0,5		0,5	2	0,25
Empuje	1	1		3	0,375
			$\Sigma =$	8	1

A continuación en Tablas 2.10, 2.11 y 2.12 se muestra la evaluación de cada criterio con respecto a las soluciones generadas anteriormente:

Tabla 2.10 Evaluación del criterio "Peso"

PESO	Solución A	Solución B	Solución C	$\Sigma + 1$	Ponderación
Solución A		0,5	1	2,5	0,417
Solución B	0,5		0,5	2	0,333
Solución C	0	0,5		1,5	0,250
			$\Sigma =$	6	1

Tabla 2.11 Evaluación del criterio "Densidad energética"

DENSIDAD ENERGÉTICA	Solución A	Solución B	Solución C	$\Sigma + 1$	Ponderación
Solución A		1	0,5	2,5	0,417
Solución B	0,5		1	2,5	0,417
Solución C	0	0		1	0,167
			$\Sigma =$	6	1

Tabla 2.12 Peso específico para el criterio "Empuje"

EMPUJE	Solución A	Solución B	Solución C	$\Sigma + 1$	Ponderación
Solución A		0,5	1	2,5	0,417
Solución B	0,5		0,5	2	0,333
Solución C	0	0,5		1,5	0,250
			$\Sigma =$	6	1

En Tabla 2.13 se muestra la comparación entre las tres soluciones, después de relacionar los diferentes criterios:

Tabla 2.13 Posicionamiento entre soluciones

	<b>PESO</b>	<b>DENSIDAD ENERGÉTICA</b>	<b>EMPUJE</b>	$\Sigma$	<b>Posición</b>
<b>Solución A</b>	0,156	0,104	0,156	0,417	1ra
<b>Solución B</b>	0,125	0,104	0,125	0,354	2da
<b>Solución C</b>	0,094	0,042	0,094	0,229	3ra

Como se puede observar en Tabla 2.13, “Solución A” se posiciona en primer lugar por sobre las otras; se tomará esta opción para continuar con el proceso de diseño.

### 2.2.3.2 Evaluación del Módulo 2

Como se puede observar en Tabla 2.6, para el módulo 2, también se han obtenido 3 soluciones (A1, B1 y C1), las cuales se evalúan bajo los siguientes parámetros o criterios mostrados en Tabla 2.14:

Tabla 2.14 Criterios de evaluación para Módulo 2

<b>CRITERIO</b>	<b>DESCRIPCIÓN</b>
<b>Control de vuelo</b>	A partir de la gran variedad de existe en el mercado, se necesita un controlador que sea programable con facilidad para introducir el diseño de control propio
<b>Control para motores</b>	Es necesario usar un control para los motores que sea eficiente con buena capacidad de respuesta
<b>Compatibilidad</b>	Los elementos a usarse deben tener facilidad de acoplamiento con otros elementos con similar funcionamiento pero dimensiones distintas

Donde su evaluación se muestra a continuación en la Tabla 2.15:

Tabla 2.15 Evaluación de criterios 2

<b>CRITERIO</b>	<b>Control de vuelo</b>	<b>Control de motores</b>	<b>Versatilidad</b>	$\Sigma + 1$	<b>Ponderación</b>
<b>Control de vuelo</b>		1	0,5	2,5	0,357
<b>Control de motores</b>	0,5		0	1,5	0,214
<b>Versatilidad</b>	1	1		3	0,429
			$\Sigma =$	7	1

A continuación en Tablas 2.16, 2.17 y 2.18, se muestra la evaluación de cada criterio con respecto a las soluciones generadas anteriormente:

Tabla 2.16 Evaluación del criterio "Control del vuelo"

CONTROL DE VUELO	Opción A1	Opción B1	Opción C1	$\Sigma + 1$	Ponderación
Opción A1		1	1	3	0,462
Opción B1	0		0,5	1,5	0,231
Opción C1	0,5	0,5		2	0,308
			$\Sigma =$	6,5	1

Tabla 2.17 Evaluación del criterio "Control de motores"

CONTROL DE MOTORES	Opción A1	Opción B1	Opción C1	$\Sigma + 1$	Ponderación
Opción A1		0,5	1	2,5	0,417
Opción B1	0,5		1	2,5	0,417
Opción C1	0	0		1	0,167
			$\Sigma =$	6	1

Tabla 2.18 Evaluación del criterio "Versatilidad"

VERSATILIDAD	Opción A	Opción B	Opción C	$\Sigma + 1$	Ponderación
Opción A		0,5	1	2,5	0,417
Opción B	0		0,5	1,5	0,250
Opción C	0,5	0,5		2	0,333
			$\Sigma =$	6	1

En Tabla 2.19 se muestra la suma de ponderaciones entre opciones de acuerdo a las evaluaciones realizadas para cada solución

Tabla 2.19 Posicionamiento entre soluciones

	Control de vuelo	Control de motores	Versatilidad	$\Sigma$	Posición
Opción A1	0,165	0,089	0,179	0,433	1ra
Opción B1	0,082	0,089	0,250	0,422	2da
Opción C1	0,110	0,036	0,000	0,146	3ra

Como se puede observar, la opción A1 es aquella que se muestra de manera más adecuada para proseguir con el diseño.

Según el análisis se ha determinado que la opción de diseño constará de una estructura liviana de aluminio y acrílico, con base fija, batería Li-po, motores brushless, con radio control, por parte del módulo 1; el diseño constará también de controladores ESC de motores brushless, una placa de control multiwii incorporado un código PID y un modo de apagado controlado.

## **2.2.4 SOLUCIÓN PARA CADA NIVEL DE LA ESTRUCTURA FUNCIONAL DEL QUADCOPTER**

En este apartado, se exponen las soluciones de cada nivel analizado en la sección 2.2.1, las mismas que posteriormente serán combinadas con el fin de aplicar la mejor opción al momento de la aplicación y construcción del quadcopter.

### **2.2.4.1 Nivel 1 - Captar Señal y Efectuar Movimientos Deseados**

Como se puede observar en la Figura 2.3, el objetivo de este nivel es el poseer un sistema de control para el quadcopter lo suficientemente completo y fiable para realizar el control de su vuelo, hacerlo estable y al mismo tiempo ser el centro integrador donde se procese la señal de control recibida desde tierra y se comunique esta hacia los motores. Al mismo tiempo, debe poseer la facilidad de adaptación y modificación de parámetros en cuanto a control de vuelo.

#### *2.2.4.1.1 Controlador Multiwii (C1)*

Es un controlador que integra giroscopio y acelerómetro haciéndolo mucho más útil y manejable, se adapta fácilmente a varios receptores de controles RF, posee capacidad de expansión y es totalmente programable, puede controlar todo tipo de robot volador construido a escala, se lo considera como ideal para los multirotores.

#### *2.2.4.1.2 Controlador Tarot ZYX (C2)*

En un controlador de alta calidad multifunción, posee un giroscopio de 3 ejes, muestra un bajo consumo de energía lo cual lo hace muy favorable si se desea vuelos de tiempo prolongado, muestra gran compatibilidad con distintas clases de servo motores, funciona muy bien en helicópteros, también se lo puede adaptar para el uso de multirotores. En algunos casos no necesita de receptor para el control de RF, no reacciona de manera eficiente en presencia de perturbaciones, su costo es muy reducido, su programación es compleja y limitada.

### 2.2.4.1.3 Controlador Thunder QQ Super (C3)

Este controlador también integra un giroscopio de 3 ejes, al igual que un acelerómetro de 3 ejes, posee la cualidad de estabilización automática, lo cual le da una característica de estabilización muy buena, su compatibilidad con los receptores de RF es amplia. Soporta configuraciones de multirrotores hasta de 6 motores, su configuración es netamente externa con switches, no posee facilidad de programación y ajuste de software.

La evaluación de los criterios para la selección del motor adecuado para el quadcopter se muestra en Tabla 2.20, dicha evaluación se ha realizado con el método de criterios ponderados.

Tabla 2.20 Evaluación de criterios para selección del controlador

	Facilidad de programación	Adaptabilidad	Costo	$\sum+1$	Ponderación
Facilidad de programación		0.5	1	2.5	0.36
Adaptabilidad	0.5		1	2.5	0.36
Costo	0.5	0.5		2	0.29
			TOTAL	7	1

La evaluación de los criterios con respecto a cada opción se muestra a continuación en Tablas 2.21, 2.22 y 2.23; representando a cada uno de los controladores con C1, C2 y C3.

Tabla 2.21 Evaluación criterio de facilidad de programación entre controladores

	C1	C2	C3	$\sum+1$	Ponderación
C1		1	1	3	0.46
C2	0.5		1	2.5	0.38
C3	0	0		1	0.15
			TOTAL	6.5	1

Tabla 2.22 Evaluación criterio de adaptabilidad entre opciones controladores

	C1	C2	C3	$\sum+1$	Ponderación
C1		0.5	1	2.5	0.38
C2	0.5		1	2.5	0.38
C3	0	0.5		1.5	0.23
			TOTAL	6.5	1

Tabla 2.23 Evaluación criterio de costo entre opciones C1, C2 y C3

	C1	C2	C3	$\Sigma+1$	Ponderación
C1		1	0	2	0.33
C2	0		0	1	0.17
C3	1	1		3	0.50
			TOTAL	6	1

En la Tabla 2.24 se muestra la evaluación de las opciones C1, C2 y C3, de acuerdo a cada criterio y su sumatoria demostrando así la mejor más idónea para el quadcopter.

Tabla 2.24 Evaluación de mejor opción entre los distintos tipos de controlador evaluados

	Facilidad de programación	Adaptabilidad	Costo	$\Sigma+1$	POSICIÓN
C1	0.46	0.38	0.33	2.18	1
C2	0.38	0.38	0.17	1.94	2
C3	0.15	0.23	0.50	1.88	3

Como se puede observar, la opción más favorable para la construcción del quadcopter es C1 (controlador Multiwii).

#### 2.2.4.2 Nivel 2 Acción de Vuelo Controlado

En este nivel, se expone los distintos tipos y modelos de motores, los mismos que se encargan de transmitir el movimiento a las hélices con el fin de realizar la acción de vuelo controlado del quadcopter.

La finalidad del nivel 2 es brindar la potencia necesaria para alcanzar las funciones de sustentación y vuelo dirigido. Por lo tanto se presentan las siguientes opciones:

##### 2.2.4.2.1 Motor eléctrico con escobillas (M1)

Son los motores más sencillos y más comunes en el mercado, se los puede encontrar en muchas aplicaciones como juguetes para niños, bandas transportadoras, entre otras. Estos motores casi siempre están acompañados de un sistema de engranajes que transforman su velocidad en fuerza. Existen también los motores con escobillas que se encuentran acompañados de un sistema de engranajes y un control de posición siendo estos servo motores.

#### Ventajas:

- De bajo costo
- Su control es simple y muy económico
- No requiere control su velocidad no requiere cambios
- Sus ventajas son directamente proporcionales a su tamaño

#### Desventajas:

- Conmutación por escobillas
- De mantenimiento periódico
- A altas velocidades, aumenta la fricción de las escobillas produciendo desgaste y reduciendo el par
- De eficiencia moderada
- La potencia de salida con respecto a su tamaño es baja
- Produce calor y lo disipa en su interior produciendo un aumento de temperatura, lo cual limita sus características
- La inercia del motor es alta limitando sus características dinámicas
- Límite de velocidad impuesto por sus escobillas

#### 2.2.4.2.2 *Motor eléctrico sin escobillas (BLAC) – (M2)*

Son motores que han ganado gran popularidad en los últimos años, actualmente se los emplean en sectores tales como automovilismo, aeroespacial, consumo, medicina, ventilación, entre otros.

Los motores BLAC no emplean escobillas en la conmutación para la transferencia de energía, su conmutación es electrónica, adquiriendo una gran ventaja al disminuir la fricción y con esta su rendimiento como es en el caso de los motores DC convencionales.

#### Ventajas:

- Mejor relación velocidad-par motor
- Mayor respuesta dinámica
- Mayor eficiencia
- Mayor vida útil

- Menor ruido
- Mayor rango de velocidad
- De mínimo mantenimiento
- De baja inercia del rotor por sus imanes permanentes en el mismo

Desventajas:

- De alto costo
- Su control es caro y complejo
- Se vuelve imprescindible un controlador de manera constante sea solo para mantener el motor a girando a una sola velocidad o variar la misma

#### 2.2.4.2.3 Motores de combustión interna (M3)

Son motores que también han incursionado en el funcionamiento de los VANTs, pues logran la sustentación de los mismos.

Ventajas:

- Poseen un gran torque (levantan grandes pesos)
- Permiten un mantenimiento prolongado por su facilidad en cuanto a partes estropeadas

Desventajas:

- Requiere de un control de sincronía
- De reducida oferta
- Su propio peso es elevado
- De elevado costo
- Contaminan el medio ambiente
- De difícil adaptación a los VANTs

La evaluación de los criterios para la selección del motor adecuado para el quadcopter se muestra a continuación en Tabla 2.25 con el mismo método de criterios ponderados.

Tabla 2.25 Evaluación de criterios para la selección del tipo de motor a utilizarse

	Eficiencia	Torque	Costo	$\Sigma+1$	Ponderación
Eficiencia		0.5	1	2.5	0.36
Torque	0.5		1	2.5	0.36
Costo	0.5	0.5		2	0.29
			TOTAL	7	1

La evaluación de los criterios con respecto a cada opción se muestra a continuación en Tablas 2.26, 2.27 y 2.28, donde los distintos tipos de motores son representados por M1, M2 y M3:

Tabla 2.26 Evaluación criterio de eficiencia entre opciones M1, M2 y M3

	M1	M2	M3	$\Sigma+1$	Ponderación
M1		0	1	2	0.33
M2	1		1	3	0.50
M3	0	0		1	0.17
			TOTAL	6	1

Tabla 2.27 Evaluación criterio de torque entre opciones M1, M2 y M3

	M1	M2	M3	$\Sigma+1$	Ponderación
M1		0	0	1	0.17
M2	1		0	2	0.33
M3	1	1		3	0.50
			TOTAL	6	1

Tabla 2.28 Evaluación criterio de precio entre opciones M1, M2 y M3

	M1	M2	M3	$\Sigma+1$	Ponderación
M1		0.5	1	2.5	0.38
M2	1		1	3	0.46
M3	0	0		1	0.15
			TOTAL	6.5	1

En la Tabla 2.29 se muestra la evaluación de las opciones M1, M2 y M3, de acuerdo a cada criterio y su sumatoria; evidenciando, según el valor más alto, la mejor opción.

Tabla 2.29 Evaluación de la mejor alternativa entre diferentes motores

	Eficiencia	Torque	Costo	$\Sigma+1$	POSICIÓN
M1	0.33	0.17	0.42	1.92	2
M2	0.50	0.33	0.50	2.33	1
M3	0.17	0.50	0.17	1.83	3

Como se ha podido observar, la opción más favorable a usar en el diseño del quadcopter es el uso de motores brushless (BLAC) o motor AC sin escobillas.

En el Capítulo III a continuación, se realiza el diseño mecatrónico, una vez que se ha analizado la opción más viable, incluyéndose en este un análisis del sistema de control, la selección de componentes, diseño de hardware y adaptación de software a ser utilizado para lograr la construcción de un quadcopter capaz de realizar vuelos autónomos dirigidos desde tierra por radio frecuencia.

## **CAPÍTULO III**

### **DISEÑO MECATRÓNICO**

En este capítulo se demuestra la aplicación de conocimientos sobre el diseño de un vehículo aéreo necesarios, apoyándose también en el uso de herramientas tanto de hardware como de software, las cuales aseguran las decisiones tomadas para la construcción del quadcopter. El diseño del VANT se basa en la aplicación de ingeniería inversa al modelo comercial estándar F450 (450 mm de longitud); con la finalidad de determinar la viabilidad de construcción a nivel nacional del modelo, ya que en la industria ecuatoriana no se ha encontrado ningún modelo fabricado. La selección del modelo es debido al alto índice de aceptación a nivel mundial, se lo considera como un modelo doméstico modificable.

#### **3.1 MODELAMIENTO MATEMÁTICO DEL QUADCOPTER**

Si se desea un modelo dinámico para el sistema, es necesario comprender las propiedades físicas que lo gobiernan. Se comenzará con una descripción del esquema de movimiento del quadcopter, seguido de una descripción de los motores y luego con las consideraciones del uso de energía para manejar las fuerzas de empuje que dichos motores producen en conjunto. Siendo que los motores son exactamente iguales, se puede analizar a uno solo y generalizar los resultados. Se debe recalcar que las hélices adyacentes giran en sentido contrario, dando como resultado un balance en los torques siempre que estos giren a la misma velocidad y de manera simultánea.

Para el modelamiento matemático se toma en cuenta el análisis realizado en (ANEXO B), en el cual se demuestra de manera detallada la obtención de las ecuaciones que describen el comportamiento del quadcopter, este documento se tomará como base y se lo utilizará para aplicar sobre el quadcopter implementado y así relacionar los parámetros para proseguir con el diseño mecánico y demás cálculos.

El sistema referencial que se usa para realizar el modelamiento matemático del quadcopter se muestra en la Figura 3.1, la misma que muestra las dos configuraciones básicas que se pueden considerar (en equis o en cruz). Las dos configuraciones que se

puede presentar para el quadcopter difieren únicamente dependiendo su uso, usualmente se utiliza la configuración en equis si el quadcopter posee cámara de video, mientras que la configuración en cruz es recomendable para vuelos demostrativos.

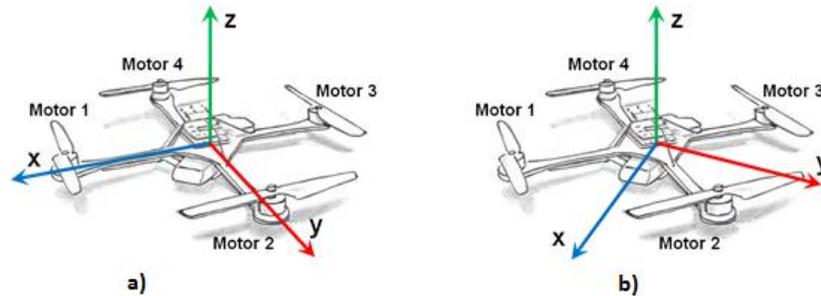


Figura 3.1 Esquemático ejes de dos posibles configuraciones para el quadcopter: a) Configuración en cruz b) configuración en equis

Para el presente proyecto se ha escogido la configuración en cruz, por lo que el esquema que representa sus movimientos, se ve representado en la Figura 3.2:

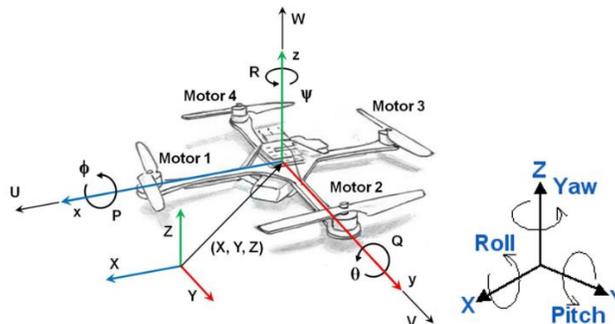


Figura 3.2 Convención de dirección de ejes (dirección de las flechas positivo, sentido de giro con ley de la mano derecha)

donde,

$U, V$  y  $W$  = vectores de movimiento con respecto al centro de masa

$\theta, \phi, \psi$  = tres ángulos de Euler, representando “pitch”, “roll” y “yaw”, respectivamente.

La configuración en cruz tiene definido el eje X sobre el brazo del quadcopter que sostiene al motor 1 (gira en sentido horario), el eje Y sobre el brazo que sostiene el motor 2 (gira en sentido anti-horario o en sentido contrario a los motores adyacentes), mientras que el eje Z apunta hacia arriba de toda la estructura del quadcopter.

### 3.1.2 MOMENTO DE MASA O DE INERCIA

Un elemento muy importante para efectuar un modelamiento correcto del quadcopter es la matriz de inercia, la misma que describe cómo la velocidad rotacional es afectada por la aplicación de torque, con respecto a un eje que se tenga como referencia de estudio; el momento de inercia describe una medida de la resistencia a los cambios en la dirección de rotación y dependerá de la masa del quadcopter y de su forma. Por tanto, el momento de inercia ( $J$ ) toma roles similares tanto en el movimiento rotacional (22) como en el movimiento traslacional (23):

$$\text{Movimiento traslacional} \quad \sum F = ma \quad (22)$$

$$\text{Movimiento rotacional} \quad \sum \tau = J\dot{\omega} \quad (23)$$

### 3.1.3 MATRIZ DE INERCIA

La matriz de inercia es un elemento muy importante en cuanto a la modelación matemática del quadcopter, esta describe el momento de inercia a lo largo de cada eje. Junto con algunas aproximaciones, se puede determinar el momento de inercia en cada eje X,Y y Z con el fin de formar la matriz de inercia. Como se puede observar en el Anexo B, la matriz de inercia para un quadcopter, sea este en configuración en cruz o en equis, se muestra en (24):

$$J^b = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix} \quad (24)$$

donde,

$J^b$  inercia del cuerpo del quadcopter con sus momentos de inercia en cada eje expresados como  $J_{xx}$ ,  $J_{yy}$  y  $J_{zz}$

### 3.1.4 COEFICIENTE DE EMPUJE

El empuje de cada motor es la fuerza impulsora detrás de todas las maniobras del quadcopter y por ende es esencial para el diseño de su control y la simulación del mismo. El empuje de cada conjunto rotor/hélice está definido por (25), como se muestra:

$$T = C_T \rho A_r r^2 \omega^2 \quad (25)$$

donde,

- $C_T$  coeficiente de empuje específico para cada motor, adimensional;
- $\rho$  densidad del aire, en kg/m<sup>3</sup>;
- $A_r$  área de la hélice, en m<sup>2</sup>;
- $r$  radio del rotor, en m;
- $\omega$  velocidad angular del rotor, en rad/s.

Para el modelamiento matemático del quadcopter, se puede usar un carácter de aproximación mucho más simple definido por (26), de la siguiente manera:

$$T = C_T \omega^2 \quad (26)$$

donde,

- $C_T$  coeficiente de empuje que agrupa cada sistema de rotor y hélice.

Cabe recalcar que el empuje de cada sistema de rotor y hélice provee una fuerza perpendicular hacia arriba en el eje positivo de "Z".

### 3.1.5 COEFICIENTE DE TORQUE

Con el fin de entender el efecto de cada motor al momento de realizar el giro de "yaw", el torque generado por cada conjunto de rotor y hélice debe ser determinado, siendo posible comprobar este efecto tanto teórica como prácticamente según ensayos de torque. Para una comprensión teórica, se tiene (27) para el torque:

$$Q = C_Q \omega^2 \quad (27)$$

donde,

- $Q$  torque creado por el motor y la hélice, en N;

$C_Q$  coeficiente de torque del sistema o conjunto rotor y hélice, adimensional.

El torque en cada brazo del quadcopter provee una fuerza que actúa directamente sobre el eje de rotación Z o sobre el movimiento de rotación “yaw”.

### 3.1.6 MATRIZ INICIAL

Los parámetros que describen el comportamiento a base del torque y el empuje se describen a través de (28) como se presenta a continuación:

$$\begin{bmatrix} \Sigma T \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_T & C_T & C_T & C_T \\ 0 & d + C_T & 0 & -d + C_T \\ -C_Q & 0 & -C_Q & C_Q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (28)$$

Cabe recalcar que (28) sirve únicamente para la configuración en cruz; todos los parámetros han sido descritos anteriormente, a excepción de “d”, la cual representa simplemente la distancia entre los motores y sus respectivos ejes de rotación. Para la configuración en cruz del quadcopter “d” representa la distancia desde el centro del rotor hasta el centro del marco del quadcopter.

### 3.1.7 RELACIÓN DEL COMANDO DE ACELERACIÓN

Para la modelación matemática del sistema, una consideración muy importante son los coeficientes de empuje y torque relacionados con las RPM de los motores y no solamente determinados directamente con el control del sistema (como la palanca de aceleración). Debido a esto, es necesario conocer o transformar los datos de aceleración como porcentajes del mismo y transformarlos en valores de RPM con el uso de (29), de la siguiente manera:

$$\omega_{ss} = (\%Aceleración)C_R + b \quad (29)$$

donde,

$\omega_{ss}$  estado estable esperado, en RPM;

$\%Aceleración$	señal de referencia en porcentaje de aceleración del mando;
$C_R$	coeficiente de conversión entre % aceleración y RPM;
$b$	intersección con el eje "y" de la relación de regresión lineal.

### 3.1.8 FUERZAS GIROSCÓPICAS

La matriz de momentos contempla un conjunto de fuerzas adicional, dichas fuerzas corresponden al resultado de la presión giroscópica, la misma que es aquel fenómeno que ocurre cuando el eje de rotación de un cuerpo en movimiento, cambia. Las fuerzas giroscópicas resultantes sobre un cuerpo son gobernadas por la inercia de cada componente rotatorio de los rotores ( $J_m$ ), de la estimación de los valores de roll y pitch (P y Q), como también de la velocidad de cada conjunto rotor/hélice ( $\varpi_i$ ). Los torques giroscópicos creados por los motores por los movimientos de pitch y roll se definen a través de (30) y (31) como se muestra:

$$\tau_{\phi_{gyro}} = J_m Q \left( \frac{\pi}{30} \right) (\varpi_1 - \varpi_2 + \varpi_3 - \varpi_4) \quad (30)$$

$$\tau_{\theta_{gyro}} = J_m P \left( \frac{\pi}{30} \right) (\varpi_1 - \varpi_2 + \varpi_3 - \varpi_4) \quad (31)$$

El término  $\left( \frac{\pi}{30} \right)$  corresponde a la transformación de RPM hacia radianes que deben ocurrir para calcular la fuerza giroscópica.

### 3.1.9 MATRIZ DE MOMENTOS GLOBAL

Una vez que se obtengan los valores de las fuerzas generadas por el conjunto rotor junto con su hélice, se los puede organizar en una matriz para propósitos de simulación, dicha matriz agrupará los momentos de empuje, momentos aerodinámicos, mencionadas anteriormente y creadas por los sistemas de rotor/hélice en el Quadcopter para una configuración "cruz", como se muestra en (32):

$$M_{A,T}^b = \begin{bmatrix} d_+ c_T \varpi_2^2 - d_+ c_T \varpi_4^2 + J_m Q \left(\frac{\pi}{30}\right) (\varpi_1 - \varpi_2 + \varpi_3 - \varpi_4) \\ -d_+ c_T \varpi_1^2 + d_+ c_T \varpi_3^2 + J_m P \left(\frac{\pi}{30}\right) (-\varpi_1 + \varpi_2 - \varpi_3 + \varpi_4) \\ -c_Q \varpi_1^2 + c_Q \varpi_2^2 - c_Q \varpi_3^2 + c_Q \varpi_4^2 \end{bmatrix} \quad (32)$$

Donde,  $M_{A,T}^b$  hace referencia al momento presente en el cuerpo del quadcopter tomando en cuenta su forma aerodinámica, empujes y torques de todo su sistema.

El cuerpo del quadcopter también experimenta fuerzas que actúan sobre el mismo como los son: la gravedad y el esfuerzo de levante de los rotores y se los expresa con (33) obteniendo:

$$F_{A,T}^b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ c_T (\varpi_1^2 + \varpi_2^2 + \varpi_3^2 + \varpi_4^2) \end{bmatrix} \quad (33)$$

El término  $F_{A,T}^b$  hace referencia a las fuerzas que actúan en el cuerpo del quadcopter debido a su aerodinámica y empujes (en la dirección del eje positivo de "Z").

Es necesario recalcar que las ecuaciones mencionadas anteriormente contienen fuerzas debido a la aerodinámica del quadcopter, donde se incluyen el empuje estático y las pruebas de torque. Es posible añadir mayor cantidad de variables siempre y cuando se realice el estudio y las pruebas requeridas para su análisis apropiado.

### 3.1.10 ECUACIONES DE ESTADO

Una vez que se ha concluido con la definición estática de los movimientos del quadcopter, se requerirá de las ecuaciones de estado para definir un modelo dinámico del mismo.

#### 3.1.10.1 ECUACIÓN DE ESTADO: VELOCIDAD ANGULAR

Esta ecuación describe el cambio en los ángulos de giro roll (P), pitch (Q) y yaw (R) del quadcopter teniendo en cuenta su inercia, velocidad angular y momentos aplicados por el conjunto rotor/hélice como se puede ver a continuación en (34):

$${}^b\dot{\omega}_{b|i} = (J^b)^{-1}[M_{A,T}^b - \Omega_{b|i}^b J^b \omega_{b|i}^b] = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} \quad (34)$$

donde,

${}^b\dot{\omega}_{b|i}$  aceleración angular a través de cada eje del cuerpo del quadcopter con respecto a su cuerpo inercial, en rad/s.

La matriz de velocidad angular puede también ser escrita como se muestra en (35):

$${}^b\dot{\omega}_{b|i} = \begin{bmatrix} \dot{P} \\ \dot{Q} \\ \dot{R} \end{bmatrix} \quad (35)$$

Una vez que se ha obtenido la matriz de inercia y la matriz de momentos, se puede escribir la matriz correspondiente a la velocidad rotacional (36), la misma que se muestra a continuación:

$$\Omega_{b|i}^b = \begin{bmatrix} 0 & -R & Q \\ R & 0 & -P \\ -Q & P & 0 \end{bmatrix} \quad (36)$$

donde,

P, Q y R son los movimientos de rotación sobre los ejes X, Y y Z respectivamente, en rad/s.

El término  $\omega_{b|i}^b$  se refiere a la velocidad rotacional del cuerpo del quadcopter y está definido por (37), cuyos argumentos son definidos directamente por P, Q y R.

$$\omega_{b|i}^b = \begin{bmatrix} P \\ Q \\ R \end{bmatrix} \quad (37)$$

### 3.1.10.2 ECUACIÓN DE ESTADO: ECUACIÓN DE EULER

Continuando con las ecuaciones de estado, (38) determina la dinámica del quadcopter denominada como “ecuación de movimiento de Euler”, la cual permite la determinación de la cantidad de cambio en los ángulos de Euler en un cuerpo inercial.

$$\dot{\Phi} = H(\Phi)\omega_{b|i}^b = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (38)$$

Para continuar con la ecuación de Euler es muy importante aclarar que los movimientos de giro del quadcopter son “yaw” sobre el eje Z, “roll” sobre el eje X y “pitch” sobre el eje Y, a todos estos se los considera de acuerdo a la ley de la mano derecha en un plano simple.

Una vez que se ha obtenido las matrices de rotación, es necesario encontrar una forma de transformar el sistema de referencia en cuanto al movimiento del quadcopter, es decir, se necesita transformar en una matriz de rotación, en una expresión que convierta las relaciones del marco del quadcopter con respecto al su marco inercial, como se muestra en (39), donde se aplica principalmente la multiplicación de matrices:

$$u^b = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} u^i \quad (39)$$

Siguiendo adelante con la multiplicación de matrices se obtiene la matriz rotacional de inercia de la estructura corporal utilizando la secuencia de rotación aeroespacial se obtiene la matriz de rotación para X, Y y Z mostrada a continuación (40):

$$C_{b|i} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) \cos(\psi) & \cos(\theta) \sin(\psi) & -\sin(\theta) \\ (-\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) & (\cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) & \sin(\phi) \cos(\theta) \\ (\sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) & (-\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) & \cos(\phi) \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (40)$$

La matriz mostrada cumple un papel sumamente importante en cuanto a la resolución de ecuaciones de estado de velocidad y posición.

### 3.2 PROCESO EXPERIMENTAL PARA OBTENCIÓN DE DATOS

Para cumplir con la determinación experimental de varios parámetros importantes para el análisis del comportamiento dinámico del quadcopter se ha recurrido a la construcción de un sistema de prueba, el cual se basa en la obtención de varios parámetros como son RPM, empuje, torque y una primera constante de tiempo para el modelo del sistema rotor/hélice.

Para realizar la medición de estos parámetros ha sido necesario el uso de circuitos electrónicos, un programa implementando en la plataforma de Arduino, una placa Arduino Uno y un programa que permita la integración de los datos obtenidos para analizarlos en una plataforma como MATLAB, permitiendo un análisis rápido y sencillo.

A continuación se muestra los elementos utilizados en la realización de las pruebas:

- Batería LiPo con salida de voltaje igual a 11,1 V
- Multímetro
- ESC Turnigy de 25 Amperios
- Motor brushless, Sunnysky x2212, 980 Kv
- Computador
- Arduino UNO
- Circuito comparador construido con un fototransistor
- LED ultra brillante
- Fuente de poder
- Balanza digital
- Brazo del quadcopter
- Cables varios

En la Figura 3.3 se muestra un esquema de conexión de todos los componentes utilizados en los sistemas de prueba:

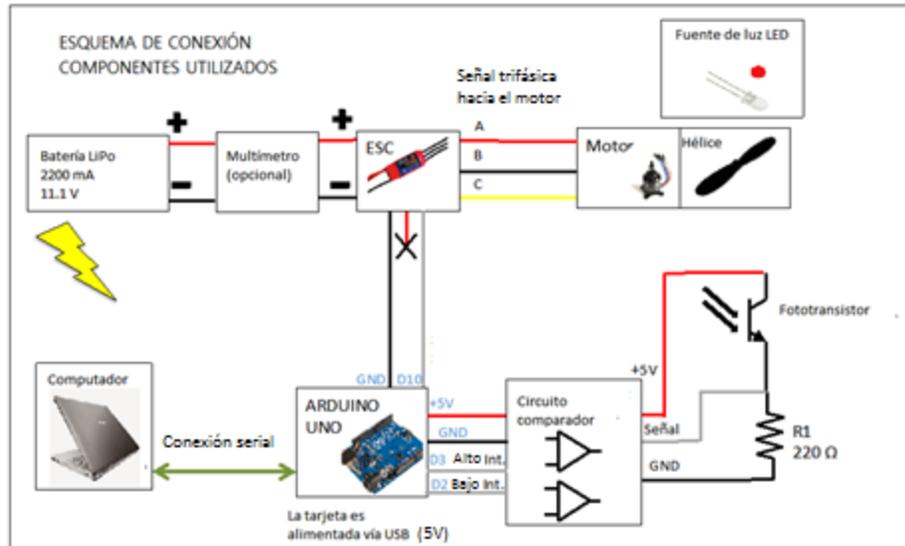


Figura 3.3 Esquema de conexión de componentes adaptada de [18]

### 3.2.1 PROCEDIMIENTO DE PRUEBA DE MOTOR

Como se ha mencionado anteriormente, el procedimiento de prueba de motor sirve para medir el desempeño del sistema o conjunto hélice/motor.

Se tendrán dos etapas de medición, la primera consiste en medir el torque producido por el conjunto rotor/hélice. La segunda etapa consiste en medir la el empuje que ejerce el conjunto rotor/hélice.

#### 3.2.1.1 Primera Etapa: Medición de Torque

Para realizar esta medición se utiliza la fórmula de torque, mostrada en (41):

$$\tau = F \cdot d \quad (41)$$

Como se muestra anteriormente, (41) proviene de un simple análisis, del cual se partirá para realizar la medición de torque como se muestra en la Figura 3.4:



Figura 3.4 Diagrama de fuerzas para el soporte

Se puede notar fácilmente que el torque generado por el conjunto rotor/hélice resulta de la fuerza ejercida en un brazo denotado como  $RB_y$  en la Figura 3.4, multiplicada por una longitud L conocida desde el centro del motor hasta el eje de movimiento.

Para la Figura 3.4 mostrada, se obtiene la relación de fuerza y distancia mostrada en (42):

$$\tau = RB_y \cdot L \quad (42)$$

Para medir la fuerza generada por el conjunto rotor/hélice se ha realizado la construcción de un sistema de prueba, como se muestra en la Figura 3.5:



Figura 3.5 Sistema de prueba para el torque

Como se puede observar, se ha utilizado un brazo del quadcopter acoplado a un sistema de palanca en ele (L), en mismo que esta poyado sobre una balanza digital que permitirá registrar la fuerza generada por el sistema rotor/hélice, dicho sistema es controlado por una tarjeta Arduino, la cual envía los datos de aceleración desde el computador hacia el

ESC y este es energizado por una batería LiPo. Los datos de fuerza generada se muestran a continuación en Tabla 3.1:

Tabla 3.1 Datos adquiridos primera etapa: medición de torque

% ACELERACIÓN	FUERZA EN GRAMOS
0	0
5	14
10	42
15	72
20	104
25	138
30	168
35	204
40	236
45	268
50	298
55	330
60	358
65	396
70	440
75	484
80	526
85	582
90	634
95	662
100	668

Los cuales pueden ser graficados para una mejor interpretación, como se muestra en la Figura 3.6:

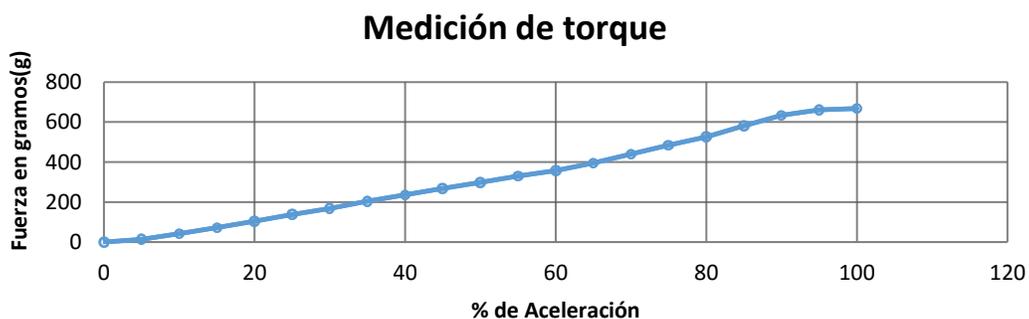


Figura 3.6 Primera etapa, medición de torque, interpretación gráfica

De esta primera etapa se puede observar que el empuje máximo registrado, cuando se aplica la aceleración del conjunto rotor/hélice al 100% es de 668 gramos, esto es, el quadcopter puede levantar un máximo de 2,67 kg ya que este está compuesto por cuatro conjuntos de motor/hélice iguales. Al mismo tiempo el brazo y estructura del quadcopter deberán resistir un torque de 1,84 N ya que la distancia del centro del rotor hasta la bisagra es de 28 cm.

### 3.2.1.2 Segunda Etapa: Medición de Empuje

Para la medición de empuje se ha utilizado el mismo sistema de la primera etapa, medición de torque, ya que de aquí se puede despejar el valor del empuje como se muestra en la Figura 3.7:

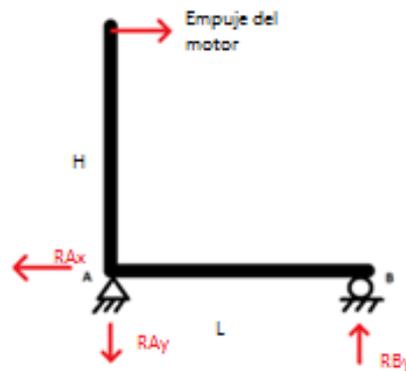


Figura 3.7 Diagrama de fuerza para la barra de empuje

De acuerdo con la Figura 3.7, si se aplica la fórmula de momento en el punto A, es posible encontrar el empuje del motor como se muestra con (43), (44) y (45), a continuación:

$$\sum M_A = 0 \quad (43)$$

$$\sum M_A = -(\text{Empuje del motor}) \cdot H + RB_y \cdot L \quad (44)$$

$$\text{Empuje} = \left(\frac{L}{H}\right) \cdot RB_y \quad (45)$$

De la perspectiva de diseño, el empuje es una relación muy útil. Por conveniencia, se ha procurado que la relación  $\left(\frac{L}{H}\right)$  sea igual a 1, sin embargo en el momento de construcción

del sistema de medición hubo una pequeña diferencia de casi tres milímetros, a la que se la ha despreciado para facilidad de cálculos.

### 3.2.1.3 Medición de RPM del Motor vs su Porcentaje de Aceleración

La relación entre revoluciones por minuto y porcentaje de aceleración de los motores utilizados es una medición realizada con el fin de referirse a los datos obtenidos junto con el resto de pruebas y lograr la simulación del quadcopter de manera adecuada.

Para medir las revoluciones por minuto (RPM) que el conjunto rotor/hélice genera con respecto al porcentaje de aceleración emitido desde el controlador, se ha utilizado el circuito de doble comparador lógico con el fin de construir un encoder que al ser activado por un LED de alto brillo, registre las revoluciones por minuto. El diagrama del circuito utilizado se muestra en la Figura 3.8:

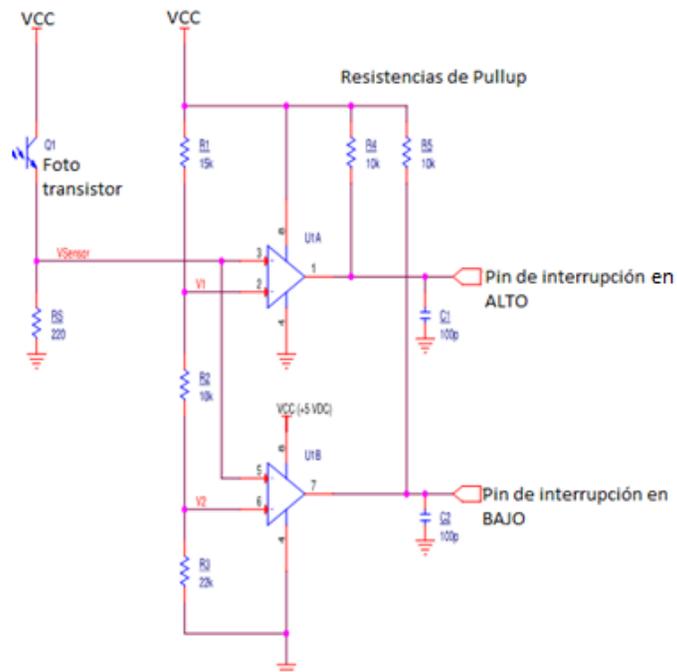


Figura 3.8 Diagrama de circuito comparador ENCODER

El circuito mostrado se lo ubicó en un marco de madera, el mismo que sostendría al conjunto de rotor/hélice junto con los cables de alimentación de energía, conexión hacia el controlador Arduino, el cual envía la señal de porcentaje de aceleración al ESC y a su

vez registra los datos emitidos por el encoder. El sistema de medición utilizado se muestra en las Figuras 3.9 y 3.10:

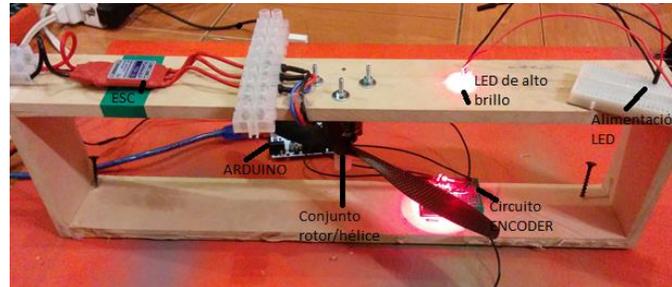


Figura 3.9 Sistema medición de RPM para el conjunto motor/hélice

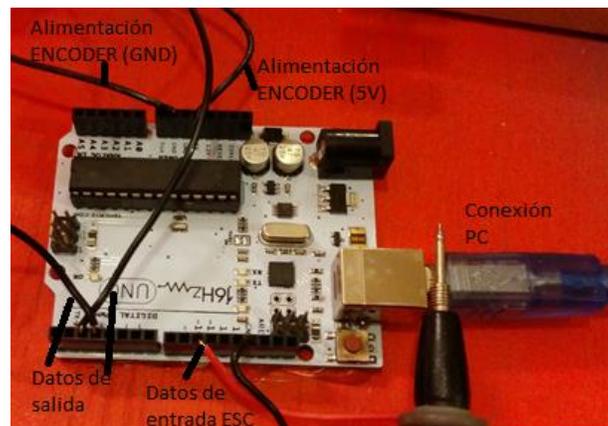


Figura 3.10 Conexión Arduino para recolección de datos

Durante la puesta en funcionamiento del sistema, los datos obtenidos por software se muestran en el ANEXO B, para realizar la comprobación de dichos datos, se realizó una comprobación manual, es decir tomando la frecuencia en la salida del encoder, se la transformó a RPM como se muestra en la Tabla 3.30 y usando la relación mostrada a continuación en (46):

$$1 \text{ Hz} = 60 \text{ RPM} \quad (46)$$

Sin embargo, (46) ha sido modificada ya que la medición se realiza con una hélice de doble aspa. Por la configuración presentada, se obtiene (47) de la siguiente manera:

$$1 \text{ Hz} = \frac{60}{2} \text{ RPM} \quad (47)$$

Por consiguiente, los datos tabulados se presentan a continuación en Tabla 3.2:

Tabla 3.2 Comparación datos obtenidos de forma manual

<b>% Aceleración</b>	<b>Hz</b>	<b>RPM</b>
5	39	1170
10	67.8	2034
15	88.4	2652
20	106	3180
25	121.3	3639
30	133.2	3996
35	146.3	4389
40	156.5	4695
45	165.5	4965
50	175.3	5259
55	184.2	5526
60	191.4	5742
65	200.2	6006
70	210.5	6315
75	221	6630
80	232	6960
85	242.1	7263
90	251.6	7548
95	257	7710
100	260	7800

Los datos obtenidos debido a (47), concuerdan con los datos registrados en el ANEXO C (tabla de resultados en pruebas de motor brushless), por lo que se los valida y se los usa para continuar con su análisis y obtención de parámetros necesarios.

### **3.2.2 ANÁLISIS DE LOS DATOS OBTENIDOS**

Para realizar un análisis de los parámetros de desempeño, fuerzas, revoluciones por minuto en relación con la aceleración, empuje y torque se ha recurrido al software de libre disposición, realizado en el software de análisis de MATLAB<sup>3</sup> (ANEXO B), al mismo que se lo debe configurar las condiciones iniciales como se muestra en la Figura 3.11:

---

<sup>3</sup> Software desarrollado por un grupo de ingenieros senior de la Universidad Drexel, USA (2014). [18]

DATA ANALYZER

Load Data to Workspace

Analysis Type

CR\_B (RPM vs. Throttle relation) ▼

RUN!

CR\_B, CT, CQ  
 LowCutoff  % Throttle  
 HighCutoff  % Throttle

CT  
 b  in.  
 h  in.

CQ  
 L  in.

Figura 3.11 Condiciones Iniciales programa MATLAB para análisis de datos

Donde, LowCutoff es el porcentaje de aceleración inicial con el que se realizó la prueba, HighCutoff es el porcentaje de aceleración final con el que se realizó la prueba, h es la distancia del centro del conjunto rotor/hélice hasta la bisagra en pulgadas, b es la distancia desde la bisagra hasta el final del brazo sobre la balanza en pulgadas, L es la distancia desde el eje donde rota el motor hasta el punto de contacto del brazo con la balanza digital.

Una vez que se han insertado todos los datos, se ejecutan los distintos análisis para obtener los coeficientes que servirán para la futura simulación del quadcopter, dichos coeficientes son respuesta de pulso (TC), coeficiente de torque (CQ), coeficiente de empuje (CT) y la relación lineal entre el porcentaje de aceleración y revoluciones por minuto (CR\_B), los resultados se muestran en las Figuras de 3.12 a 3.18,

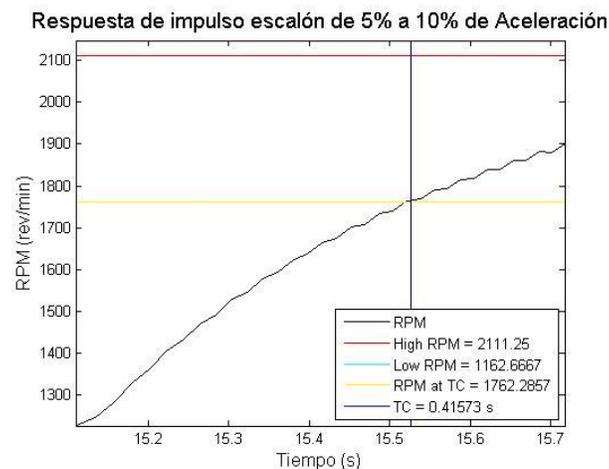


Figura 3.12 Respuesta a una señal de impulso tipo escalón

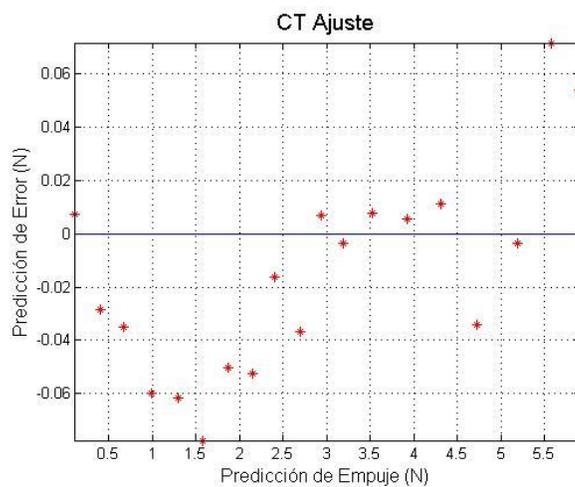


Figura 3.13 Ajuste Recomendado para Coeficiente de Empuje

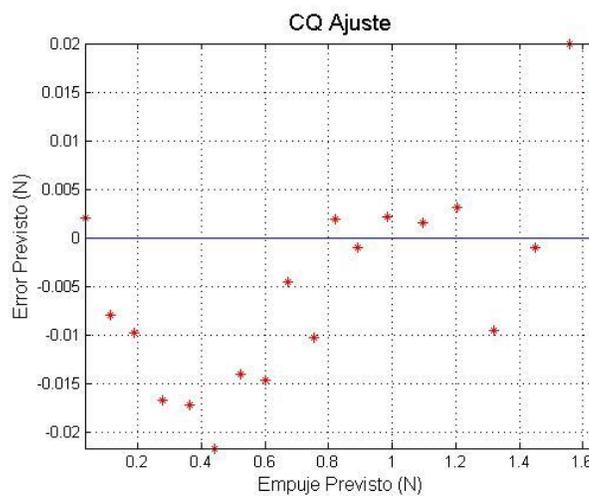


Figura 3.14 Ajuste recomendado para Coeficiente de Torque

Ajuste lineal de Torque vs.  $\text{RPM}^2$

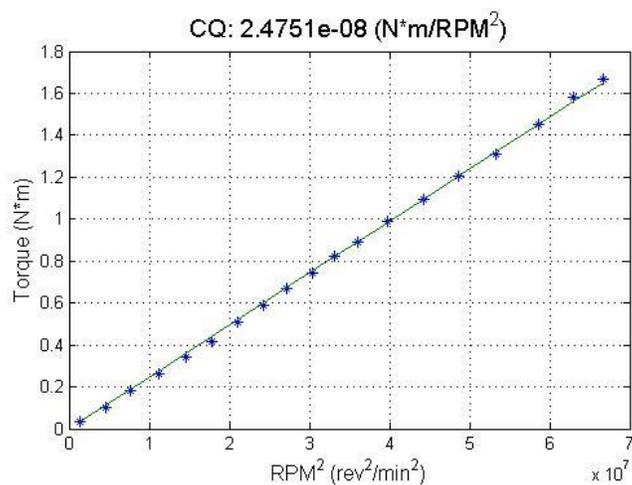


Figura 3.15 Relación de Torque vs RPM

### Ajuste linear de RPM vs. Escala de Aceleración

$C_R$ : 69.2007 (RPM/%), b: 1807.9367 (RPM)

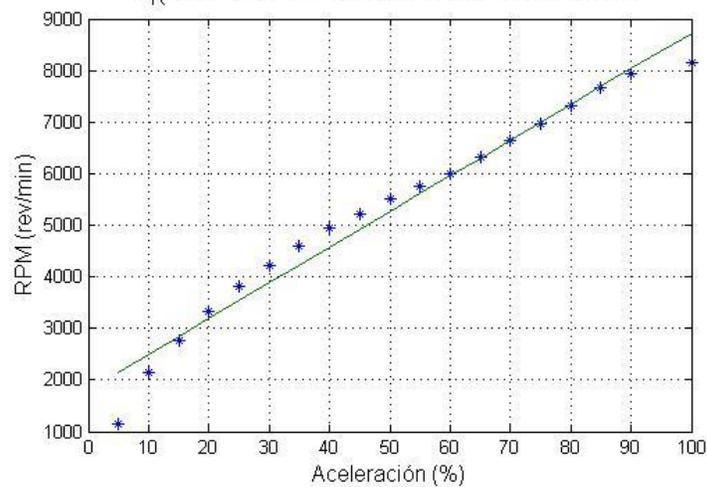


Figura 3.16 Relación RPM vs Aceleración

### Ajuste linear de Empuje vs. $RPM^2$

CT:  $8.8586e-08$  (N/ $RPM^2$ )

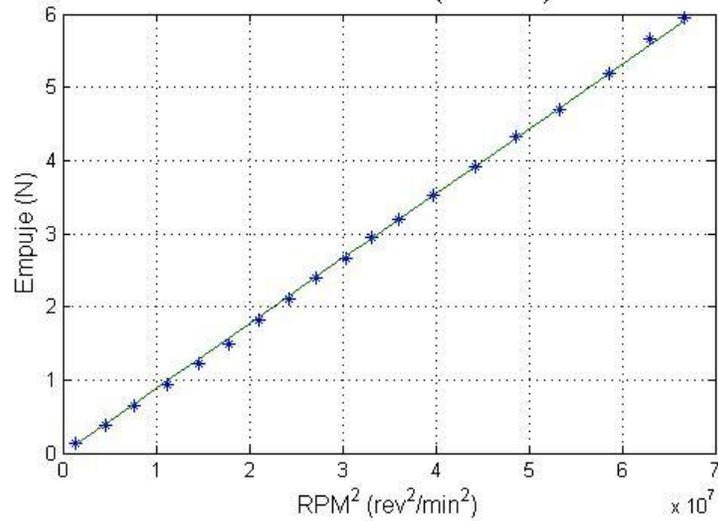


Figura 3.17 Relación Empuje vs RPM

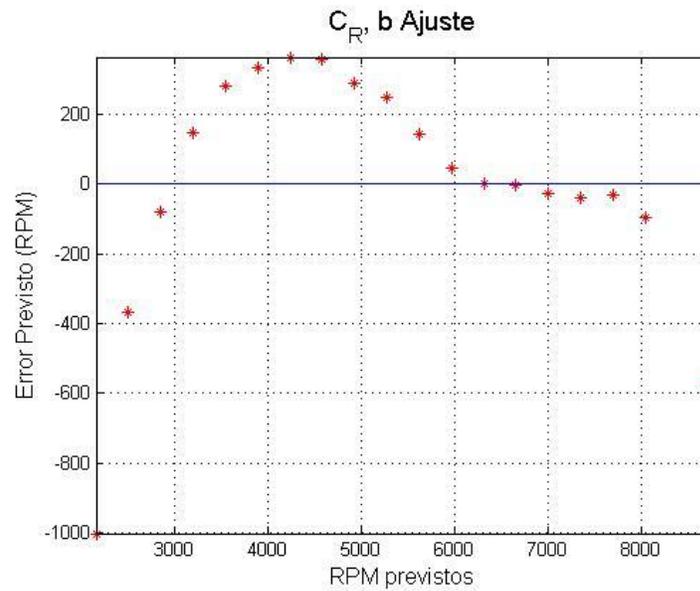


Figura 3.18 Ajuste recomendado para relación de cruce por cero

Una vez que se han obtenido los parámetros, se procede a insertar dichos datos junto con las especificaciones físicas de algunos elementos de construcción en el siguiente GUI realizado en SIMULINK, el mismo que se utiliza para graficar las salidas de comportamiento del quadcopter, se iniciará con el cálculo de momentos de inercia, como se observa en la Figura 3.19:

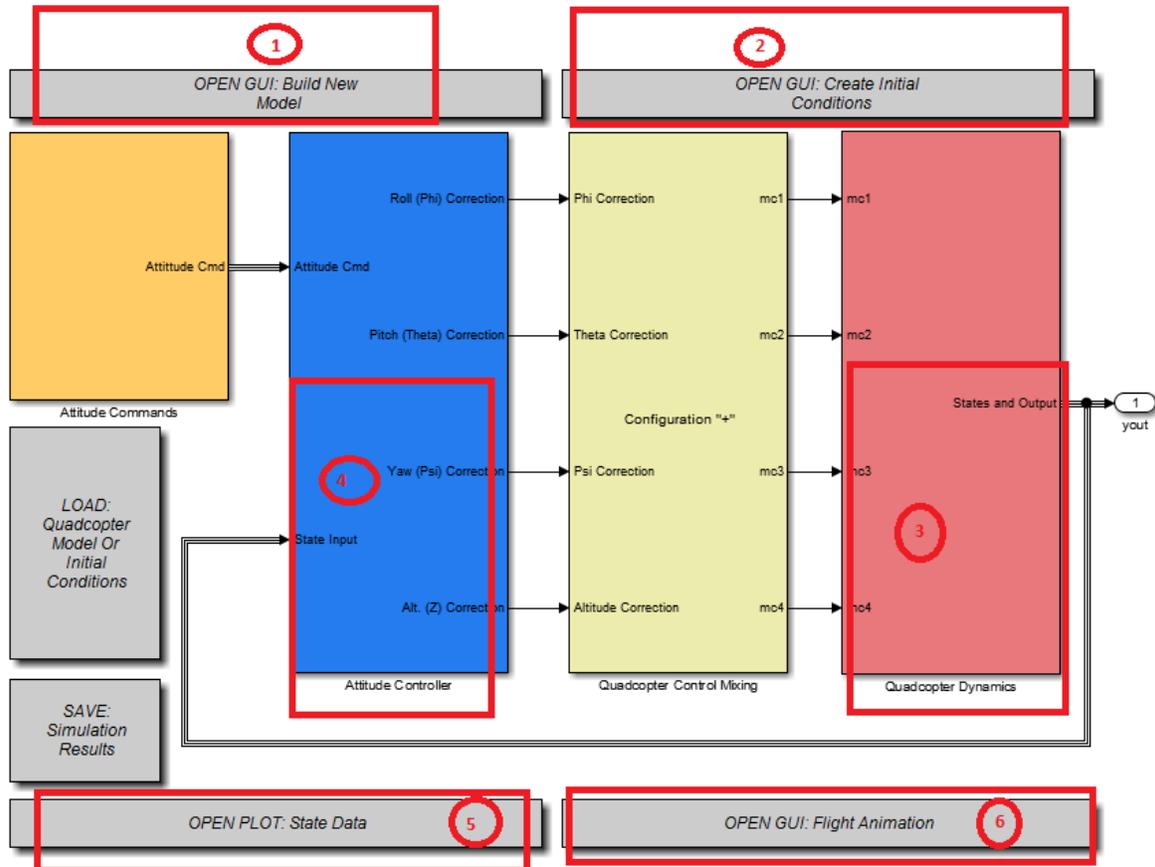


Figura 3.19 GUI realizado en SIMULINK para análisis de datos

Como se puede observar, el primer paso para realizar el análisis de datos es el ingresar los parámetros de modelamiento del quadcopter, el segundo paso es crear las condiciones iniciales (el quadcopter siempre tendrá condiciones iniciales estáticas), el tercer paso es ingresar los parámetros dinámicos del quadcopter y perturbaciones si se desea, el cuarto paso es ingresar los parámetros de PID para los movimientos del quadcopter, el quinto y sexto paso es la obtención de los datos analizados, tanto las gráficas de comportamiento como animación predictivo del comportamiento del quadcopter.

El proceso para inserción de datos al programa realizado en SIMULINK se muestra en las Figuras de 3.20 a 3.23, dicho proceso es el que se ha ejecutado para el modelamiento del presente proyecto.

### Moments of Inertia

Unit System  
 SI    English

**Motors**

m  g  
dm  cm  
h  cm  
r  cm

**ESC's**

m  g  
a  cm  
b  cm  
ds  cm

**Central HUB**

m  g  
r  cm  
H  cm

**Arms**

m  g  
r  cm  
L  cm  
da  cm

### Quadcopter Modeling

Select which graphic to display below:  
 Motors    ESC's    Central HUB    Arms

$m$  – mass of one motor  
 $d_m$  – distance from motor to C.O.M.  
 $h$  – height of motor above arms  
 $r$  – radius of motor

Motor Test Data (SI units only)

Ct	<input type="text" value="8.8586e-08"/>	N/RPM <sup>2</sup>	Cr	<input type="text" value="69.2007"/>	RPM/%	Time Constant	<input type="text" value="0.41573"/>	s
Cq	<input type="text" value="2.4751e-08"/>	N <sup>2</sup> m/RPM <sup>2</sup>	b	<input type="text" value="1807.94"/>	RPM	Min Throttle	<input type="text" value="0"/>	%

Calculate   Clear All

Gross Weight  kg

Jx	<input type="text" value="0.013084"/>	kg*m <sup>2</sup>
Jy	<input type="text" value="0.013084"/>	kg*m <sup>2</sup>
Jz	<input type="text" value="0.025557"/>	kg*m <sup>2</sup>

Figura 3.20 Ventana de configuración e ingreso de datos de modelamiento – Primer paso

### Initial Conditions

<p><b>Angular Velocities</b></p> <p>P <input type="text" value="0"/> deg/s  Q <input type="text" value="0"/> deg/s  R <input type="text" value="0"/> deg/s</p> <p><b>Translational Velocities</b></p> <p>U <input type="text" value="0"/> m/s  V <input type="text" value="0"/> m/s  W <input type="text" value="0"/> m/s</p>	<p><b>Euler Angles</b></p> <p>Phi <input type="text" value="0"/> deg  Theta <input type="text" value="0"/> deg  Psi <input type="text" value="0"/> deg</p> <p><b>Position in Earth Frame</b></p> <p>X <input type="text" value="0"/> m  Y <input type="text" value="0"/> m  Z <input type="text" value="0"/> m</p>	<p><b>Motor Speeds</b></p> <p>W1 <input type="text" value="0"/> rpm  W2 <input type="text" value="0"/> rpm  W3 <input type="text" value="0"/> rpm  W4 <input type="text" value="0"/> rpm</p> <p>Save IC's  Load IC's  Clear All</p>
---	--	---

Select which graphic to display below:  
 Figure A: (+) Configuration    Figure B: (X) Configuration

**Figure A**

**NOTE:** This diagram illustrates a "+" or "Plus" configuration. An "X" configuration involves a positive 45° rotation (CCW) about the z-axis as viewed from above (See Figure B). P, Q, and R (angular rates) correspond to rotation about the X, Y, and Z axes, respectively.

Figura 3.21 Ventana para el ingreso de condiciones iniciales - Segundo paso

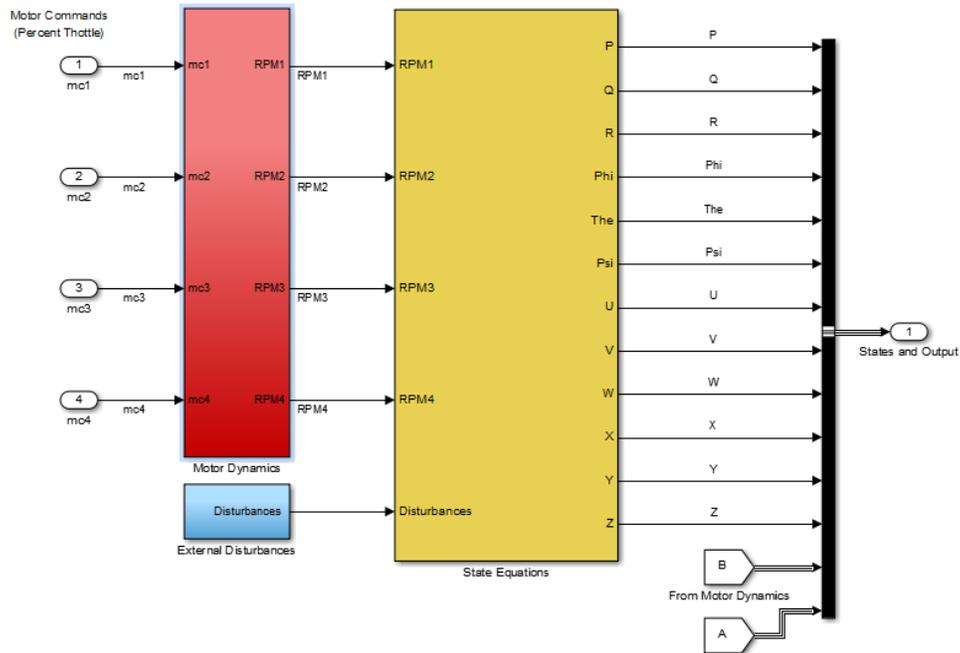


Figura 3.22 Bloques de modelo desarrollando en Simulink para el ingreso de perturbaciones y ecuaciones de estado - Tercer paso

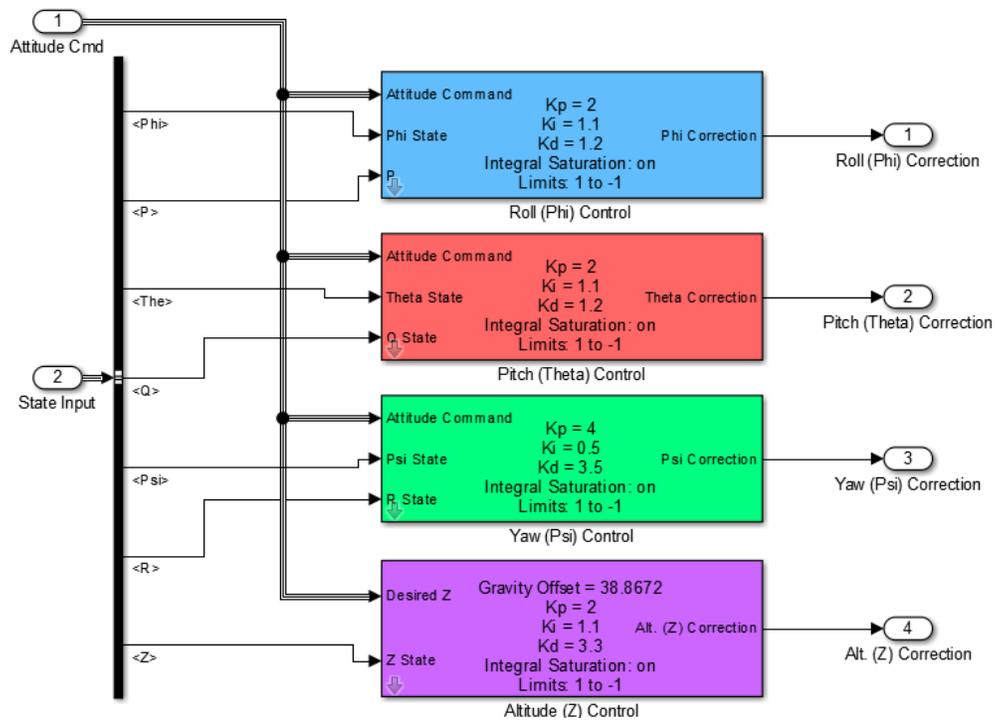


Figura 3.23 Bloques del modelo desarrollado en Simulink para el ingreso de parámetros P, I y D para cada movimiento del quadcopter - Cuarto paso

Una vez que se hayan ingresado los primeros datos, se procede a simular una predicción del comportamiento en vuelo y realizando una trayectoria específica, sin embargo los valores de PID se los debe evaluar de manera posterior y encontrar los más adecuados de manera práctica.

La primera simulación de comportamiento ha mostrado los resultados gráficos reflejados en las Figuras de 3.24 a 3.26, donde se observan los distintos comportamientos para la velocidad angular en cada eje siendo P, Q y R las velocidades angulares de giro para cada uno de los tres ejes de giro, Phi, Theta y Psi los ángulos de giro, U,V y W las velocidades de desplazamiento en cada eje y el desplazamiento en cada eje X, Y y Z; todas las variables se encuentran variando con respecto al tiempo:

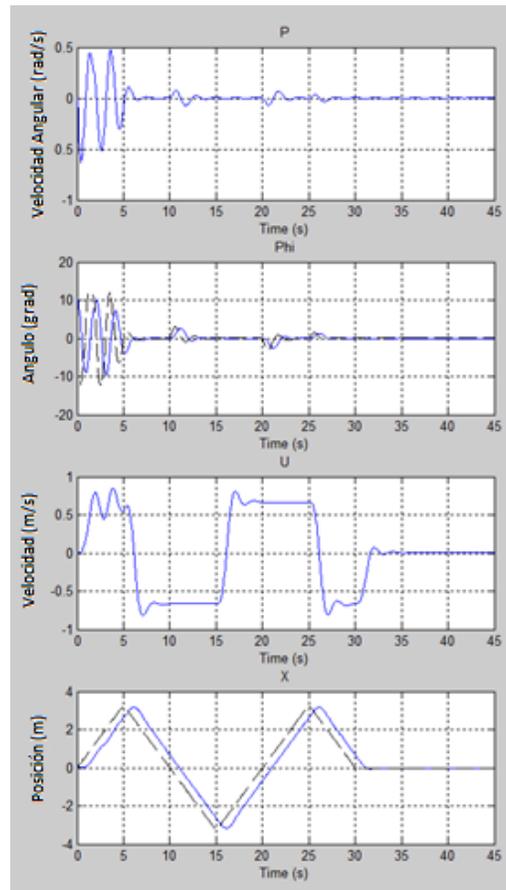


Figura 3.24 Modelado comportamiento quadcopter (P, Phi, U y desplazamiento en el eje X)

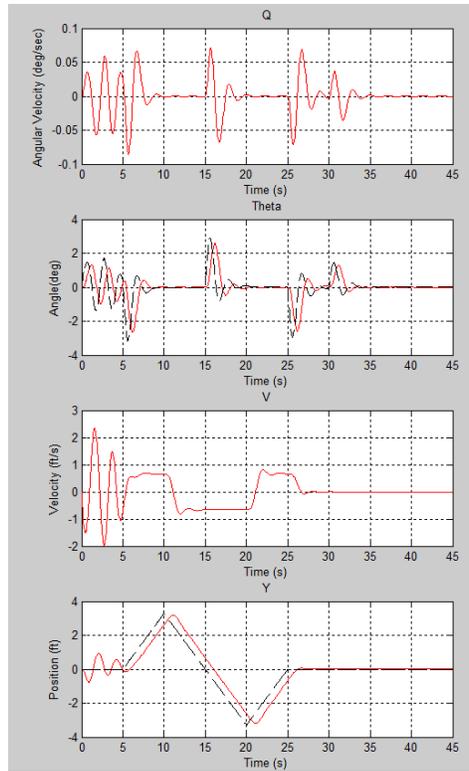


Figura 3.25 Modelado comportamiento quadcopter (Q, Theta, V y desplazamiento en el eje Y)

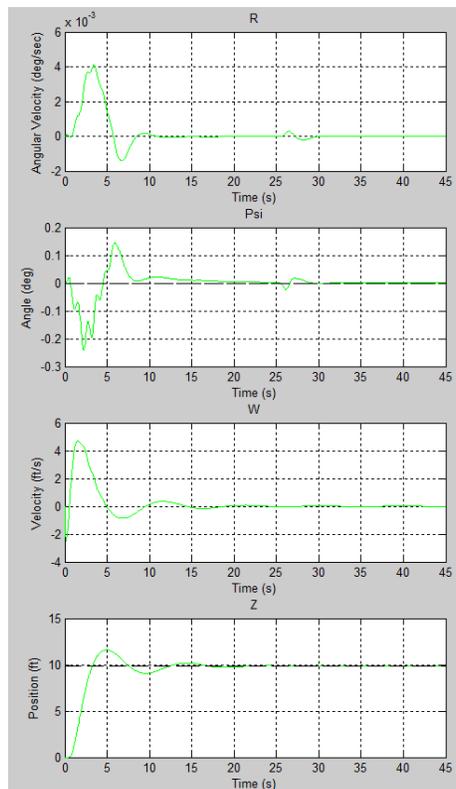


Figura 3.26 Modelado comportamiento quadcopter (R, Psi, W y desplazamiento en el eje Z)

En la Figura 3.27, se puede observar las respuestas de cada motor debido a la señal de aceleración recibidas:

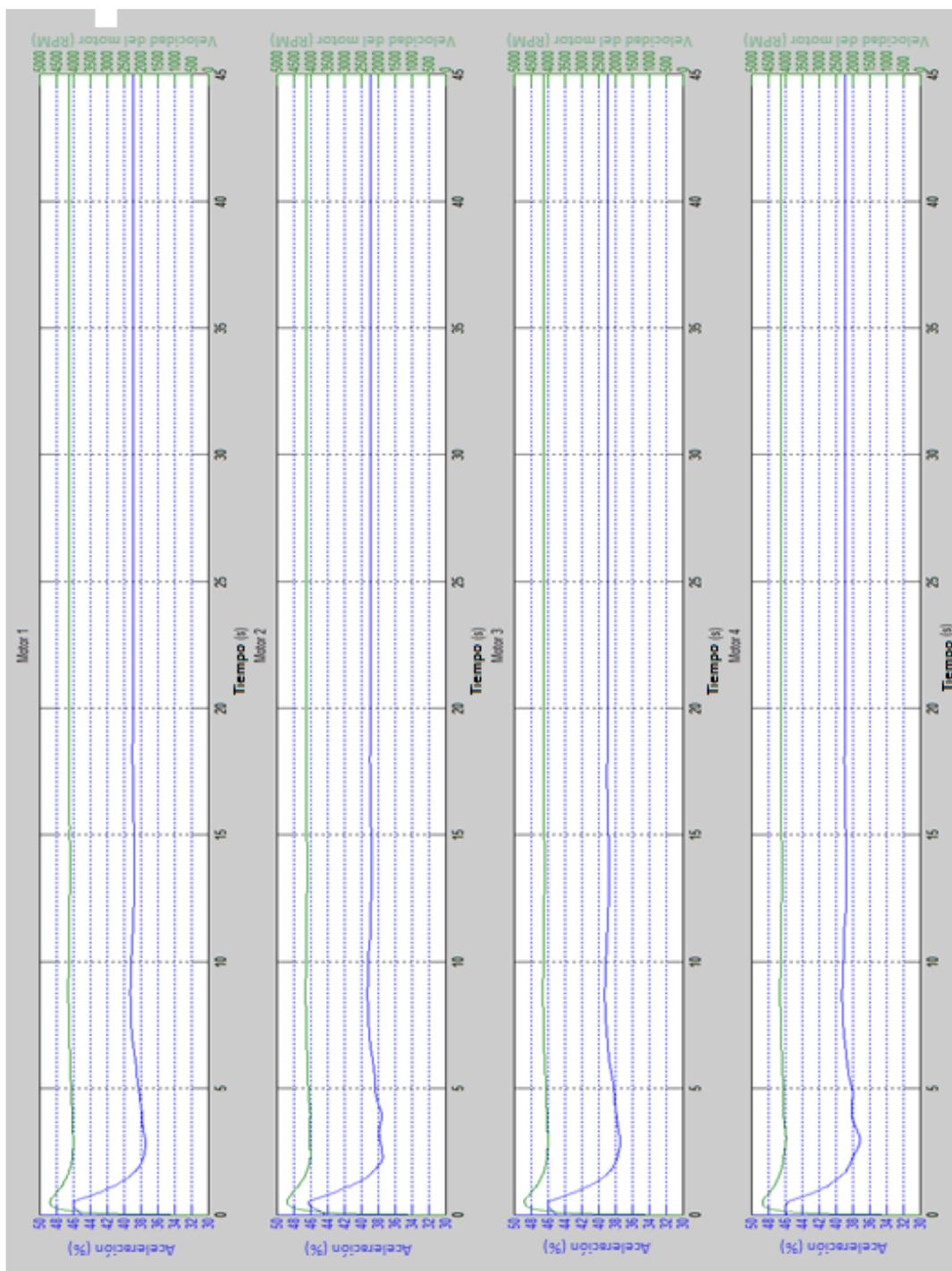


Figura 3.27 Primer modelamiento de comportamiento de aceleración de los motores para realización de un recorrido propuesto

A continuación en la Figura 3.28 se puede ver una estimación de vuelo del quadcopter con los parámetros previamente insertados y con una ruta especificada.

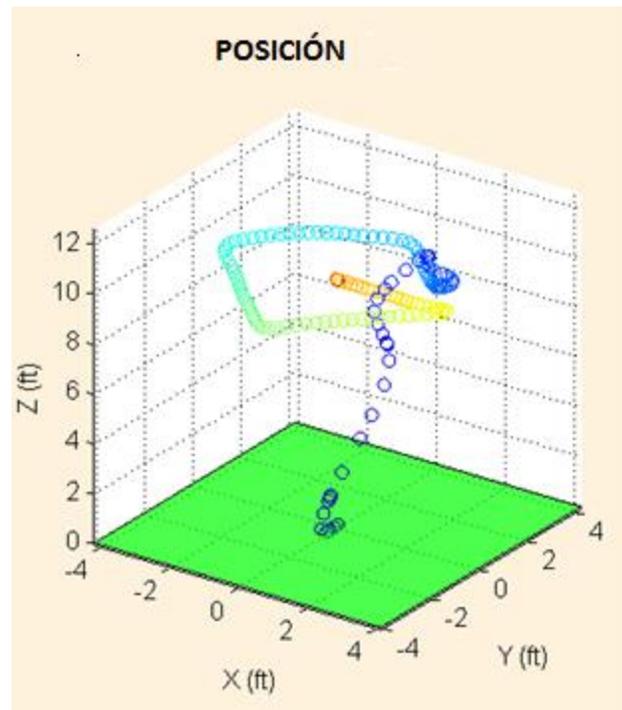


Figura 3.28 Simulación de vuelo del quadcopter para una trayectoria de diamante

### 3.3 CÁLCULO DE POTENCIA DE VUELO PARA EL QUADCOPTER

Con el fin de elaborar un correcto cálculo de la potencia de los motores se debe tomar en cuenta las siguientes condiciones iniciales:

- El peso aproximado a levantar (el total del quadcopter) es de 1,2 kg.
- El quadcopter será operado en la ciudad de Quito.

El peso del quadcopter que se toma en consideración es para evitar cualquier tipo de limitación y así cumplir con las funciones de vuelo sin ninguna dificultad. Dicho peso se toma como referencia para el cálculo del empuje, para que este sea mayor y levante al quadcopter por a la acción de los cuatro rotores y sus hélices.

El VANT será operado en un espacio abierto de la Universidad del Ecuador, ubicada en Quito donde la altura de referencia usada será 2850 metros sobre el nivel del mar.

Se debe considerar las condiciones de diseño del Capítulo II, sección 2.1.1.2, para así llegar a una primera aproximación de la potencia de vuelo requerida.

Para futuros análisis de potencia, se tomará como referencia la Figura 3.29:

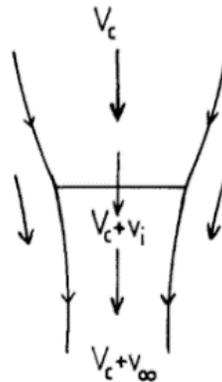


Figura 3.29 Campo de flujo en vuelo ascendente, Adaptada de [8]

### 3.3.1 CÁLCULO DE POTENCIA SEGÚN TCM

Tomando en cuenta las consideraciones para la TCM, se empieza determinando la altitud a la que el quadcopter realizará su vuelo (48), ya que conforme varía la altura, el aire variará en cuanto a su densidad, esta disminuye conforme aumenta la altitud y se requiere mayor potencia. Como se mencionó anteriormente, el vuelo se realizará en la ciudad de Quito a una altura máxima de 25 m, por lo tanto:

$$h_{\text{Quito}} = 2850m$$

$$h_{\text{vuelo}} = h_{\text{Quito}} + 25m \quad (48)$$

$$h_{\text{vuelo}} = 2875m$$

Según el modelo de atmósfera estándar ISA<sup>4</sup>, la densidad del aire se puede obtener mediante (49):

$$\rho = \rho_0 \left( 1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot h}{288,15} \right)^{4,252} \quad (49)$$

donde

$\rho_0$  densidad del aire estándar a nivel del mar, 1,225 kg/m<sup>3</sup>;

$h$  altura máxima de vuelo, 2875 m.

$$\rho = 1,225 \left( 1 - \frac{6,5 \cdot 10^{-3} \cdot 2875}{288,15} \right)^{4,252}$$

$$\rho = 0,921 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$$

El empuje que el quadcopter necesita es igual a su propio peso (1,2 kg), dicho peso se debe distribuir en los cuatro rotores de manera uniforme, siendo el empuje por motor igual a 0,3 kg (2,942 N).

### 3.3.1.1 Cálculo de Potencia para Vuelo a Punto Fijo

De acuerdo a la Teoría de Cantidad de Movimiento, el vuelo a punto fijo es el régimen más sencillo a analizar ya que no conlleva una velocidad relativa entre las hélices y el aire, lo que significa que no existe velocidad de ascenso y su potencia requerida se puede calcular con (50):

$$P_{io} = T v_{io} \quad (50)$$

donde

$T$  tracción que genera cada motor (ideal), en N;

$v_{io}$  velocidad inducida en vuelo a punto fijo, en m/s.

---

<sup>4</sup> ISA, International Standard Atmosphere.

La velocidad inducida es la velocidad del aire a la salida de la hélice, la cual se obtiene con (51) como se muestra:

$$v_{io} = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (51)$$

Donde, A es área de proyección del rotor.

A está definida por (52):

$$A = \pi r^2 \quad (52)$$

Donde r es el radio de la hélice, la cual por recomendación y funcionamiento en modelos comerciales con características similares a las del quadcopter propuesto, se toma de 127 mm (5 in), entonces desarrollando (52), se obtiene:

$$A = \pi(0,127)^2$$

$$A = 0,051 \text{ m}^2$$

Una vez que se han encontrado estos parámetros, se calcula la velocidad inducida con (51) de la siguiente manera:

$$v_{io} = \sqrt{\frac{2,942}{2(0,921)(0,051)}}$$

$$v_{io} = 5,618 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Con la velocidad inducida se procede a calcular la potencia requerida para vuelo a un punto fijo por cada motor, reemplazando en (50):

$$P_{io} = 2,942(5,596)$$

$$P_{io} = 16,464 \text{ W}$$

### 3.3.1.2 Cálculo de Potencia para Vuelo Axial Ascendente

Continuando con el análisis de la Teoría de Cantidad de movimiento, para ejecutar un vuelo axial ascendente, se considera una velocidad relativa entre el aire y la hélice ( $v_z \neq$

0). Por lo que el cálculo de potencia para realizar el vuelo axial ascendente se expresa a través de (53), de la siguiente forma:

$$P_i = T(v_c + v_i) \quad (53)$$

donde

$v_i$  Velocidad inducida en vuelo axial ascendente, en m/s;

$v_c$  Velocidad de ascenso, en m/s.

La velocidad del quadcopter en cuanto a su movimiento vertical es la denominada velocidad de ascenso, dicha velocidad es considerada de acuerdo a valores de VANTs comerciales y a su peso, para el caso de estudio 4m/s. Existe una relación entre la velocidad inducida en vuelo a punto fija y en vuelo axial ascendente, como se muestra en (54):

$$\frac{v_i}{v_{io}} = -\frac{1}{2} \left( \frac{v_c}{v_{io}} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left( \frac{v_c}{v_{io}} \right)^2 + 1} \quad (54)$$

Reemplazando los datos, la velocidad inducida en vuelo axial ascendente:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = -\frac{1}{2} \left( \frac{4}{5,618} \right) + \sqrt{\frac{1}{4} \left( \frac{4}{5,618} \right)^2 + 1}$$

$$\frac{v_i}{v_{io}} = 0,705$$

$$v_i = 0,705 \cdot v_{io}$$

$$v_i = 0,705 \cdot 5.596$$

$$v_i = 3,947 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Reemplazando los valores de velocidad de ascenso y la velocidad inducida en (53), se obtiene:

$$P_i = 2,942(4 + 3,947)$$

$$P_i = 23,382 \text{ W}$$

El valor de la velocidad de ascenso se corregirá al momento de establecer la potencia instalada.

### 3.3.1.3 Cálculo de Potencia para Vuelo Axial Descendente

En el descenso vertical, la naturaleza del flujo a través del rotor presenta algunos cambios. La velocidad  $v_c$  ahora se dirige hacia abajo mientras que la velocidad inducida  $v_i$  continúa positiva o hacia arriba mientras el rotor mantiene el levantamiento, por esto la velocidad resultante puede encontrarse de en sentido positivo o negativo, significando que se podrá hacer excepciones en el modelo de flujo asumido.

Se debe tomar en cuenta dos casos característicos:

- A velocidad de descenso moderada, se torna necesario el uso de modelos empíricos debido a recirculaciones complejas y régimen de tubo turbulento.
- La TCM ofrece mejores resultados si se considera la velocidad de descenso elevada; el flujo considerado, presenta una configuración definida hacia arriba.

Existen varios regímenes de para el vuelo descendente:

1. Funcionamiento normal  $v_c \geq 0$ , o lo que se ha estudiado como vuelo ascendente.
2. Anillos de vórtices  $-1 \leq \frac{v_c}{v_{io}} < 0$
3. Estela turbulenta  $-2 \leq \frac{v_c}{v_{io}} < -1$
4. Molinete frenante  $\frac{v_c}{v_{io}} < -2$

En la Figura 3.30 se puede observar los distintos regímenes para vuelo descendente de manera gráfica. De izquierda a derecha se tiene funcionamiento normal, anillos de vórtices, estela turbulenta y molinete frenante.

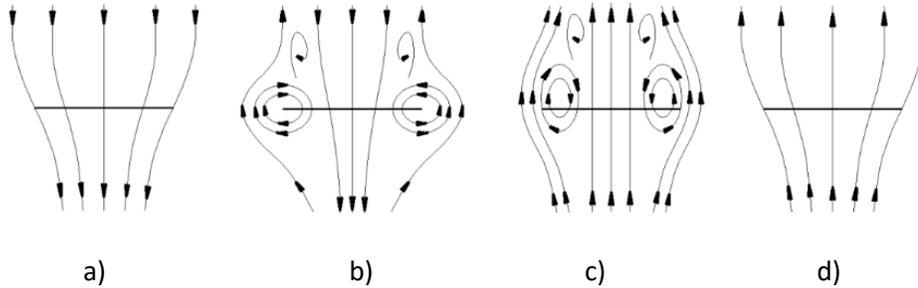


Figura 3.30 Cuatro regímenes para el flujo de aire en el disco rotor para el vuelo descendente:

a) Normal, b) Anillos de vórtices, c) Estela turbulenta y d) Molinete frenante

Fuente: Seddon, Basic Helicopter Aerodynamics [8]

Según [8], la TCM es aplicable únicamente para el primer y cuarto régimen, ya que para los dos casos restantes, los ajustes a realizarse son netamente experimentales.

Al igual que la velocidad de ascenso fue asumida, para la velocidad de descenso se asumirá 3m/s, para la cual se tiene un régimen de trabajo como se muestra en (55), (considerando su dirección):

$$\frac{v_c}{v_{io}} = -\frac{3}{5,618} \quad (55)$$

$$\frac{v_c}{v_{io}} = -0,534$$

Este régimen de trabajo indica que es de anillos de vórtices, por lo que no se puede aplicar la TCM. En este caso se utilizará un ajuste lineal, de acuerdo con [8], se tiene la corrección para el régimen de anillos de vórtices (56) y para el régimen de estela turbulenta (57), como se muestran a continuación:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = k - \frac{v_c}{v_{io}} \quad -1,5 \leq \frac{v_c}{v_{io}} \leq 0 \quad (56)$$

$$\frac{v_i}{v_{io}} = k \left( 7 + 3 \frac{v_c}{v_{io}} \right) \quad -2 < \frac{v_c}{v_{io}} < -1,5 \quad (57)$$

donde

$k$  factor de corrección (1 para hélices ideales; 1,15 para caso real);

Como se ha demostrado anteriormente, el régimen de trabajo muestra un flujo de anillo de vórtices, por lo que, usando (56), se obtiene la velocidad inducida de la siguiente manera:

$$\frac{v_i}{v_{io}} = 1,15 - (-0,534)$$

$$\frac{v_i}{v_{io}} = 1,684$$

$$v_i = 1,684 \cdot (v_{io})$$

$$v_i = 1,684(5,618)$$

$$v_i = 9,461 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Para el cálculo de la potencia de descenso, usando (53) y tomando en cuenta la consideración del signo negativo para la velocidad de descenso, se obtiene la siguiente expresión:

$$P_{id} = T(v_d + v_i) \quad (53)$$

$$P_{id} = 2,942(-3 + 9,461)$$

$$P_{id} = 19,007 \text{ W}$$

### 3.3.2 CÁLCULO DE POTENCIA SEGÚN TEP

Una de las principales consideraciones de la TEP es que la hélice o pala posee un comportamiento bidimensional y para realizar un análisis, es necesario el uso de un modelo de velocidad inducida como la TCM, ajustes experimentales, entre otras. Es por esto que el conocimiento de las características geométricas de la hélice es sumamente necesaria para la aplicación de la teoría.

El factor de solidez de la hélice (área efectiva de sustentación del rotor) es un parámetro necesario, se lo obtiene con (59), de la siguiente manera:

$$\sigma = \frac{bc}{\pi R} \quad (59)$$

donde

- $b$  Número de palas de la hélice, adimensional;
- $c$  Cuerda de la pala<sup>5</sup> (línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida), en m;
- $R$  Radio de la hélice, en m.

La cuerda de la hélice se toma básicamente como el ancho de la misma, dicha anchura es variable y se toma un valor medio (24 mm), los mismos que, se reemplazan en (59):

$$\sigma = \frac{2 \cdot 0,024}{\pi \cdot 0,127}$$

$$\sigma = 0,120$$

### 3.3.2.1 Potencia de Vuelo a Punto Fijo

De acuerdo con [8], la potencia de vuelo a punto fijo empieza con el cálculo del coeficiente de tracción, el mismo que viene dado por (60)

$$C_T = \frac{T}{\rho A (\omega R)^2} \quad (60)$$

donde,

- $\omega$  velocidad angular de la hélice (rotación media =  $k_v \cdot V = 980 \cdot 11,1 = 10.878$  RPM o 1.139,14rad/s);
- $\rho$  densidad del aire, kg/m<sup>3</sup>;
- $R$  radio de la hélice, en m;
- $A$  área de la hélice, en m<sup>2</sup>.

Reemplazando los valores en (60), se obtiene:

$$C_T = \frac{2,942}{0,120 \cdot 0,051(1139,14 \cdot 0,127)^2}$$

---

<sup>5</sup> El cálculo de la cuerda para la hélice utilizada es empírico, debido a falta de datos técnicos por parte del fabricante.

$$C_T = 2,993 \times 10^{-3}$$

El coeficiente de potencia inducida para el vuelo a punto fijo se obtiene con (61) como se muestra:

$$C_{P_{io}} = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} \quad (61)$$

$$C_{P_{io}} = \frac{(2,993 \cdot 10^{-3})^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}}$$

$$C_{P_{io}} = 1,16 \cdot 10^{-4}$$

Una vez que se ha determinado el coeficiente de potencia inducida, se debe calcular el coeficiente de potencia parásita, para lo cual se necesita el valor del paso colectivo  $\theta_0$  necesario para obtener la tracción requerida y se expresa por (62):

$$\theta_0 = \frac{6C_T}{\sigma C_L} + \frac{3}{2} \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (62)$$

Para efectuar el cálculo del coeficiente de potencia parásita, es necesario conocer tanto el coeficiente de sustentación o avance como el coeficiente de resistencia o avance de la hélice, para lo cual por falta de datos de la hélice seleccionada por parte del fabricante, se usará un software con el nombre de "JAVAFOIL", el mismo que se presenta como software libre y ayuda con el cálculo de los coeficientes requeridos:

- Coeficiente de sustentación ( $C_L = 0,565$ )
- Coeficiente de resistencia  $C_D = \delta_0 + \delta_2 \alpha^2 = 0,013$

$$C_D = 0,0045 + 0,153 \alpha^2$$

Sustituyendo los datos adquiridos en (62) se obtiene:

$$\theta_0 = \frac{6(2,993 \cdot 10^{-3})}{0,12(0,565)} + \frac{3}{2} \sqrt{\frac{2,993 \cdot 10^{-3}}{2}}$$

$$\theta_0 = 0,323 \text{ rad}$$

El procedimiento para el cálculo del coeficiente de velocidad inducida ( $\lambda_{i0}$ ) se usan los cálculos de la TCM, empezando con (63) como se indica a continuación:

$$\lambda_{i0} = \frac{v_{i0}}{\omega R} \quad (63)$$

$$\lambda_{i0} = \frac{5,618}{(1139,14)(0,127)}$$

$$\lambda_0 = 0,039$$

Una vez conocidos los valores del paso colectivo y del coeficiente de la velocidad inducida, el coeficiente de potencia parásita se determina con el uso de (64) de la siguiente forma:

$$C_{P_0} = \frac{\sigma \delta_0}{8} \left[ 1 + \frac{\delta_2}{\delta_0} \left( \theta_0^2 - \frac{8}{3} \lambda_{i0} \theta_0 + 2 \lambda_{i0}^2 \right) \right] \quad (64)$$

$$C_{P_0} = \frac{0,120 \cdot 0,0045}{8} \left[ 1 + \frac{0,153}{0,0045} \left( 0,323^2 - \frac{8}{3} \cdot 0,039(0,323) + 2(0,039)^2 \right) \right]$$

$$C_{P_0} = 2,23 \cdot 10^{-4}$$

Con todos estos datos, se procede al cálculo de la potencia de vuelo a punto fijo según la TEP con (65):

$$P_{i0} = (C_{P_{i0}} + C_{P_0}) \rho \pi \frac{D^2}{4} \omega^3 R^3 \quad (65)$$

$$P_{i0} = (7,294 \cdot 10^{-7} + 1,036 \cdot 10^{-4})(0,921) \pi \frac{0,254^2}{4} (1139,14)^3 (0,127)^3$$

$$P_{i0} = 47,89 \text{ W}$$

### 3.3.2.2 Potencia de Vuelo Axial Ascendente

Para el cálculo de la potencia de vuelo axial, se considera la misma tracción requerida e igual coeficiente de tracción como se ha calculado anteriormente, sin embargo el coeficiente de velocidad inducida normal al plano no lo es y viene dado por (66) de la siguiente manera:

$$\lambda_i = \frac{v_c + v_i}{wR} \quad (66)$$

Al igual que en la Teoría de Cantidad de Movimiento, la velocidad de ascenso se tomará 4m/s, reemplazando también la velocidad inducida antes calculada en (66), se obtiene:

$$\lambda_i = \frac{4 + 3,963}{(1139,14 \cdot 0,127)}$$

$$\lambda_i = 0,055$$

Mientras que el valor del paso colectivo para efectuar el vuelo axial ascendente se presenta por (67) como se muestra:

$$\theta_o = \frac{6C_T}{\sigma C_L} + \frac{3}{2}\lambda_i \quad (67)$$

$$\theta_o = \frac{6(2,993 \cdot 10^{-3})}{0,120 (0,565)} + \frac{3}{2}(0,055)$$

$$\theta_o = 0,347 \text{ rad}$$

De acuerdo con [8], existe una relación entre el coeficiente de velocidad inducida y el coeficiente de potencia inducida como se muestra con (68):

$$C_{P_i} = \lambda_i C_T \quad (68)$$

Reemplazando los datos se obtiene:

$$C_{P_i} = (0,055)(2,993 \times 10^{-3})$$

$$C_{P_i} = 1,613 \cdot 10^{-4}$$

Es necesario el análisis de corrientes parásitas, nuevamente se utiliza (64) de la siguiente manera:

$$C_{P_0} = \frac{0,120 \cdot 0,0045}{8} \left[ 1 + \frac{0,153}{0,0045} \left( 0,347^2 - \frac{8}{3} \cdot 0,055(0,347) + 2(0,055)^2 \right) \right]$$

$$C_{P_0} = 1,9 \cdot 10^{-4}$$

Con todos los datos obtenidos, se procede a calcular la potencia requerida para el vuelo a punto fijo según la TEP, con la ayuda de (65):

$$P_i = (1,613 \times 10^{-4} + 1,9 \times 10^{-4})(0,921)\pi \frac{(0,254)^2}{4} (1139,14)^3 (0,127)^3$$

$$P_i = 48,641 \text{ W}$$

### 3.3.3 POTENCIA REAL CONSUMIDA POR EL QUADCOPTER

Como se puede notar, se han utilizado las dos teorías para el cálculo de la potencia que necesita un conjunto de hélice y rotor para realizar vuelos de manera natural. Dichas teorías (TCM y TEP) poseen algunas diferencias, en sí, una es mucho más fácil de utilizar y calcular (TCM), mientras que la otra, aunque con mayor complejidad, tiene consideraciones tales como geometría de la hélice y potencias parásitas, haciéndola mucho más precisa (TEP).

De acuerdo con [6], es preciso el uso de un factor de mérito (FM) para corregir los resultados antes calculados. Dicho factor es la relación entre potencia calculada y potencia real y se calcula (69) como se muestra a continuación:

$$FM = \frac{\frac{C_T^{(3/2)}}{\sqrt{2}}}{C_{P_i} + C_{P_0}} \quad (69)$$

Analizando para el vuelo a punto fijo, se obtiene:

$$FM = \frac{\frac{2,993 \times 10^{-3} \left(\frac{3}{2}\right)}{\sqrt{2}}}{1,16 \times 10^{-4} + 2,23 \times 10^{-4}}$$

$$FM = 0,326$$

Con el conocimiento del factor de mérito y la velocidad de ascenso igual a 4m/s, la potencia requerida por cada motor se determina con (70):

$$P_{req} = \frac{P_i}{FM} \quad (70)$$

$$P_{req} = \frac{23,382}{0,326}$$

$$P_{req} = 71,724 \text{ W}$$

Tomando en consideración que llegar a la potencia máxima significa poner en riesgo tanto los motores como los componentes eléctricos, se opta por un factor de servicio ( $K_s$ ) como precaución para el quadcopter. La potencia para la selección de los motores será:

$$P = 1,5 (P_{req})$$

$$P = 1,5 (71,724)$$

$$P = 107,586 \text{ W}$$

### 3.4 AUTONOMÍA DEL QUADCOPTER

En este apartado, se referirá a la autonomía del quadcopter como el tiempo que está realizando su vuelo en el aire, este tiempo está ligado principalmente a la batería que se usa y sus características.

Para calcular el tiempo de vuelo para el quadcopter, se inicia con el consumo máximo de potencia de los motores, con el fin de obtener el tiempo máximo de vuelo, es así que, el consumo máximo de potencia por parte de los motores vendrá determinado por (71) donde se relaciona su consumo de corriente máxima multiplicada por el voltaje nominal entregado por la batería LiPo:

$$I_{m\acute{a}x} \cdot V = W \quad (71)$$

donde

$W$  potencia máxima consumida

Suponiendo que los motores a utilizarse tienen un consumo máximo de 15A de corriente continua y la batería LiPo utilizada provea un voltaje nominal de 11,1V, reemplazando estos valores en (71), se obtiene:

$$W = (15) \cdot (11,1)$$

$$W = 166,5 \text{ W}$$

Teniendo en cuenta que son 4 motores, la potencia total consumida será de 666W.

Para el cálculo del tiempo máximo de vuelo se debe comparar la capacidad de entrega de energía total de la batería con el consumo total del quadcopter con (72):

$$T_{m\acute{a}x} = \frac{(2,2Ah)(11,1V)}{(666W)} \quad (72)$$

$$T_{m\acute{a}x} = 0,0407 \text{ h} = 2,44 \text{ min}$$

Como se ha demostrado, el tiempo de vuelo a potencia máxima o la aceleración al 100%, será de 2,5 minutos aproximadamente. Un vuelo de demostración no se basa en aceleración máxima y continua, por lo que el tiempo de vuelo se extenderá.

### 3.5 DIMENSIONAMIENTO MECÁNICO

El análisis mecánico se lo realiza con el objetivo de asegurar la resistencia estructural del quadcopter ya que se verá afectada por los esfuerzos generados por los motores. El principal objetivo es confirmar la resistencia mecánica teniendo en cuenta el peso de los materiales dado que, como se ha mencionado anteriormente, el peso es un parámetro muy importante en el diseño del quadcopter, pues influye en la autonomía de manera directa.

En el Capítulo II, se muestra la decisión de utilizar tubo cuadrado de aluminio para la estructura del quadcopter junto con acrílico. En primer lugar se dimensionará la estructura para luego analizar esfuerzos y espesores mínimos.

La forma del quadcopter se adopta a partir del modelo estándar F450, el mismo que está formado por 4 cuatro brazos y un bastidor, siendo 450mm la longitud entre los extremos.

#### 3.5.1 DIMENSIONAMIENTO DEL QUADCOPTER

El tamaño del quadcopter depende principalmente del tamaño de las hélices del mismo, la condición necesaria es que las hélices no pueden toparse entre sí.

Las hélices adecuadas para el quadcopter se definen de 10 in (254mm), ya que en conjunto con un motor que consume 15 Amperios pueden entregar una potencia que cubra el requerimiento antes calculado en el apartado 3.4.

En la Figura 3.31, se muestra un esquema de distribución de las hélices con su sentido de rotación:

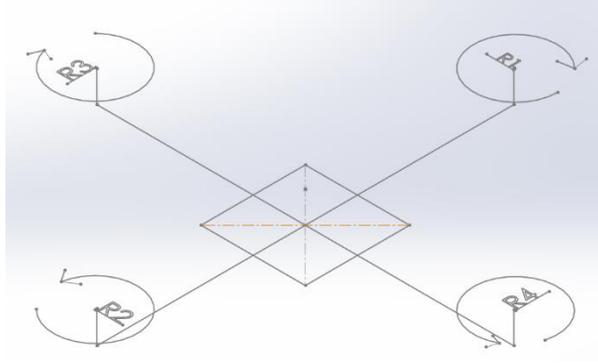


Figura 3.31 Esquema de distribución de las hélices en un quadcopter

Como se puede apreciar, las hélices giran en dos sentidos (con las manecillas del reloj y en contra de las manecillas del reloj), con el fin de cumplir con la regla de que la suma de los torques sean igual a cero en el centro del quadcopter o unión central de los brazos como se muestra en la Figura 3.32:

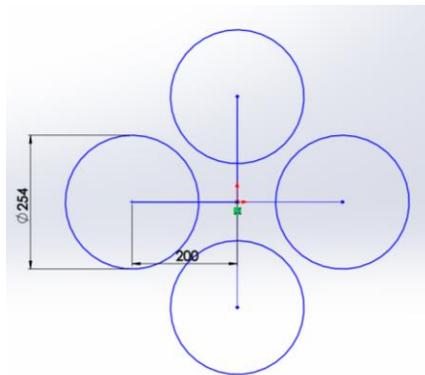


Figura 3.32 Distancia mínima de los bastidores para el quadcopter

Se deben definir dos conceptos principales:

- Brazo, que hace referencia a la viga en voladizo en cuyo extremo soportará el conjunto motor-hélice y la fuerza hacia arriba que genera este en realización de vuelo.
- Bastidor, que se refiere a la parte central donde se unen tanto los 4 brazos como los componentes eléctricos (ESCs, batería y controlador).

### 3.5.1.1 Dimensionamiento de los Brazos

Para desarrollar el modelado de los brazos del quadcopter, los cuales han sido definidos como vigas en voladizo, se debe tomar en cuenta las variables reales que se encuentran en el medio donde el quadcopter realizará su función de vuelo, es decir, cualquier material a utilizarse es imperfecto en forma, el maquinado manual realizado a dicho material puede presentar diferencias mínimas, también existen perturbaciones tales como viento, por mínimo que sea, incluso en entornos cerrados.

Dadas todas estas variables, es fácil llegar a la concepción de que se presentarán accidentes, choques o volcamientos del quadcopter mientras se esté realizando pruebas de vuelo, por lo que para el diseño se ha considerado que si llegan a ocurrir dichos accidentes, la estructura principal del quadcopter sea lo suficientemente resistente para no sufrir deformaciones que afecten la acción de vuelo del quadcopter.

Es por esto que para los brazos del quadcopter se usó tubo cuadrado de aluminio, al cual por falta de información de parte de los distribuidores y necesitando información de sus propiedades físicas para una futura justificación de uso, se le realizaron ensayos destructivos como el ensayo de tracción y ensayo de flexión en el Laboratorio de Ensayos Mecánicos de la Escuela Politécnica Nacional (ANEXO D), quienes poseen certificación para realizar dichos ensayos. Figuras 3.33 a 3.36:



Figura 3.33 Ensayo de flexión, tubo de aluminio



Figura 3.34 Tubo de aluminio deformado después de ensayo de flexión



Figura 3.35 Probeta de aluminio, ensayo de tracción



Figura 3.36 Probeta de aluminio rota por ensayo de tracción

Una vez realizados los ensayos a los materiales a utilizarse, se ha iniciado con un análisis estático, con las siguientes condiciones iniciales:

- El material del brazo es aluminio, tubo cuadrado de 22,5 mm.
- La longitud del brazo es de 250 mm.
- El empuje ejercido por el conjunto rotor/hélice es de 8.5 N (Figura 3.35).

Empezando con la sumatoria de fuerzas (73) y momentos (74) para el cuerpo en equilibrio, según [10], se realiza un diagrama de cuerpo libre como se muestra en la Figura 3.37 con el fin de comprender de mejor manera las reacciones debido a las fuerzas:

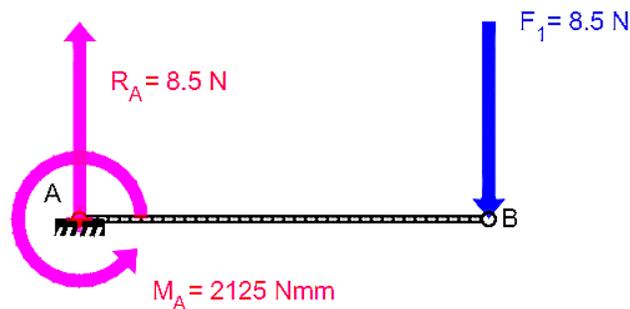


Figura 3.37 Diagrama de fuerzas que actúan sobre el brazo del quadcopter

$$\sum F = 0 \quad (73)$$

$$\sum M = 0 \quad (74)$$

Con el desarrollo de (73) para el eje X positivo hacia arriba, se obtiene:

$$\begin{aligned}\sum F_x &= 0 \\ \sum F_x &= R_A - F_1 \\ R_A &= F_1 \\ R_A &= 8,5 \text{ N}\end{aligned}$$

Desarrollando la ecuación (74) de momentos para el punto A, se obtiene:

$$\begin{aligned}\sum M_A &= 0 \\ \sum M_A &= F \cdot 0,250 \\ \sum M_A &= 2,13 \text{ Nm}\end{aligned}$$

Resultando de este primer análisis los diagramas de esfuerzo y momento, como se muestra en la Figura 3.38:

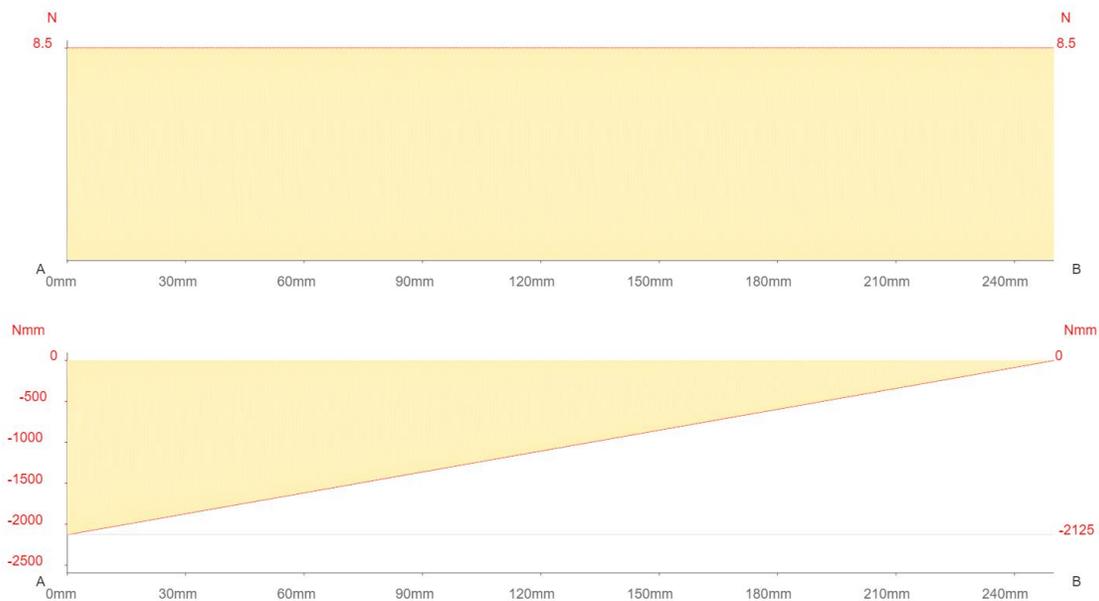


Figura 3.38 Diagramas de esfuerzo y momento para el análisis del brazo

El tubo cuadrado de aluminio usado, debido a sus dimensiones, se procede al cálculo de su inercia, dado por (75), de la siguiente manera:

$$I = \frac{a^4 - b^4}{12} \quad (75)$$

donde,

- a            dimensión de la pared externa, en mm;
- b            dimensión de la pared interna, en mm.

Para el tubo cuadrado con dimensiones mostradas en la Figura 3.39, usando (75):

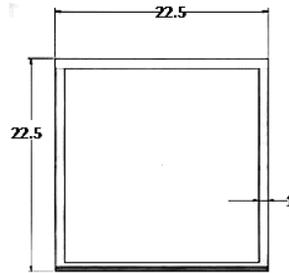


Figura 3.39 Dimensiones del tubo cuadrado de aluminio utilizado

$$I = \frac{22,5^4 - 20,5^4}{12}$$

$$I = 6640 \text{ mm}^4$$

Para la justificación del material utilizado, se ha recurrido al cálculo del esfuerzo soportado por el tubo cuadrado actuando como brazo del quadcopter. De acuerdo con [10], el esfuerzo máximo se define por (76):

$$\sigma_{\acute{a}x} = \frac{Mc}{I} \quad (76)$$

donde,

- $\sigma_{m\acute{a}x}$         esfuerzo máximo en las fibras más externas del tubo, en MPa;
- $M$                 momento crítico de la sección de interés, en N;
- $c$                 distancia del eje centroidal de la viga a las fibras más externas, en mm;
- $I$                 momento de inercia de la sección transversal con respecto al eje centroidal

Aplicando (76) para un brazo del quadcopter, se obtiene:

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{(2,13) \cdot (11,25)}{(6640)}$$

$$\sigma_{m\acute{a}x} = 3,6 \text{ MPa}$$

Continuando con el proceso de dise\u00f1o de acuerdo con [10], es necesario tomar en cuenta los orificios de la estructura ya que a estos se los considera como “concentradores de esfuerzos”.

Para calcular el esfuerzo m\u00e1ximo soportado por el brazo del quadcopter es necesario incluir los esfuerzos concentrados en los orificios. Los esfuerzos concentrados de los orificios se encuentran tabulados en el (ANEXO E), se han aplicado seg\u00fan la cantidad que se los encuentra en la cara del tubo aplicando (77):

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{Mc}{I} \cdot n \cdot K_t \quad (77)$$

donde,

$K_t$                     valor te\u00f3rico de concentraci\u00f3n de esfuerzo, adimensional.

$n$                         n\u00famero de orificios presentes en la cara, adimensional.

Aplicando (77) para el brazo del quadcopter:

$$\sigma_{m\acute{a}x} = (3,61) \cdot (6) \cdot (2,5)$$

$$\sigma_{m\acute{a}x} = 54,15 \text{ MPa}$$

De acuerdo con los ensayos realizados el tubo cuadrado de aluminio, el esfuerzo a la flexi\u00f3n es de 199,6 MPa y el esfuerzo calculado o que soporta en el brazo del quadcopter es de 54,15 MPa, quedando justificado su uso y brindando seguridad para continuar con su construcci\u00f3n.

### 3.5.1.2            Dimensionamiento del Bastidor

De manera similar a los brazos del quadcopter, el bastidor, siendo el elemento que soporta los esfuerzos, torques, generados por los motores ubicados en los brazos, se analiza su resistencia a fracturas que puedan averiar el correcto funcionamiento del quadcopter o el vuelo del mismo.

El material utilizado es acr\u00edlico (PMMA), al cual por falta de informaci\u00f3n t\u00e9cnica en los centros de distribuci\u00f3n, se los realiz\u00f3 el ensayo destructivo de flexi\u00f3n (ANEXO F) en el

Centro de Investigación Aplicada a Polímeros dentro la Escuela Politécnica Nacional quienes poseen certificación para realizar dichos ensayos.

Continuando con el análisis sugerido en [10], se realiza el análisis de la flexión máxima soportada por la placa de acrílico. Tomando en cuenta el caso más crítico, se compara la forma real del bastidor con una viga doblemente empotrada con una carga en la mitad, se desprecian los esfuerzos de contacto debido a los tornillos o pasadores presentes en la misma y se traslada las fuerzas a los extremos como se muestra en la Figura 3.40:

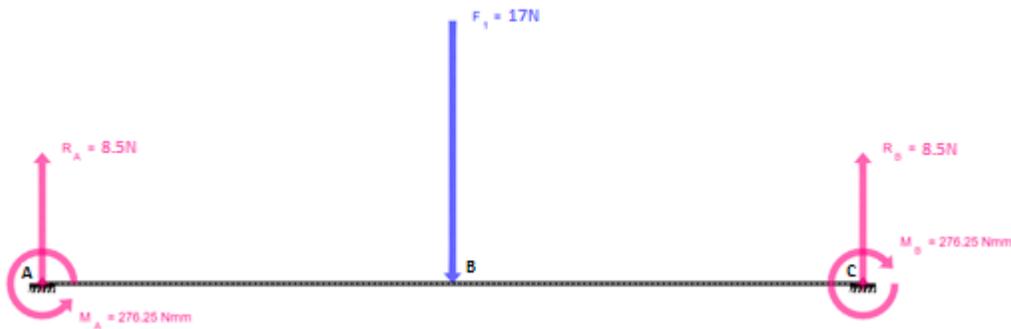


Figura 3.40 Viga con dos apoyos fijos y una fuerza central

Como se puede observar, el elemento analizado tiene dos reacciones anteriormente determinadas, cada una en el extremo del brazo provocada por el movimiento del conjunto rotor/hélice y son iguales (8,5 N). Al tener las dos fuerzas de reacción iguales en los empotramientos, la fuerza central  $F$  es el doble de la fuerza distribuida en sus apoyos como se muestra en (78):

$$\frac{F}{2} = R_A = R_B \quad (78)$$

Despejando la incógnita  $F$  de la ecuación, se obtiene:

$$F = 17\text{ N}$$

Al igual que las reacciones, los momentos  $M_1$  y  $M_2$  mostrados en la Figura 3.40, son iguales cuando se los analiza para el punto de flexión máxima o en el medio de la viga y están determinados por (79) y (80) como se observa a continuación:

$$M_{AB} = \frac{F}{8}(4x - L) \quad (79)$$

$$M_{BC} = \frac{F}{8}(3L - 4x) \quad (80)$$

Desarrollando (79) para el cálculo de momento en la mitad de la viga se obtiene:

$$M_{AB} = \frac{17}{8} \left( 4 \left( \frac{L}{2} \right) - L \right)$$

$$M_{AB} = \frac{17}{8} (L)$$

$$M_{AB} = \frac{17}{8} (0,13)$$

$$M_{AB} = 0,28 \text{ Nm}$$

Para el análisis de la viga realizada, se obtienen los diagramas de esfuerzo y momentos mostrados en las Figuras 3.41 y 3.42:



Figura 3.41 Diagrama de esfuerzos en la viga

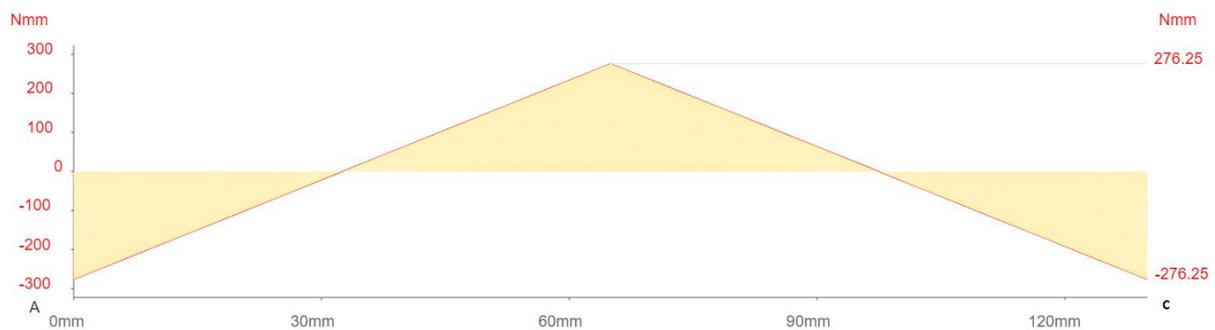


Figura 3.42 Diagrama de momentos en la viga

Debido a la complejidad de forma en cuanto a los marcos de acrílico, el momento de inercia del marco superior se lo ha encontrado con la ayuda del software “Autodesk Inventor” (versión educativa), se puede observar en la Figura 3.43 los datos obtenidos:

```

---
Inertia with respect to Sketch Origin(mm):

Inertia Tensor(mm^4)
Ixx = 9847007.583
Ixy = 0
Iyx = 0
Iyy = 9847007.583

Polar Moment of Inertia = 19694015.166 mm^4

---
Area Moments of Inertia with respect to Principal Axes(mm^4):
Ix = 9847007.583
Iy = 9847007.583

Polar Moment of Inertia = 19694015.166 mm^4

Rotation Angle from projected Sketch Origin to Principal Axes
(degrees):
About z axis = 0

Radii of Gyration with respect to Principal Axes(mm):
R1 = 32.142
R2 = 32.142

```

Figura 3.43 Momento de inercia con el uso de Autodesk Inventor

Reemplazando los valores en (81), se obtiene:

$$y_{m\acute{a}x} = -\frac{17 \cdot 130^3}{192 \cdot 115 \cdot 19694015}$$

$$y_{m\acute{a}x} = -0,086 \text{ mm}$$

De acuerdo con los ensayos realizados, la deformación máxima soportada por el acrílico PMMA de 4mm de espesor sometido a flexión es de 1,22 mm, por lo que se justifica su uso. De igual manera se procede al cálculo del esfuerzo a flexión presente en el material con (77):

$$\sigma_{m\acute{a}x} = \frac{280 \cdot 2}{19694015} \cdot 12 \cdot 0,7$$

$$\sigma_{m\acute{a}x} = 58 \text{ MPa}$$

Comparando con los resultados de los ensayos realizados, el esfuerzo máximo a flexión es de 100,027 MPa, por lo que el uso del material acrílico PMMA de 4mm se valida.

## **3.6 ESPECIFICACIONES DE DISEÑO**

Este proyecto tiene como objetivo el diseño y construcción de un quadcopter controlado por radio frecuencia, para lo cual se proponen las siguientes especificaciones técnicas electrónicas y de control.

### **3.6.1 AUTONOMÍA DE VUELO**

El quadcopter debe poseer la facilidad de contar con una fuente de energía capaz de suplir las demandas de los componentes de éste, al momento de realizar sus funciones de vuelo. Es necesario que dicha fuente pueda entregar energía durante un tiempo prudente para la demostración de todas las funciones del quadcopter (movimiento de los motores con sus hélices, de acuerdo a la necesidad para su sustentación y movimientos en el aire).

### **3.6.2 CONTROL DE VUELO**

Como se ha mencionado anteriormente, la función de control de vuelo se realizará por medio de radio control remoto, tomando en cuenta que el tema del proyecto es el realizar la integración del control por radio frecuencia.

### **3.6.3 MOTORES A UTILIZARSE**

Los motores a utilizarse en este proyecto son de gran importancia, pues son quienes realizan la principal acción (en conjunto con las hélices) de sustentación y movimientos en el aire indicados desde tierra por radio frecuencia. Los motores elegidos como mejor opción en el Capítulo II, sección 2.2.4.2 son motores eléctricos sin escobillas (BLCD).

## **3.7 SELECCIÓN ELEMENTOS ELECTRÓNICOS DEL QUADCOPTER Y ACTUADORES**

Para satisfacer los requerimientos técnicos electrónicos definidos anteriormente, a continuación se nombran los elementos electrónicos y actuadores del quadcopter.

### 3.7.1 CONTROLADOR DE VUELO

El controlador de vuelo definido como mejor opción en el Capítulo II, sección 2.2.4.1, permite el monitoreo y control de los movimientos de desplazamiento del quadcopter (roll, pitch, yaw, ascenso y descenso). El control a usarse debe ser muy completo y de fácil acoplamiento, teniendo en cuenta que su programación y configuración inicial sean modificables para que de esa manera pueda cumplir con sus funciones de la manera propuesta.

Actualmente se puede encontrar varias versiones de Multiwii en el mercado, entre las que se encuentran Multiwii Lite, el mismo que no posee magnetómetro ni giroscopio, por lo que se lo descarta; también se puede encontrar Multiwii 2.0, el cual necesita de hardware extra con el fin de comunicar sus sensores ya que no los posee de manera integrada y la última versión de multiwii (versión 2.5), es aquella que se ha seleccionado ya que posee todos los sensores necesarios de manera integrada aunque el módulo de comunicación con el computador sigue siendo externo.

Las características del controlador a usarse mostrado en la Figura 3.44, se muestran a continuación:

- De dimensiones reducidas (40x40) mm.
- Posee 6 canales de entrada PWM.
- Salida para control de 8 motores.
- Posee puertos FTDI/UART e I2C para cargar código propio y aumentar módulos como Bluetooth, un display LCD, GPS, sonar, entre otros.
- Regulador para ruidos de voltaje.
- Procesador integrado de fácil programación ATmega 328P.
- Incluye MPU6050C de 6 ejes de (giroscopio y acelerómetro) como unidad que registra el proceso de movimiento.
- Incluye HMC5883L de 3 ejes (magnetómetro).
- Incluye BMP085 (barómetro).
- Incluye PCA9306DP1 (convertidor lógico).
- Su peso de de 9,6 g.

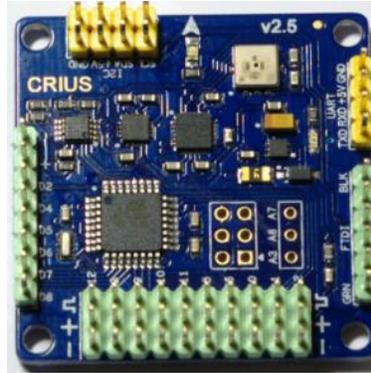


Figura 3.44 IMU Multiwii V2.5

### 3.7.2 MOTORES ELÉCTRICOS

En el Capítulo II, sección 2.2.4.2 se determina la mejor opción de motores a usarse en el presente proyecto, estos motores eléctricos brushless presentan una eficiencia muy alta, pues su pérdida de calor es muy reducida. Su uso es muy común en el área de aeromodelismo.

Actualmente existe una gran cantidad de motores brushless disponibles, por lo que se ha elegido de entre aquellos que ofrezcan un alto KV (relación de giro con respecto al voltaje) ya que se considera un factor muy importante y de acuerdo a su precio.

Debido a las pruebas realizadas en la sección 3.2 del presente Capítulo, se ha decidido continuar con el uso del mismo conjunto rotor, ESC, hélice presentándose como conjunto viable y económico para el presente proyecto.

A continuación en la Figura 3.45 se muestran las características del motor Sunnysky x2212 a utilizarse en el quadcopter:

Motor: X2212 KV:980					
Technical Datas		Recommended Prop(inch)			
KV	980	Standard	2s-1145/1147	Max thrust	
Configu-ration	12N14P		3s-1047/9047		
Stator Diameter	22mm				
STator Length	12mm				
Shaft Diameter	3mm				
Motor Dimension(Dia. * Len)	Φ27.5×30mm				
Weight(g)	56g				
Idle current(10@10v(A)	0.3				
No. of Cells(Lipo)	2-3S				
Max Continuous current(A)180S	15A				
Max Continuous Power(W)180S	150W				
Max. efficiency current internal resistance	(7-12A)>78% 126m Ω				

Figura 3.45 Motor brushless Sunny Sky x2212 KV:980

Fuente: [www.foxtechfpv.com](http://www.foxtechfpv.com) [19]

Como se puede observar en la Figura 3.45, el motor posee una base la cual permite ser acoplada en otra superficie, a su vez posee un eje superior con acoples para un correcto ensamblaje de las hélices

### 3.7.3 VARIADORES DE VELOCIDAD (ESC)

Los ESCs utilizados se muestran en la Figura 3.46, los cuales sirven para controlar la velocidad de giro de los motores y a su vez de las hélices, modificando así la posición, velocidad y desplazamiento del quadcopter como se ha comprobado en la sección 3.2. El consumo de los motores es de 15 Amperios pico, por lo que los ESC deben ser capaces de suministrar tal cantidad de corriente; sin embargo se tiene en cuenta un parámetro de seguridad, por lo que se escogerá ESCs capaces de soportar una corriente mayor, evitando así que se sobrecaliente o que se averíen otros elementos electrónicos del quadcopter.



Figura 3.46 Variador de Velocidad Turnigy PUSH -25A

Algunas de las características de los ESCs se presentan:

- Corriente continua: 25 Amperios.
- Corriente de corte: 35 Amperios.
- BEC: 5V / 2A.
- Celdas de Lipo: 2-4.
- Peso: 22g.
- Dimensiones: 24x45x11mm.

A estos ESCs, se los debe programar, indicando voltajes de corte, tipo de batería a usarse, modos de inicio, entre otros. Para efectuar dicha programación, existen dos métodos que son con tarjeta programadora o con el control de mando por radio frecuencia.

### **3.7.4 FUENTE DE ENERGÍA ELÉCTRICA DEL SISTEMA**

La autonomía del sistema es un parámetro imprescindible dentro de la implementación, por lo tanto, la batería es la fuente de energía del quadcopter, la misma que suplirá las demandas de los motores dispuestos en la estructura del quadcopter. En el mercado se puede encontrar una gran variedad de baterías LiPo, una característica de diseño que debe poseer la batería es de bajo peso y que tenga la capacidad de almacenar la suficiente energía para permitir vuelos de por lo menos 5 minutos, las baterías LiPo más livianas que se pueden encontrar son aquellas denominadas como compactas, dichas baterías son aquellas que almacenan energía en la menor cantidad de espacio posible reduciendo así su tamaño y peso. La marca Zippy es aquella que fabrica baterías compactas por lo que se ha escogido una batería Zippy Compact como se muestra en la Figura 3.47:



Figura 3.47 Batería Zippy Compact de 2200mAh a 11,1 Voltios

Dicha batería presenta las siguientes características:

- Corriente: 2200 mAh
- Configuración: 3 celdas en serie
- Peso: 163 g
- Dimensiones: (107 x 34 x 21)mm

### 3.7.5 CONTROL DE VUELO POR RADIO FRECUENCIA

El radio control remoto usado para el control desde tierra, consta de tres componentes esenciales (Transmisor TX, Receptor RX); el módulo de RF de se encuentra de manera integrada en el control y receptor.

Los controladores que actualmente se encuentran en el mercado se distinguen por la cantidad de canales disponibles y el alcance de transmisión, para el presente proyecto se ha utilizado un controlador de 4 canales de transmisión y que su alcance es suficiente para controlar el quadcopter alcanzando su objetivo mínimo de 30 metros a la redonda como se considera en la sección 3.3.1 donde se propone una altura máxima de vuelo.

#### 3.7.5.1 Transmisor FlySky FS-T6

El controlador utilizado para el presente proyecto se muestra en la Figura 3.48, el mismo que presenta las siguientes características:



Figura 3.48 Transmisor FlySky FS-T6

- Canales de transmisión: 4
- Frecuencia de banda: 2,4 GHz
- Potencia de RF: 19 dB
- Tipo de modulación: FM
- Voltaje de alimentación: 12V DC (1,5 AA-8)
- Peso: 575g

### 3.7.5.2 Receptor FS-R6B:

El transmisor seleccionado para el presente proyecto necesita de un receptor mostrado en la Figura 3.49, el mismo que se conecte con el controlador multiwii e indique los comandos enviados desde tierra a través del transmisor FS-T6.



Figura 3.49 Receptor FS-R6B

Las características del receptor usado se presentan a continuación:

- Canales de recepción: 6
- Rango de RF: 2.4 GHz
- Tipo de modulación: FM
- Voltaje de alimentación: 6V - DC
- Peso: 12 g

### **3.8 IMPLEMENTACIÓN DEL CONTROL PARA EL QUADCOPTER**

Todo robot precisa de un control para cumplir con sus funciones. En éste caso, el quadcopter, también precisa de un control para su sistema dinámico y así reducir en el menor tiempo posible los errores producidos por las perturbaciones.

El modelo ideal para un VANT posee como entradas a los 4 grados de libertad que se utilizan (throttle o aceleración, yaw, pitch y roll) a los cuales se los aplica una matriz de comandos para controlar los movimientos deseados.

Algunas de las circunstancias por las cuales la aplicación del control se torna complejo son:

- Las perturbaciones no son controladas y al ser un prototipo que se pondrá a prueba al aire libre, la matriz de comandos no toma en cuenta esto y la reacción humana puede no llegar a ser lo suficientemente rápida, pudiendo causar graves daños tanto a personas como al prototipo.
- Incluir un cierto nivel de autonomía para el quadcopter es lo más óptimo, lograr que recurra a un lazo de estabilización de manera automática es un objetivo a alcanzar.

El principal control se debe realizar en los ejes de rotación del quadcopter (roll, pitch y yaw), sin órdenes de entrada el control debe lograr un ángulo de rotación igual a cero (tomando en cuenta la posición actual). También es posible enviar un ángulo distinto de cero, al cual el quadcopter deberá estabilizarse según lo medido por el IMU.

Existen varios métodos para el control de vuelo, los cuales presentan diferentes ventajas y desventajas, algunas de estas se mencionan en Tabla 3.3:

Tabla 3.3 Métodos de control numérico

NOMBRE	VENTAJAS	DESVENTAJAS
Control P.I.D.	<p>Agrupó las ventajas del control "P", el control "PI" y "PD".</p> <p>Es un sistema de lazo cerrado, el mismo que realimenta el error y lo procesa para así acercarse más al valor deseado.</p> <p>De gran precisión.</p>	<p>De complejidad moderada.</p> <p>No es lo suficientemente potente como para salvaguardar datos de alta importancia.</p>
Control difuso	<p>Son bastante intuitivos.</p> <p>Poseen tolerancia a perturbaciones.</p> <p>De buena estabilidad (apagado lento).</p> <p>No necesitan de un modelo matemático preciso para el sistema que controlan.</p>	<p>Velocidad de respuesta depende de la precisión deseada.</p> <p>De dificultad elevada.</p> <p>Posee restricciones en cuanto a flexibilidad del sistema controlado.</p> <p>Reducida flexibilidad con programas de implantación para estos sistemas.</p>
De redes neuronales	<p>Sobresalen en la minería de datos y solución de problemas complejos.</p> <p>Son mucho más seguros en cuanto a protección de datos se trata (bancos, sistemas de reconocimiento facial, etc.)</p>	<p>Deben ser entrenadas para cumplir un único objetivo.</p> <p>El entrenamiento de una red es limitado, de haber sobreentrenamiento, sufriría de "acoplamiento" y se vuelve inestable.</p>

Para el diseño del quadcopter se ha decidido utilizar un control P.I.D. (Proporcional, Integral y Derivativo), como se muestra en la sección 2.2.3.2, algunas de las razones de su selección son:

- Es el más común en cuanto a utilizados en el área de VANTs
- Posee referencias bibliográficas
- Sus características son suficientes para los resultados deseados del proyecto
- Presenta menor cantidad de desventajas ante los otros tipos de control

### 3.8.1 DISEÑO DEL PID

Como se ha explicado anteriormente en el Capítulo I, sección 1.10.1, el PID es un sistema de control de lazo cerrado cuyo objetivo es el acercar la señal actual del quadcopter hacia el resultado deseado, con ajuste de su entrada. Para el quadcopter, el

PID se utiliza para lograr su estabilidad y su correcto control de vuelo desde tierra, en la Figura 3.50 se muestra su estructura principal:

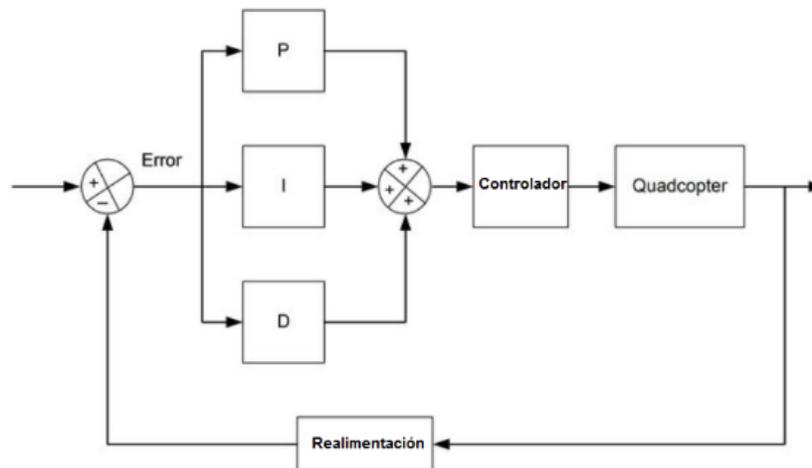


Figura 3.50 Estructura de control usada en el quadcopter

Como se puede observar, existen tres bloques de control que son P, I y D; cada uno de estos presenta un algoritmo, de los cuales P depende del error presente, I depende de la acumulación de los errores pasados y D actúa como una predicción de errores futuros basado en cambios actuales, a dichos algoritmos se los traslada a líneas de código.

Es muy importante para el control del quadcopter, el uso de un sensor, el mismo que arroje los valores (output) de los diferentes ángulos medidos (roll, pitch y yaw), para así compararlos con los valores deseados y estableces los diferentes valores de error.

En la Figura 3.51 se muestra una simulación realizada en el software libre PROCESSING<sup>6</sup> en combinación con ARDUINO, utilizando una placa GY-80, la misma que está conformada por sensores: acelerómetro, giroscopio y magnetómetro:

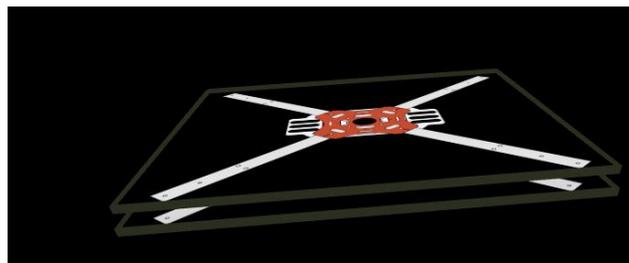


Figura 3.51 Simulación movimientos angulares del quadcopter

<sup>6</sup> Processing iniciado por [Ben Fry](#) y [Casey Reas](#). Desarrollado por un pequeño grupo de voluntarios (2012). [20]

La variación de los parámetros de ganancia en cuanto al algoritmo de control del PID para el quadcopter, determinarán la importancia o influencia que tiene cada bloque sobre el mismo y se los puede variar dependiendo el modo de vuelo que se desee de la siguiente manera:

- Proporcional (P): Provee una cantidad proporcional de fuerza correctiva basada en el error del ángulo medido desde el ángulo deseado hasta el actual. Un valor alto hará que reaccione de una manera más agresiva o con mayor fuerza para regresar a la posición deseada. Esto quiere decir que en el regreso a la posición deseada se puede presentar una irregularidad en el objetivo, la misma que deberá ser corregida de la misma manera, ocasionando así oscilación que afectará directamente a la estabilidad.
  - o Un valor alto de P provocará un control sólido/estable hasta el punto donde empieza la oscilación, estos valores altos se los usa cuando el vuelo del quadcopter es acrobático. Un valor reducido de P ocasionará un control inestable y el quadcopter tenderá a irse a la deriva, el valor reducido de P se usa cuando el vuelo es de demostración.
  
- Integral (I): Provee una cantidad variable de fuerza correctora basada en el ángulo de error con respecto al deseado, es decir, aplica una relación directamente proporcional en cuanto a la fuerza de reacción y al error (a mayor error, mayor fuerza aplicada)
  - o Un alto valor de I aumentará la habilidad de mantener su posición en presencia de perturbaciones y reducirá fallos debido a bastidores mal balanceados. Un valor reducido de I, mejora levemente la reacción a perturbaciones pero de manera simultánea, reduce su habilidad de mantener su posición y ocasionará una pérdida de sustentación.
  
- Derivativo (D): Modera la velocidad a la que el quadcopter es devuelto a su posición original, actuando de manera inversamente proporcional.
  - o Un valor de D alto, amortigua los cambios y su velocidad de reacción ante cambios rápidos se verá afectada (reacción lenta). Un valor de D bajo, no

amortiguará los cambios de manera eficiente, pero su velocidad de reacción será mucho mejor.

### 3.9 MÉTODO DE INTEGRACIÓN DEL SISTEMA ELECTRÓNICO

Como se ha mencionado anteriormente, el control de vuelo del quadcopter será ejecutado desde la placa “Multiwii V2.5”, en la Figura 3.52 se muestra la zona de conexión o pines utilizados para los ESCs que a su vez hacen girar a los motores de acuerdo a la señal recibida del controlador de radio frecuencia:

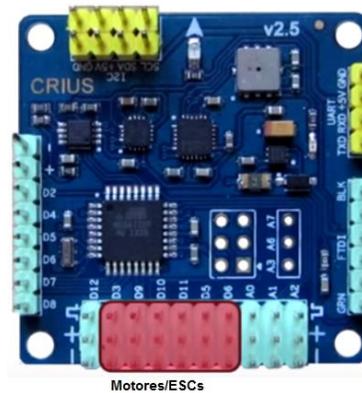


Figura 3.52 Pines utilizados para la conexión de ESCs del quadcopter en la placa Multiwii

Para el quadcopter se utilizan 4 puertos digitales de donde se envían las señales PWM a los motores (D3, D9, D10, D11), en los cuales se conectarán los diferentes ESC correspondientes a cada motor. La configuración inicial del quadcopter puede ser de dos maneras, en cruz o en equis como se muestra en la Figura 3.53:

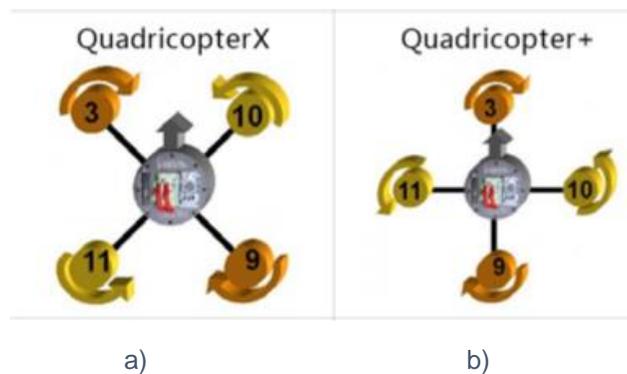


Figura 3.53 Configuración para conexión del quadcopter adaptada de [18], a) Configuración “QUADX”

b) Configuración “QUADP”

Para el quadcopter se ha escogido la opción de la configuración en cruz, por lo que sus conexiones son:

ESC del motor frontal hacia el puerto 3 de los sockets en el Multiwii, el ESC del motor posterior al puerto 9, el ESC del motor derecho hacia el puerto 10 y el ESC del motor izquierdo del quadcopter hacia el puerto 11.

Para el receptor del control de radiofrecuencia, los pines de conexión hacia el controlador Multiwii se muestran en la Figura 3.54:

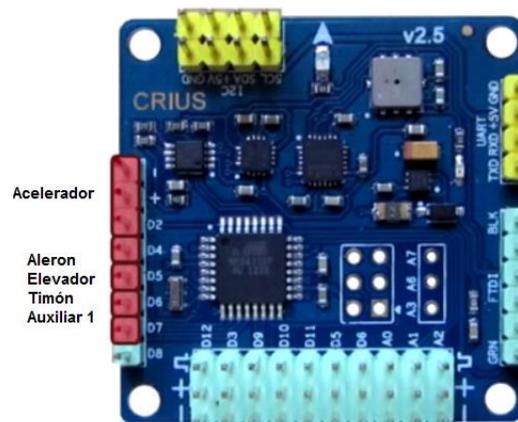


Figura 3.54 Entradas del receptor de radio frecuencia hacia el multiwii

Donde las entradas de acelerador, alerón, elevador, timón y auxiliar uno se ven dispuestas en el receptor como se observa en la Figura 3.55:

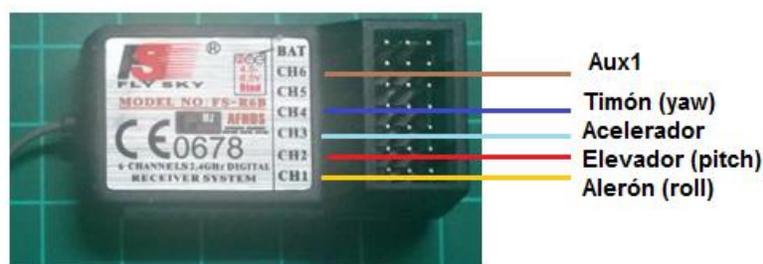


Figura 3.55 Salidas del receptor de radio frecuencia FlySky FS-R6B

Como se puede observar, los canales 1, 2, 4 son los correspondientes a la señal de control para los movimientos de rotación del quadcopter en sus distintos ejes (roll, pitch y yaw).

### 3.9.1 MODO DE ENCENDIDO Y APAGADO PARA LOS MOTORES

El controlador multiwii, posee la facultad de reconocer y permitir una secuencia enviada desde el emisor (radio control) para el encendido de los motores e iniciar el proceso de vuelo del quadcopter. De igual manera se puede indicar desde el radio control la detención de los motores para cuando se haya culminado su vuelo.

La secuencia inicial de encendido de los motores se detalla a continuación:

- Una vez conectada la batería del quadcopter, encender el radio control con el switch de encendido como se indica en la Figura 3.56:



Figura 3.56 Ubicación del switch de encendido en el radio control

- Se llevará hacia la posición baja el joystick izquierdo del radio control, Figura 3.57:



Figura 3.57 Ubicación baja del joystick izquierdo

- Finalmente se llevará el joystick hacia la posición baja derecha como se muestra en la Figura 3.58, para que los motores empiecen a girar con de manera simultánea sin empezar su despegue:

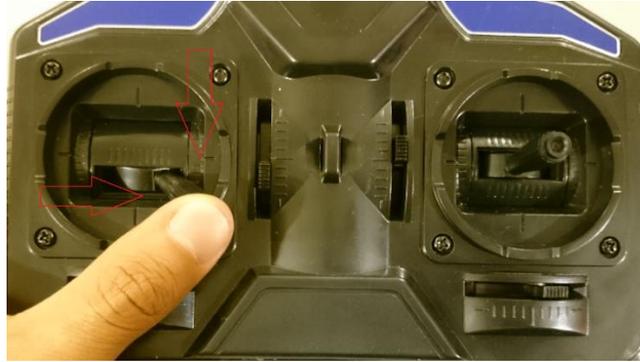


Figura 3.58 Ubicación baja derecha del joystick izquierdo (encendido de motores)

Mientras que para el apagado de los motores, se repetirán los primeros pasos y sólo se tendrá que invertir la dirección baja, ya que esta vez será hacia la izquierda, Figura 3.59:

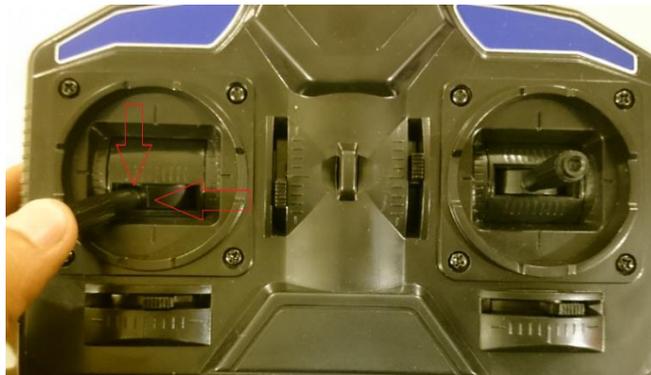


Figura 3.59 Ubicación baja izquierda del joystick izquierdo (apagado de motores)

### 3.9.2 PROCESO DE CONFIGURACIÓN DEL CONTROLADOR MULTIWII

Como se ha mencionado en secciones anteriores, el controlador multiwii es capaz de soportar el algoritmo de control PID. Para el mismo se ha decidido utilizar un algoritmo ya desarrollado debido a que su diseño va fuera del alcance de este proyecto por su complejidad explícita en el desarrollo de un código de programación para el multiwii. A continuación se muestra el proceso por el cual se configura, y se da valores iniciales para el quadcopter.

El controlador multiwii necesita ser configurado, por lo que en primer lugar se lo debe comunicar con un computador, esto se lo logra por medio de un módulo FTDI USB-TTL como se muestra en la Figura 3.60:

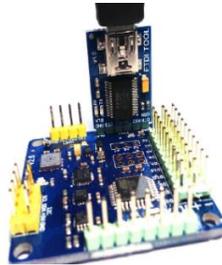


Figura 3.60 Módulo FTDI USB-TTL conectado al multiwii

Una vez establecido el modo de comunicación del multiwii, se procede a cargar el código, el mismo que se encuentra en lenguaje básico y con la ayuda del software libre de ARDUINO se lo puede modificar a conveniencia, es decir especificar la configuración del quadcopter (en equis o en cruz), la aceleración inicial, entre otros.

Las modificaciones iniciales en el código que se introducirá en el controlador multiwii se las realiza en el apartado “config.h” del código encontrado en el ANEXO G. Dichas modificaciones se basan en elegir la configuración de vuelo del quadcopter (en cruz para el presente proyecto, “plus”), selección del módulo FTDI (cirrus SE V2.0 para el presente proyecto), con el que se está trabajando y la velocidad de aceleración mínima y máxima que se desea manejar (1180 y 1850 respectivamente), como se indica en la Figura 3.61:

```

/***** The type of multicopter *****/
#define QUADP
/***** Motor minthrottle *****/
#define MINTHROTTLE 1180
/***** Motor maxthrottle *****/
/* this is the maximum value for the ESCs at full power, this value can be increased up to 2000 */
#define MAXTHROTTLE 1850
/***** Mincommand *****/
/* this is the value for the ESCs when they are not armed
in some cases, this value must be lowered down to 900 for some specific ESCs, otherwise they failed to initiate */
#define MINCOMMAND 1000
/***** I2C speed for old WMP config (useless config for other sensors) *****/
#define I2C_SPEED 100000L //100kHz normal mode, this value must be used for a genuine WMP
//define I2C_SPEED 400000L //400kHz fast mode, it works only with some WMP clones
/***** Internal i2c Pullups *****/
/* enable internal i2c pull ups (in most cases it is better to use external pullups) */
//define INTERNAL_I2C_PULLUPS
/***** constant loop time *****/
#define LOOP_TIME 2800
/***** boards and sensor definitions *****/
/***** Combined IMU Boards *****/
/* if you use a specific sensor board:
please submit any correction to this list.
Note from Alex: I only own some boards, for other boards, I'm not sure, the info was gathered via rc forums, be cautious */
#define CRUISE_SE_v2_0 //Cruis MultiWii v2.0 with MPU6050, HMC5883 and BMP085
/***** Independent sensors *****/
/* leave it commented if you already checked a specific board above */

```

Figura 3.61 Extracto del algoritmo de inicialización y configuración del quadcopter

La velocidad de aceleración mínima se la determinó de manera experimental; dicha velocidad debe ser lo suficiente para iniciar el movimiento de las hélices pero al mismo tiempo no debe dar paso a ningún movimiento de vuelo del quadcopter que lo desoriente, rote o en su defecto, ponga en riesgo la seguridad del piloto y personas que lo rodeen.

El código del PID que se lo introduce al multiwii, se lo ha modificado para que se acople a las limitaciones físicas que presenta el modelo del presente proyecto, los valores que se modifica son las constantes  $K_p$ ,  $K_i$  y  $K_d$ , el control PID que se realiza en cada eje de rotación y se ha insertado en el multiwii, se presenta en el extracto de código a continuación:

```

//**** PITCH & ROLL & YAW PID ****
#if PID_CONTROLLER == 1 // evolved oldschool
if ( f.HORIZON_MODE ) prop = min(max(abs(rcCommand[PITCH]),abs(rcCommand[ROLL])),512);

// PITCH & ROLL
for(axis=0;axis<2;axis++) {
rc = rcCommand[axis]<<1;
error = rc - imu.gyroData[axis];
errorGyroI[axis] = constrain(errorGyroI[axis]+error,-16000,+16000); // WindUp 16 bits is ok here
if (abs(imu.gyroData[axis])>640) errorGyroI[axis] = 0;

ITerm = (errorGyroI[axis]>>7)*conf.pid[axis].I8>>6; // 16 bits is ok here 16000/125 = 128 ; 128*250 = 3200

PTerm = mul(rc,conf.pid[axis].P8)>>6;

if (f.ANGLE_MODE || f.HORIZON_MODE) { // axis relying on ACC
// 50 degrees max inclination
errorAngle = constrain(rc + GPS_angle[axis],-500,+500) - att.angle[axis] + conf.angleTrim[axis]; //16 bits is ok here
errorAngleI[axis] = constrain(errorAngleI[axis]+errorAngle,-10000,+10000); // W

PTermACC = mul(errorAngle,conf.pid[PIDLEVEL].P8)>>7; // 32 bits is needed for calculation: errorAngle*P8 could exceed

int16_t limit = conf.pid[PIDLEVEL].D8*5;
PTermACC = constrain(PTermACC,-limit,+limit);

ITermACC = mul(errorAngleI[axis],conf.pid[PIDLEVEL].I8)>>12; // 32 bits is needed for calculation:10000*I8 could ex

ITerm = ITermACC + ((ITerm-ITermACC)*prop>>9);
PTerm = PTermACC + ((PTerm-PTermACC)*prop>>9);
}

PTerm -= mul(imu.gyroData[axis],dynP8[axis])>>6; // 32 bits is needed for calculation

delta = imu.gyroData[axis] - lastGyro[axis]; // 16 bits is ok here, the dif between 2 consecutive gyro reads is limited
lastGyro[axis] = imu.gyroData[axis];
DTerm = deltal[axis]+delta2[axis]+delta;
delta2[axis] = deltal[axis];
dental[axis] = delta;

DTerm = mul(DTerm,dynD8[axis])>>5; // 32 bits is needed for calculation

axisPID[axis] = PTerm + ITerm - DTerm;
}

//YAW
#define GYRO_P_MAX 300
#define GYRO_I_MAX 250

rc = mul(rcCommand[YAW] , (2*conf.yawRate + 30)) >> 5;

error = rc - imu.gyroData[YAW];
errorGyroI_YAW += mul(error,conf.pid[YAW].I8);
errorGyroI_YAW = constrain(errorGyroI_YAW, 2-((int32_t)1<<28), -2+((int32_t)1<<28));
if (abs(rc) > 50) errorGyroI_YAW = 0;

PTerm = mul(error,conf.pid[YAW].P8)>>6;
#ifdef COPTER_WITH_SERVO
int16_t limit = GYRO_P_MAX-conf.pid[YAW].D8;
PTerm = constrain(PTerm,-limit,+limit);
#endif

ITerm = constrain((int16_t)(errorGyroI_YAW>>13),-GYRO_I_MAX,+GYRO_I_MAX);

axisPID[YAW] = PTerm + ITerm;

#elif PID_CONTROLLER == 2 // alexK
#define GYRO_I_MAX 256
#define ACC_I_MAX 256
prop = min(max(abs(rcCommand[PITCH]),abs(rcCommand[ROLL])),500); // range [0;500]

```

```

//-----PID controller-----
for(axis=0;axis<3;axis++) {
  //-----Get the desired angle rate depending on flight mode
  if ((f.ANGLE_MODE || f.HORIZON_MODE) && axis<2 ) { // MODE relying on ACC
    // calculate error and limit the angle to 50 degrees max inclination
    errorAngle = constrain((rcCommand[axis]<<1) + GPS_angle[axis],-500,+500) - att.angle[axis] + conf.angleTrim[axis]; //16 bits is
  }
  if (axis == 2) { //YAW is always gyro-controlled (MAG correction is applied to rcCommand)
    AngleRateTmp = (((int32_t) (conf.yawRate + 27) * rcCommand[2]) >> 5);
  } else {
    if (!f.ANGLE_MODE) { //control is GYRO based (ACRO and HORIZON - direct sticks control is applied to rate PID
      AngleRateTmp = ((int32_t) (conf.rollPitchRate + 27) * rcCommand[axis]) >> 4;
      if (f.HORIZON_MODE) {
        //mix up angle error to desired AngleRateTmp to add a little auto-level feel
        AngleRateTmp += ((int32_t) errorAngle * conf.pid[PIDLEVEL].I8)>>8;
      }
    } else { //it's the ANGLE mode - control is angle based, so control loop is needed
      AngleRateTmp = ((int32_t) errorAngle * conf.pid[PIDLEVEL].P8)>>4;
    }
  }
}

//-----low-level gyro-based PID. -----
//Used in stand-alone mode for ACRO, controlled by higher level regulators in other modes
//-----calculate scaled error.AngleRates
//multiplication of rcCommand corresponds to changing the sticks scaling here
RateError = AngleRateTmp - imu.gyroData[axis];

//-----calculate P component
PTerm = ((int32_t) RateError * conf.pid[axis].P8)>>7;

//-----calculate I component
//there should be no division before accumulating the error to integrator, because the precision would be reduced.
//Precision is critical, as I prevents from long-time drift. Thus, 32 bits integrator is used.
//Time correction (to avoid different I scaling for different builds based on average cycle time)
//is normalized to cycle time = 2048.
errorGyroI[axis] += (((int32_t) RateError * cycleTime)>>11) * conf.pid[axis].I8;
//limit maximum integrator value to prevent WindUp - accumulating extreme values when system is saturated.
//I coefficient (I8) moved before integration to make limiting independent from PID settings
errorGyroI[axis] = constrain(errorGyroI[axis], (int32_t) -GYRO_I_MAX<<13, (int32_t) +GYRO_I_MAX<<13);
ITerm = errorGyroI[axis]>>13;

//-----calculate D-term
delta = RateError - lastError[axis]; // 16 bits is ok here, the dif between 2 consecutive gyro reads is limited to 800
lastError[axis] = RateError;

//Correct difference by cycle time. Cycle time is jittery (can be different 2 times), so calculated difference
// would be scaled by different dt each time. Division by dt fixes that.
delta = ((int32_t) delta * ((uint16_t)0xFFFF / (cycleTime>>4))>>6;
//add moving average here to reduce noise
deltaSum = deltal[axis]+delta2[axis]+delta;
delta2[axis] = deltal[axis];
dental[axis] = delta;

//DTerm = (deltaSum*conf.pid[axis].D8)>>8;
//Solve overflow in calculation above...
DTerm = ((int32_t)deltaSum*conf.pid[axis].D8)>>8;
//-----calculate total PID output
axisPID[axis] = PTerm + ITerm + DTerm;
}
#else
#error "**** you must set PID_CONTROLLER to one existing implementation"
#endif
mixTable();
// do not update servos during unarmed calibration of sensors which are sensitive to vibration
#if defined(DISABLE_SERVOS_WHEN_UNARMED)
if (f.ARMED) writeServos();
#else
if ( (f.ARMED) || (!calibratingG) && (!calibratingA) ) writeServos();
#endif
writeMotors();
}

```

### 3.9.3 CALIBRACIÓN DEL QUADCOPTER

Luego de ajustar los parámetros iniciales y cargar la configuración inicial del multiwii, se utiliza la interfaz gráfica de programación para realizar los ajustes de parámetros ganancia para el PID de cada eje sobre los cuales el quadcopter realiza sus movimientos. El programa utilizado en PROCESSING se muestra en la Figura 3.62:

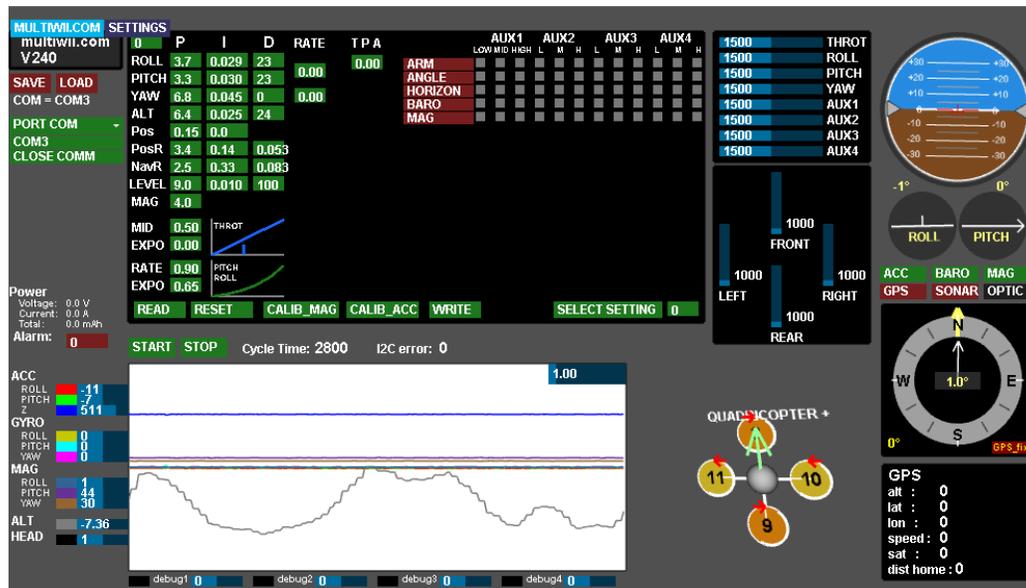


Figura 3.62 GUI realizado en Processing de controlador multiwii

Una vez que se ha adquirido todas las partes del quadcopter, se procede a calibrar sus sensores, con el fin de que estos estén en óptimas condiciones para su uso posterior.

En la Figura 3.59 se puede observar en la parte superior izquierda que el puerto serial “COM” está reconocido o que reconoce el módulo y a su vez el multiwii. Esta interfaz gráfica hace muy fácil la calibración de los sensores incorporados, el proceso para realizar dicha calibración es:

1. Presionar el botón “START” para iniciar la lectura de los sensores
2. Posicionar el quadcopter en una superficie plana
3. Hacer click en “CALIB\_ACC

4. Esperar hasta que la señal del acelerómetro se estabilice en la sub-pantalla que muestra las salidas de los sensores, así como también hasta las lecturas de “pitch” y “roll” a la derecha de la pantalla se establezcan en cero
5. Hacer click en “CALIB\_MAG”
6. Mover el quadcopter junto con el multiwii en todas las direcciones posibles por treinta segundos
7. Asentar el quadcopter sobre una superficie plana nuevamente y esperar hasta que la luz azul del multiwii deje de parpadear.

Una vez que el quadcopter posee la calibración inicial, se procede a realizar con la calibración fina. Dicha calibración se la realiza de manera experimental teniendo en consideración el modelo del VANT, esto es geometrías irregulares, anti simetrías difícilmente detectables o que se han formado al momento de ajustes en el ensamble.

Para calibrar con mayor precisión los parámetros de ganancia del PID en el controlador utilizado “multiwii”, se usa el software libre PROCESSIGN siguiendo el proceso del manual expuesto en el ANEXO H.

Al momento de realizar la calibración fina de los valores de P, I y D junto a los demás valores como se menciona anteriormente, de acuerdo a recomendaciones, se debe posicionar el quadcopter en posición horizontal, entre una estructura sólida donde se pueda ajustar cables que mantengan suspendido al quadcopter, para de esta manera variar los valores de velocidad del quadcopter estando encendido y teniendo en cuenta que las hélices de los motores donde se encuentra atado el quadcopter no estén colocadas ya que éste girará durante los ajustes y puede causar daños.

En el capítulo IV se tratará el proceso de construcción del prototipo, las pruebas y resultados obtenidos con el mismo una vez ensamblado junto con las distintas variaciones de calibración en cuanto a valores de P. I. y D. en el controlador “multiwii”.

## CAPÍTULO IV

# CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO, PRUEBAS Y RESULTADOS

### 4.1 DESCRIPCIÓN Y ENSAMBLE DEL SISTEMA MECÁNICO

Como se ha podido observar en capítulos anteriores, el sistema mecánico del quadcopter está constituido por dos materiales base que son aluminio y acrílico.

#### 4.1.1 DESCRIPCIÓN DEL ENSAMBLE DEL SISTEMA MECÁNICO

Para la construcción del quadcopter, una vez que se ha realizado el diseño en el software SolidWorks, primero se corta del tubo cuadrado de aluminio en secciones de 1m (comercialmente se encuentran en dimensiones de 6m) como se observa en la Figura 4.1.



Figura 4.1 Tubo de aluminio, primer corte (1m)

Se obtiene cuatro piezas de 250 mm y 4 de 60 mm, como se muestra en las Figuras 4.2 y 4.3:



Figura 4.2 Tubo de aluminio, corte de 250mm

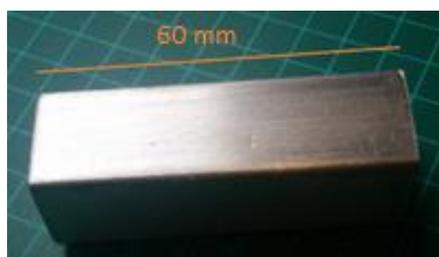


Figura 4.3 Tubo de aluminio, corte de 60mm

Una vez que se ha obtenido las dos piezas de tubo de aluminio, se procede a realizar los orificios en las piezas de 250 mm en un taladro de banco, de acuerdo con el diseño, Figura 4.4:



Figura 4.4 Perforación de las piezas de 250mm

Teniendo las perforaciones realizadas, se procede al proceso de suelda de las piezas de 60mm, para esto se debe limpiar la zona donde se realizará la soldadura en las dos piezas, esto se lo realiza con un cepillo con cerdas de acero. De manera seguida, se realiza la suelda TIG para aluminio colocando las dos piezas a la distancia correcta según el diseño en software y con la ayuda de una escuadra, se colocan las piezas de 60mm, como se muestra en las Figuras 4.5 a 4.7:



Figura 4.5 Posicionamiento de las piezas cortadas para proceso de suelda



Figura 4.6 Proceso de soldadura TIG en aluminio



Figura 4.7 Piezas de aluminio soldadas

Las piezas de aluminio de 60mm son las bases fijas del quadcopter, las mismas que estarán en contacto con el suelo, a estas se les colocará regatones, los mismos que servirán tanto para absorber el impacto del quadcopter cuando este aterrice como para evitar que se dañe la superficie donde se asiente.

Una vez obtenidas las piezas de aluminio soldadas, se procede al mecanizado de las piezas en acrílico, dicho proceso es de corte en láser, obteniéndose las siguientes piezas, mostradas en la Figura 4.8:

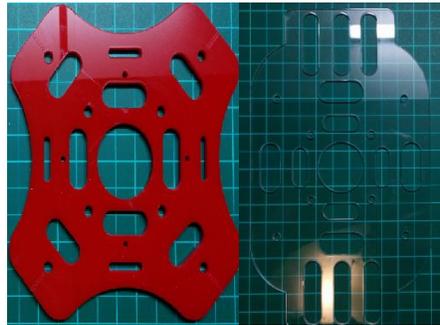


Figura 4.8 Piezas de acrílico mecanizadas

#### 4.1.2 MONTAJE DE LA ESTRUCTURA MECÁNICA

Una vez con las piezas mecánicas listas, se procede al ensamblaje, primero se ensambla el bastidor con los brazos colocando pernos como se muestra en la Figura 4.9, para posteriormente continuar con el ensamble de manera precisa ayudándose de una escuadra.



Figura 4.9 Estructura mecánica con solo una unión pernada

Uno de los requisitos principales para la estructura del quadcopter, es que los brazos adjuntos deben estar perpendiculares entre sí, es decir deben formar una cruz de la

manera más precisa que se pueda, para lograr este objetivo se ha utilizado una escuadra como se muestra en la Figura 4.10:



Figura 4.10 Uso de una escuadra para proseguir con las uniones pernadas

## 4.2 ENSAMBLAJE Y MONTAJE DEL SISTEMA ELÉCTRICO

El ensamblaje del sistema eléctrico, se basa en la energización e interconexión de los componentes electrónicos, los cuales accionan y controlan la velocidad de las hélices y a su vez realizan el control de todo el quadcopter, un diagrama de su conexión básica se muestra en la Figura 4.11 a continuación:

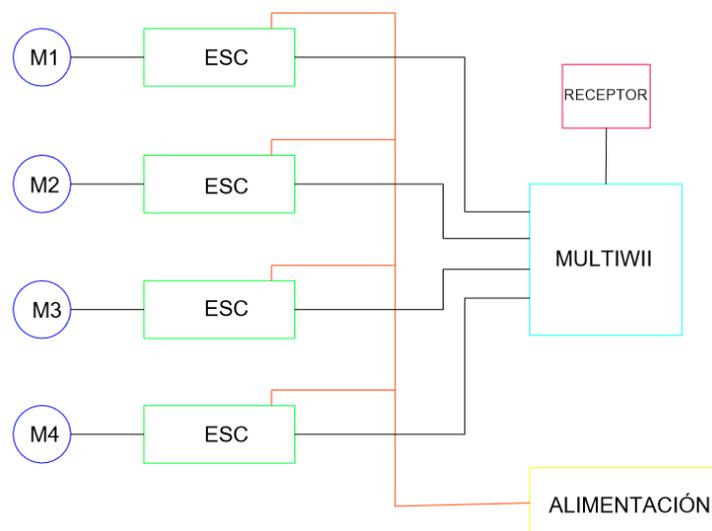


Figura 4.11 Diagrama básico de conexión eléctrica

Se puede observar un diagrama básico de la conexión electrónica del quadcopter, siendo los motores determinados como M1 para el motor frontal, M2 para el motor posterior, M3 para el motor derecho y M4 para el motor izquierdo. Como se ha mencionado

anteriormente, los motores reciben una señal trifásica (R, S, T). Se debe tener en cuenta que la conexión para los motores M1 y M2 debe ser la misma; de igual manera la conexión de los motores M3 y M4 debe ser semejante entre sí pero se deberá modificar la conexión de fases con respecto a los motores M1 y M2 para así cambiar su sentido de giro. En la Figura 4.12, se indica el método utilizado para la interconexión entre ESCs y motores del quadcopter:

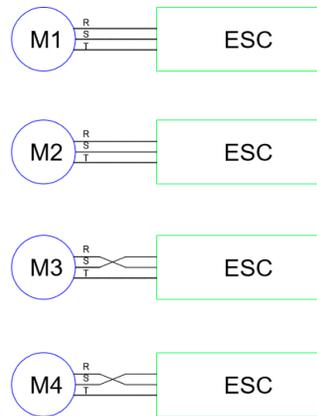


Figura 4.12 Conexión de ESCs y motores del quadcopter

Una vez que se tiene conectados los ESCs a los motores del quadcopter, se procede a unir los terminales tanto positivos como negativos, los cuales posteriormente se conectarán a su vez a la batería o fuente de energía, como se muestra en las Figuras 4.13 y 4.14:

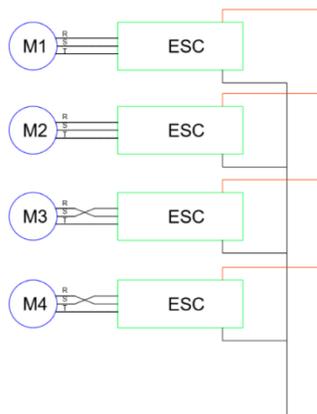


Figura 4.13 Unión de terminales positivos y negativos de los ESCs

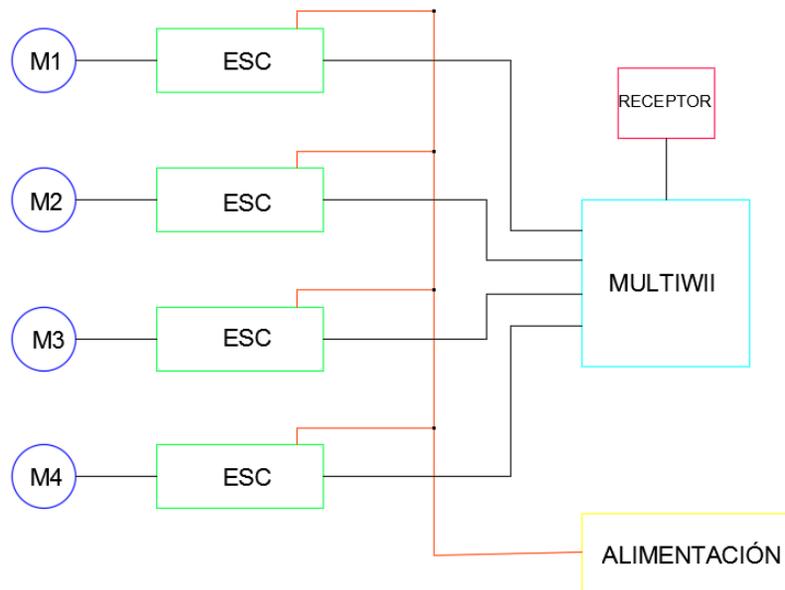


Figura 4.14 Conexión de alimentación de energía hacia los ESCs

Una vez que se ha realizado las adaptaciones para la conexión de alimentación energética, se procede a conectar el multiwii o controlador de vuelo, el mismo que se ha configurado previamente, los ESCs poseen cables conectores con señales Vcc o positivo, negativo y señal. La señal que reciben los ESCs es de pulsos o tren de pulsos, similar a la señal que se envía a los servomotores, su diagrama de conexión se muestra en la Figura 4.15:

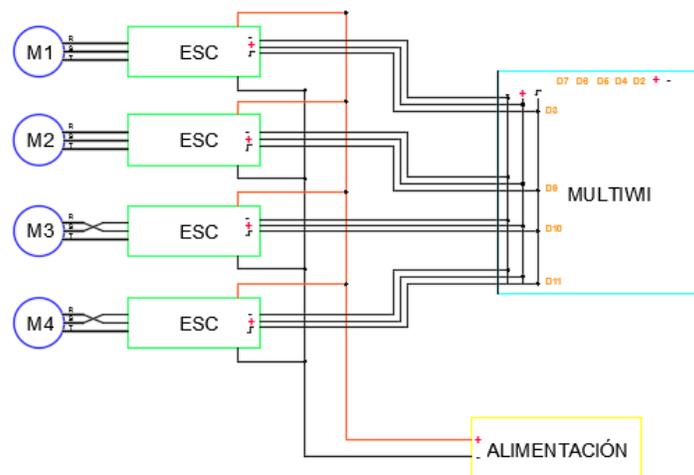


Figura 4.15 Conexión de los ESCs hacia el multiwii

Finalmente, se debe conectar el receptor de radio frecuencia según las indicaciones mencionadas anteriormente en la sección 3.9 del presente documento. Se debe tomar en cuenta que únicamente el canal 3 (CH3) posee conexión o alimentación de fuente (positivo) y negativo, para el resto (CH1, CH2, CH4, CH6) solo se conecta un solo cable de señal como se muestra en la Figura 4.16:

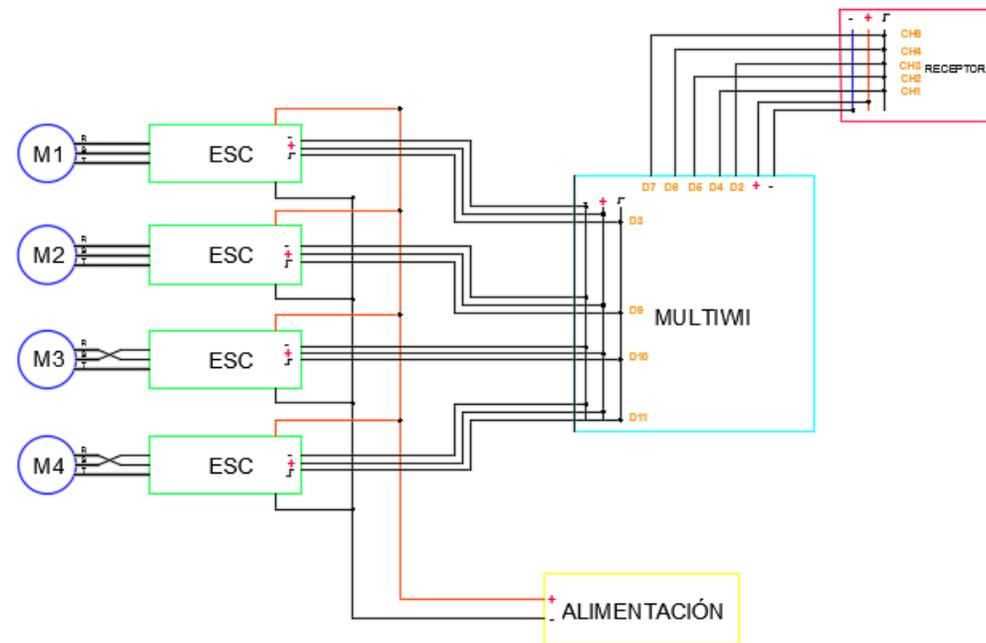


Figura 4.16 Conexión completa del multiwii hacia el receptor de radio frecuencia

Para empezar con el ensamblaje eléctrico, se iniciará con los motores y los ESCs, los cuales se los coloca de manera simultánea tomando en cuenta el largo de los alambres de conexión, como se muestra en las Figuras 4.17 y 4.18:



Figura 4.17 ensamblaje de motores y variadores de velocidad ESC, previo al ensamblaje mecánico



Figura 4.18 Ensamble quadcopter, conexión fuente a ESCs

Los ESCs a utilizarse en el quadcopter, deben ser configurados de manera manual siguiendo las instrucciones del fabricante (ANEXO I). Las configuraciones aplicadas a los ESCs son grupales, es decir, todos estos deben estar conectados a la fuente de alimentación (batería LiPo) y además se la realiza con el uso del receptor y emisor de radio frecuencia.

Las variables programables son:

- Método de frenado
- Tipo de batería
- Modo de protección para voltajes bajos
- Límite de voltajes bajos
- Método de inicio
- Sincronización

Existen varios métodos de calibración experimental para los valores de PID del quadcopter, el utilizado inicia sujetando al mismo de manera horizontal en un marco fijo y retirando las hélices de los motores que se encuentran en la línea horizontal por donde se encuentra sujetado el quadcopter, como se muestra en la Figura 4.19. El método utilizado se aplica por recomendación de otras personas que han diseñado quadcopters aplicando un control PID en los mismos.



Figura 4.19 Montaje del quadcopter para calibración

Sabiendo que el quadcopter presenta una configuración en cruz o “plus configuration” se calibran los valores de P, I y D en un solo eje de rotación o movimiento, sea este “roll” o “pitch” ya que se tomarán los valores de este y se los repetirá en el otro.

La calibración inicia con los valores de P e I en cero, seguidamente, con los motores encendidos se realiza un control visual mientras se va aumentando los valores de P hasta llegar al punto en que se aprecien oscilaciones (el quadcopter sobrepasa contantemente el punto de premisa y el control se vuelve complejo estando colgado). Una vez que se observa las oscilaciones del quadcopter aumentando el valor de ganancia de P, se procede a aumentar el valor de ganancia de I, esto quiere decir que se aumentará la capacidad del quadcopter a mantener la posición en la que se encuentra o en su defecto a resistir de mejor manera las perturbaciones.

Por último el valor de D o la velocidad con el rotor vuelve a la posición inicial se la calibrará de acuerdo a las pruebas realizadas en vuelo.

### 4.3 ANÁLISIS DE COSTOS

Con el fin de describir los costos de construcción del quadcopter implementado, se ha tomado en cuenta los valores de materia prima para la fabricación del bastidor (acrílico PMMA de 4 mm de espesor), para los brazos (tubo cuadrado de aluminio de 22,5 mm), así como también los costos de los elementos electrónicos. Cabe recalcar que los costos indirectos, tales como los servicios básicos utilizados y servicio de recarga de baterías no se consideran. De igual manera se incluye el tiempo invertido en todo el proceso de

diseño y construcción del quadcopter. Finalmente se suman estos valores presentados en la Tabla 4.1, donde se obtiene el costo de construcción total para el VANT definido en este proyecto.

Tabla 4.1 Costo materiales y construcción del Quadcopter

ITEM	CANT.	VALOR UNITARIO	TOTAL
Motores Brushless	4	\$ 55,80	\$ 223,20
Hélices 10.47 (Par)	2	\$ 15,00	\$ 30,00
Variadores de Velocidad	4	\$ 21,75	\$ 87,00
Multiwii V2.5	1	\$ 64,00	\$ 64,00
Tubo Cuadrado de Aluminio	1	\$ 18,00	\$ 18,00
Plancha de Acrílico de 4 mm de Espesor	1	\$ 60,00	\$ 60,00
Guardas para Hélices	4	\$ 8,10	\$ 32,40
Batería LiPo	1	\$ 17,50	\$ 17,50
Extras*			\$ 300,00
<b>FINAL</b>			<b>\$ 832,10</b>

\* Hace referencia a los costos por importación, materia prima, mano de obra y maquinado en los elementos utilizados en la construcción del quadcopter.

Es de importancia mencionar las horas de investigación y construcción invertidas, las mismas que se han considerado desde el día que se ha entregado el plan de titulación hasta cuando el quadcopter está listo para realizar sus vuelos de prueba y cumplir con las características propuestas en la sección 2.1.2. En la Tabla 4.2, se establece un estimado de horas según las actividades desarrolladas.

Tabla 4.2 Horas estimadas de acuerdo a las actividades realizadas

Actividad	Cantidad de horas
Investigación	1000
Construcción	75
Pruebas	225
<b>TOTAL</b>	<b>1300</b>

En la Tabla 4.3 se establecen los costos referenciales de quadcopters que se pueden encontrar en el mercado ecuatoriano junto con el costo aproximado del que ha sido diseñado en el presente proyecto, donde es evidente la diferencia existente entre los valores y las funcionalidades que poseen, por lo tanto no se justifica económicamente el replicar el proyecto, sin embargo la investigación que se ha realizado permite contar con información valiosa con respecto a parámetros considerados y abrir nuevas líneas de investigación en la temática de los VANTs o incursionar en el diseño y construcción de

VANTs con un número mayor de conjunto rotor/hélice como lo son los hexacopters u optacopters.

Tabla 4.3 Comparación costo de quadcopters a nivel nacional

QUADCOPTER	CARACTERÍSTICAS	VALOR
Quadcopter realizado en el proyecto	Construido de aluminio y acrílico, controlado por radio frecuencia, altura de vuelo de 25 m sobre el nivel de referencia.	\$832,10
Dron F183	Constituido principalmente de plástico, con cámara de alta definición, longitud de 25cm entre ejes de motores, control por radio frecuencia con alcance máximo de 25 metros a la redonda.	\$88
Dron BEBOP	Posee cámara de 14 MPíxeles, cámara de video Full HD con estabilizador, posibilidad de video streaming en vivo a cualquier dispositivo wifi, GPS integrado, altura de vuelo hasta 300 m.	\$994.35
Dron Jungle Elite	Posee cámara HD, almacenamiento interno de video, posibilidad de streaming en vivo en cualquier dispositivo wifi, sensores ultrasonido.	\$610.17

#### 4.4 PRUEBAS Y RESULTADOS

Una vez que se ha realizado el ensamble total del quadcopter, se han realizado algunas calibraciones con distintos valores de PI y D por medio del uso de la interfaz gráfica del usuario o “GUI” por sus siglas en inglés. Dichos valores modifican la forma de vuelo del quadcopter como se indica en la sección 3.8.

Para realizar las pruebas se ha terminado de ensamblar por completo el quadcopter ya que se necesitan las condiciones reales con la finalidad de ajustar de manera correcta las variables del control en el multiwii. Sin embargo no se encuentra exento de colisiones o dificultades en los primeros vuelos.

Para los vuelos realizados, se ha usado dos baterías con el fin de lograr pruebas continuas y a la vez comprobar el comportamiento del quadcopter con respecto a variación de peso y capacidad de almacenamiento de energía, cuando estas varían; es por esto que las baterías usadas fueron, una de 2200 mAh y otra de 4000 mAh, las cuales poseen características similares en cuanto a número de celdas, voltaje nominal, corriente nominal de descarga.

En las pruebas realizadas han existido dos escenarios en cuanto al uso de las baterías ya que se las han usado de manera alterna y en diferentes días. Los escenarios alternos probados fueron baterías con carga completa y balanceada o baterías con carga media y sin proceso de balanceo. El balanceo de las baterías LiPo consiste en igualar la carga

en cada celda de la misma con el fin de que cuando se la use su desgaste sea equitativo, alargando así su vida útil.

Durante el proceso de pruebas del quadcopter, también se usaron varios métodos para variar los parámetros dentro del Multiwii, ya que el transporte de un computador portátil resulta incómodo.

Existen aplicaciones para teléfonos móviles que pueden configurar el multiwii, en este caso, se ha utilizado el software EZ-GUI<sup>7</sup>, la cual es gratuita para el sistema Android y resulta muy conveniente por su versatilidad y acoplamiento. Para su uso, se conectó el multiwii con el celular vía un cable OTG (por sus siglas en Inglés “*On The Go*”), pero al seguir teniendo problemas con el cable ya que se tornaba compleja su manipulación mientras se estaba operando, se decidió adaptar una tarjeta para conexión Bluetooth ya que el controlador multiwii posee puerto UART (por sus siglas en inglés “*Universal asynchronous reciver/transmitter*”) con lo cual variar los parámetros para el vuelo resultó mucho más sencillo.

En las Figuras 4.18 y 4.19, se distingue el uso de protectores para las hélices del quadcopter ya que éstas en las primeras pruebas, realizadas en un espacio cerrado, provocaron daños tanto a bienes como a las mismas hélices rompiéndolas de manera irreparable. Dichos protectores o “prop-guards” fueron removidos una vez que las pruebas de vuelo realizadas demostraron suficiente estabilidad con vuelos totalmente controlados, sin que se presenten colisiones ocasionadas por falla del controlador.

#### **4.4.1 PRUEBAS QUADCOPTER**

Para las pruebas realizadas en el quadcopter, se han utilizado dos baterías, la una propiamente calculada para el quadcopter de 2200 mAh y 11,1 V, mientras que la segunda de 4000 mAh y 11,1 V, con el fin de tener una comparación en cuanto al almacenamiento de energía y peso ya que entre ellas existe una diferencia de 123 gramos. Las principales diferencias observadas fueron la dificultad para levantar vuelo y el tiempo de vuelo que se logró con cada una de las baterías, sin embargo los valores

---

<sup>7</sup> EZ-GUI es una aplicación de Android basada en “Estación de Control Terrestre” para VANTs (2016). [21]

de PID insertados en el controlador mostraron ser los apropiados ya que los vuelos realizados fueron estables.

Las pruebas de vuelo consistieron en mediciones tanto de parámetros eléctricos como de tiempo. Cabe recalcar que las pruebas se realizaron con diferentes estados de carga y de balanceo de las baterías para probar su rendimiento y determinar las condiciones óptimas a las que deberían estar sujetas las baterías. La carga media de las baterías se refiere a que se la ha utilizado de manera constante entre pruebas y calibración, mientras que una carga completa significa que la batería ha sido cargada completamente antes de realizar una prueba de vuelo.

#### **4.4.2 RESULTADOS DE LAS PRUEBAS DE VUELO**

Los resultados logrados después de haber volado con el quadcopter algunas veces se muestran en Tabla 4.4, donde se puede observar un progreso continuo dependiendo de las variables modificadas en el controlador y de las condiciones de uso en cuanto a baterías:

Tabla 4.4 Pruebas realizadas con el quadcopter y dos baterías de diferente capacidad

#	VOLTAJE (V)	CAPACIDAD (mAh)	TIPO DE CARGA	BALANCEO	TIEMPO DE VUELO (min)	FECHA	OBSERVACIONES
1	11,1	2200	C	SI	3,2	12/9/2015	Control inestable, valores de PID por defecto
2	11,1	2200	C	SI	2,8	20/09/2015	No se ha realizado calibración del quadcopter, vuelo muy inestable, se presentan accidentes en vuelo
3	11,1	2200	M	SI	1,8	25/09/2015	La batería con carga media puede llegar a dañarse, se debe estar muy pendiente de realizar cargas completas y balanceo completo de las celdas
4	11,1	4000	C	SI	5,5	20/10/2015	Nueva batería, se empieza a modificar valores de PID (Config1), el quadcopter se levanta con mayor dificultad a causa del peso
5	11,1	2200	C	SI	4,1	25/10/2015	Nuevos valores de PID (Config 2) mejoran autonomía y maniobrabilidad, control continúa siendo complejo
6	11,1	4000	M	NO	5	30/10/2015	Batería de mayor peso complica despegue del quadcopter, se presencia calor e hinchazón de batería por no tener carga completa (Config3)
7	11,1	2200/4000	C/C	SI/SI	4,2/6,4	5/11/2015	Se realizan vuelos a altura promedio de 3 metros, quadcopter inestable, muy susceptible a perturbaciones (Config 1)
8	11,1	2200/4000	C/C	SI/NO	5,1/5,3	8/11/2015	Quadcopter no logra estabilidad completa, tiende a perder altura, batería 4000 mAh presenta descarga más rápida al no estar balanceada (Config4)
9	11,1	2200/4000	C/M	NO/SI	5,3/4,8	23/11/2015	Quadcopter con nuevos valores de PID no logra buena altura, su control es más sólido, batería grande presenta deformación
10	11,1	2200/4000	M/C	NO/NO	3,6/5,7	24/11/2015	Tiempo de vuelo muy reducido con baterías no balanceadas, se tiene problemas con el nivel del quadcopter
11	11,1	2200	C	SI	5,5	12/12/2015	Nuevos valores de PID mejor significativamente el control del quadcopter, su autonomía es muy satisfactoria (Config 5)
12	11,1	4000	C	SI	8	15/12/2015	La batería de 4000 mAh causa dificultad en el despegue pero una vez logrado, su vuelo es constante y firme
13	11,1	2200	C	SI	5,3	17/12/2015	Se ha logrado que el quadcopter realice un vuelo sólido, el control es mucho más fácil, se presentan pérdidas de altura debido a perturbaciones fuertes, pero se puede recuperar el vuelo sin mayor dificultad (ConfigBien1)

C = Tipo de carga "Completa"

M = Tipo de carga "Media"

En la Figura 4.20 se muestra el quadcopter con las primeras configuraciones de  $K_p$ ,  $K_i$  y  $K_d$  del controlador PID, usando prop-guards:



Figura 4.20 Pruebas de vuelo del quadcopter, pruebas de valores PID

Sin embargo, las hélices sufrieron daños ya que su cobertura es casi nula e impiden un correcto funcionamiento de vuelo del quadcopter. Las hélices rotas se muestran en la Figura 4.21:



Figura 4.21 Hélices rotas en pruebas de vuelo con diferentes PID

La modelación de respuesta a todas las configuraciones que se muestran previamente, se presentan en el ANEXO J

Después de realizar todas las pruebas de vuelo, se decide remover los prop-guards debido a que no se presencian daños en las hélices al momento de realizar vuelos con el quadcopter, su vuelo es más estable y no representa peligro para el piloto en tierra o personas que se encuentren alrededor.

Los valores finales de  $K_p$ ,  $K_i$  y  $K_d$  del controlador PID, con los que se logra un vuelo estable y controlado se muestran en la Figura 4.22:

PID				
PID IN-FLIGHT TUNING				
	P	I	D	RATE
ROLL	16.0	0.005	23	0.00
PITCH	16.0	0.005	23	
YAW	10.0	0.061	23	0.00
ALT	2.6	0.010	25	
Pos	0.15	0.0		
PosR	3.4	0.14	0.053	
NavR	2.5	0.33	0.083	
LEVEL	1.5	0.010	100	
MAG	4.0			

Figura 4.22 Valores de P, I, D utilizados con los que se logra un vuelo estable, utilizando EZ-GUI

En las Figuras 4.23 y 4.24, se observan los vuelos controlados del quadcopter, siendo estos en un área controlada o de bajas perturbaciones (rodeado de paredes) y en espacio totalmente abierto, demostrando su facultad de vuelo elevado por sobre los 20 metros de altura, sin presentar inconvenientes.



Figura 4.23 Primeros vuelos realizados en un área controlada a altura media (4,5 m aproximadamente)



Figura 4.24 Vuelo realizado en área totalmente abierta, expuesta a perturbaciones. El quadcopter sobrepasa la altura promedio de un árbol de ciprés (20 m aproximadamente)

Una vez que se ha demostrado el funcionamiento completo del quadcopter, el mismo que cumple con los objetivos planteados al inicio del documento, se da por concluido el trabajo de investigación y se determinan las conclusiones que se muestran en la siguiente sección.

## CONCLUSIONES

Una vez realizado el proyecto de “Diseño y Construcción de un Quadcopter Controlado por Radio Frecuencia”, se han determinado las siguientes conclusiones:

- Se ha recopilado información con respecto a vehículos voladores y sus diferentes aplicaciones con el fin de fundamentar el diseño y construcción de un quadcopter controlado por radio frecuencia.
- Se ha seleccionado e incorporado el sistema de control por radio frecuencia para manejar el quadcopter desde tierra y se han realizado las pruebas necesarias demostrando el cumplimiento y confiabilidad del equipo.
- En las pruebas realizadas, la autonomía de vuelo del quadcopter se ha comprobado que supera los 5 minutos si se realiza un vuelo normal con movimientos no bruscos en áreas despejadas, mientras que a máxima potencia, su autonomía se reduce a 2,35 minutos.
- La altura de vuelo del quadcopter ha superado los quince metros de altura en las pruebas realizadas, en el documento del proyecto se estipula una altura de vuelo de 25m, pero al no tener un instrumento de medición exacto ya que este no forma parte del proyecto se asume que por las condiciones de vuelo presentadas, careciendo de inconvenientes, se puede llegar a dicha altura sin complicaciones de ser necesario. El alcance de transmisión por radio frecuencia se encuentra limitado por el radio de funcionamiento útil, esto es, aunque el alcance entre emisor y receptor sean de 180 m aproximadamente en espacio abierto, se utilizará un máximo de 30 a 35 metros a la redonda para realizar los vuelos del quadcopter.
- Una vez realizado el estudio y los cálculos que intervienen en el vuelo del quadcopter, se ha determinado una relación inversamente proporcional entre el peso del VANT y el almacenamiento de energía, lo cual se ve reflejado en que si

se carga al quadcopter con mayor peso o se lo construye con materiales de un peso superior, su autonomía se verá afectada, mientras que si se lo construye con materiales adecuados de peso ligero para que soporte el vuelo e impactos normales como los del aterrizaje, este podrá ser utilizado por mayor tiempo o tendrá mayor autonomía.

- Se ha realizado un análisis aerodinámico para justificar y seleccionar los motores basándose en dos teorías: Teoría de la Cantidad de Movimiento (TCM) y la Teoría de Elemento de Hélice (TEP); el análisis se basa principalmente en la TCM para luego realizar corrección de resultados usando la TEP y adquiriendo un factor de mérito obtenido con datos de hélice que no son normadas como las "NACA", habiendo utilizado el software JAVAFOIL, se determinó que la potencia necesaria para realizar el vuelo deseado es de 107,798 W en cada motor, por lo que se utilizan motores Sunnysky X2212, los cuales poseen una potencia nominal de 146,5 W, observándose en las pruebas realizadas que se logran resultados acordes con las condiciones iniciales propuestas para el quadcopter, por lo que los cálculos previos se los considera como válidos.
- De acuerdo con las pruebas realizadas, se ha comprobado el uso de un control de radio frecuencia con cuatro canales análogos para permitir los movimientos del quadcopter y realizar su vuelo como se ha propuesto al inicio del proyecto.
- Se han seleccionado e implementado los distintos componentes electrónicos suficientes para obtenerse un control total sobre la acción de vuelo del quadcopter, los mismos que por no ser fabricados en Ecuador y elevado costo en los disponibles en tiendas de importación, se ha decidido adquirirlos en tiendas comerciales extranjeras y no fabricarlos.
- Se ha incorporado un algoritmo de control, el cual después de un proceso de ingeniería inversa, se lo ha acoplado al proyecto con el fin de comprobar la factibilidad de fabricar el quadcopter a nivel nacional a un costo menor comparado

con el de importación, sin embargo, no se recomienda por el costo total de construcción.

- Se ha determinado que la variación de los parámetros de control de lazo cerrado, proporcional, integral y derivativo (PID), deben estar dentro de los siguientes rangos para calibraciones futuras con el fin de disminuir el tiempo de pruebas de vuelos controlados del quadcopter:
  - $K_p$  (cantidad proporcional de fuerza correctiva basada en el error del ángulo medido), los valores deben estar dentro del rango [14-18].
  - $K_i$  (cantidad variable de fuerza correctora basada en el ángulo de error con respecto al deseado), los valores deben estar dentro del rango [0.01 – 0.1].
  - $K_d$  (moderador de velocidad a la que el quadcopter es devuelto a su posición original), los valores deben estar dentro del rango [21-25].
  
- El marco del quadcopter ha sido construido con tubo cuadrado de aluminio y acrílico, estos materiales son muy accesibles y de fácil maquinado, determinando a este proyecto como de fácil fabricación y de reducido costo en el mercado ecuatoriano.
  
- El costo de fabricación del quadcopter no justifica su producción en masa, sin embargo la investigación realizada puede ser de gran referencia para proyectos futuros donde se desee realizar el diseño y construcción de VANTs con mayor número de conjuntos rotor/hélice, como lo son los hexacopters u optacopters.

## RECOMENDACIONES

Después de la culminación del presente proyecto y haber cumplido con varias pruebas de vuelo, se recomienda:

- Se recomienda leer el manual de usuario de manera previa al uso y puesta en vuelo del quadcopter.
- Se recomienda cargar las baterías de manera correcta, con un cargador de baterías LiPo, y una vez cargadas, balancear las mismas para que de esta manera se consiga prolongar la vida útil de las mismas y así mismo el quadcopter logre tener un buen desempeño constante durante todas las veces que se desee utilizarlo.
- Las condiciones climáticas para realización de vuelo del quadcopter deben ser sin ráfagas de viento fuertes, solo en presencia de luz solar, no en días nublados. Este proyecto ha sido realizado bajo un alcance que no incluye una estructura capaz de soportar velocidades de viento mayores a 8m/s, ni condiciones climáticas adversas como lluvias o tormentas eléctricas.
- Se recomienda tomar en cuenta las normas y reglamentos establecidos por la Dirección General de Aviación Civil para vuelos del quadcopter, con el fin de evitar sanciones.
- El quadcopter consta de un controlador multiwii, el mismo que tiene ocho pines disponibles para salida, cuatro controlan los motores y cuatro quedan libres, además el programa realizado en la plataforma de Arduino es modificable. Por consiguiente, los pines libres, se los puede configurar para ser utilizados como controladores de un estabilizador de cámara digital (Gimbal), en caso de realizar una investigación posterior al presente proyecto.

- Para una investigación posterior, tanto el código del control como el controlador en sí pueden ser reemplazados, con el fin de que el quadcopter posea la capacidad de realizar vuelos totalmente autónomos, programables a través de una interfaz gráfica.
- Se torna de suma importancia encontrar materiales asequibles en el mercado ecuatoriano para establecer mejoras en la estructura, buscando la disminución de peso, parámetro que influye de manera considerable en el consumo de energía y por lo tanto incrementar la autonomía del quadcopter.

## REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS:

- [1] E. Parada, "Quadcopter: Construcción, control de vuelo y navegación GPS," M.S. tesis, Dpto. de ingeniería de sistemas y automática, Universidad Carlos III de Madrid, Madrid, España, 2012.
- [2] O. Meister, N. Frietsch, C. Ascher, y G. Trommer, Adaptive path planning for a vtol-uav, in Position, Location and Navigation Symposium, IEEE/ION, mayo 2008.
- [3] J. Cheston, (2015, Oct.). "Aereal Phography" [Online] Disponible en: <http://www.joshuacheston.com/solidworks.html>
- [4] N. Faisal, (2014, Mar. 12). "DJI FlameWheel Hexacopter" [Online] Disponible en: <https://grabcad.com/library/dji-flamewheel-hexacopter-1>
- [5] V. Hogg, (2013, Ago. 9). "Optacopter" [Online] Disponible en: <http://diydrone.com>
- [6] A. Roger Ull, "Ingeniería Aeronáutica", 2da Edición, Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial y Aeronáutica, Terrassa, España, 2011.
- [7] R. L. Mott, "El Flujo de los Fluidos y la Ecuación de Bernoulli", en Mecánica de Fluidos, sexta edición, Naucalpan de Juárez, México: Pearson, pp 165-178.
- [8] Seddon, J. Basic Helicopter Aerodynamics. 3ra Edición. Blackwell Science Ltd. 1990
- [9] W. Hufnagel, P. Coca, "Generalidades del Aluminio", en Manual del Aluminio, Vol.2, 2da Edición, España, Reverté,2004.
- [10] R. Budynas y J. Nisbett, "Diseño en ingeniería mecánica de Shigley", 8va edición, Monterrey, Estado de México: Mc Graw Hill, 2008.
- [11] Manual de uso del Acrílico, Paolini, Buenos Aires, AR, 2008.
- [12] Acrílico 100%, (2009, Oct. 4), "Datos Comparativos con otros Materiales" [Online] Disponible en: <https://uruguay334.wordpress.com/2009/10/04/maquinado/>

- [13] M. Brown, (2007-2015), “Brushless Motor” [Online] Disponible en: [www.hooked-on-rc-airplanes.com](http://www.hooked-on-rc-airplanes.com)
- [14] RCMART, (2001-2016), “Hobbywing SkyWalker 40A Brushless ESC Speed Controller” [Online] Disponible en: <http://www.rcmart.com/>
- [15] Jelsoft Enterprises Lt, (200-2016), “Baterías: Comparativa Litio, NiMh, NiCd, LiPo, Plomo” [Online] Disponible en: <http://www.foroselectronica.es/f89/baterias-comparativa-litio-nimh-nicd-lipo-729.html>
- [16] VectorNav Technologies, LLC, (2011, Jul), “VN-300 Dual Antenna” [Online] Disponible en: <http://www.vectornav.com/>
- [17] C. Riba, “Diseño Concurrente”, Dpto. Ingeniería Mecánica, Barcelona, España: Universidad Politécnica de Cataluña, 2002.
- [18] D. Hartman, K. Landis, M. Mehrer, S. Moreno, J. Kim, “Quadcopter Dynamic Modeling and Simulation Using MatLab and Simulink”, New York, Estados Unidos, Jul, 2014. [Online]. Disponible en: [github.com/dch33/Quad-Sim](https://github.com/dch33/Quad-Sim)
- [19] FoxTech, (2015), “Motor X212 KV: 980” [Online] Disponible en: <https://www.foxtechfpv.com>.
- [20] Processing, Boston, USA, “Processing”, Disponible en: <https://processing.org>.
- [21] EZ-GUI (2015), Suecia, “EZ-GUI” (Versión 3.100.253) [Aplicación Móvil]. Disponible en: <https://play.google.com/apps/testing/com.ezio.multiwii>.