



**UNIVERSIDAD POLITÉCNICA SALESIANA
SEDE GUAYAQUIL**

FACULTAD DE INGENIERÍAS

CARRERA: INGENIERÍA ELECTRÓNICA

**TESIS PREVIA A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE:
INGENIERO ELECTRÓNICO**

TEMA:

**CONSTRUCCIÓN DE UN PROTOTIPO DE AERONAVE NO TRIPULADA
GOBERNADO POR CONTROL REMOTO Y EQUIPADO CON UNA
CÁMARA PARA LA TRANSMISIÓN DE VIDEO EN TIEMPO REAL,
UTILIZANDO UN ALGORITMO DE CONTROL BASADO EN LÓGICA
DIFUSA**

AUTORES:

**PEDRO ABRAHAM LAYANA CASTRO
ALBERTO SANTIAGO RAMÍREZ FARFÁN**

DIRECTOR:

ING. LUÍS CÓRDOVA RIVADENEIRA, MSC.

GUAYAQUIL, FEBRERO DEL 2015

DECLARATORIA DE RESPONSABILIDAD

Todos los conceptos desarrollados, análisis realizados y conclusiones del presente trabajo, son exclusiva responsabilidad de los autores y la propiedad intelectual es de la Universidad Politécnica Salesiana.

Guayaquil, Febrero del 2015

(f)

Pedro Abraham Layana Castro

CI: 0927856641

(f)

Alberto Santiago Ramírez Farfán

CI: 0923348890

DEDICATORIA

A Dios, por darme paciencia, guiarme y permitirme llegar a este momento en mi vida.

A mi familia, que siempre ha me motivado para seguir adelante y me han apoyado para poder cumplir mis metas que me he planteado en cada momento de la vida.

De igual forma, dedico este trabajo a mi madre me ha formado con buenos valores y hábitos, lo cual me ha ayudado a salir adelante en cualquier momento hasta los momentos más difíciles que he pasado en la universidad, en el trabajo y en la vida.

A mis hermanos, por estar siempre junto a mí y siempre aconsejarme, guiarme, y darme un apoyo incondicional.

A mis compañeros y amigos, que han apoyado de manera directa o indirecta en la culminación de este proyecto.

Pedro Abraham Layana Castro

DEDICATORIA

Dedico este trabajo a Dios por guiarme y darme la paciencia en momentos difíciles.

A mis padres, por ser quienes formaron mi carácter enseñándome que la única forma de alcanzar una meta es trabajando duro siempre teniendo presente el objetivo de la misma.

A mis hermanos por ser mis compañeros de vida quienes me supieron escuchar y de los cuales supe aprender.

A mis tíos y abuelas por ser parte fundamental en mi vida profesional apoyándome en todo momento.

A mis compañeros y amigos que colaboraron de una u otra forma durante el desarrollo de este proyecto.

De manera especial, dedico este trabajo a una amiga, novia y esposa, Andrea Estefanía Miranda Arteaga por estar presente en los buenos y malos momentos y por darme su apoyo incondicional.

Alberto Santiago Ramírez Farfán.

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a Dios que me dio fuerza y fe para continuar cada día en este proyecto, para creer lo que parecía imposible de terminar se logró con paciencia y dedicación.

A mi madre María Castro Balseca, por apoyarme y darme motivación cada día, ella siempre me ha ayudado en los momentos difíciles, ha sabido inculcarme con buenos valores y actitud cristiana.

A mi hermana Marcela Layana Castro, por su apoyo ofrecido en todo momento y de manera incondicional, por estar siempre a mi lado y ayudarme en este proyecto.

A mi hermano Pablo Layana Castro, por su apoyo total por estar siempre a mi lado en cada momento de mi vida, por sus consejos, enseñanzas ya que mucho del conocimiento que he adquirido a lo largo de mi vida ha sido gracias a él.

Agradezco a mi director de tesis, el Ing. Luis Córdova, por ser un excelente docente, por sus consejos y apoyo para poder culminar con el trabajo de grado.

A la comunidad del recinto Cabuyal ubicada en el Cantón Santa Lucía y al Presidente del Comité Pro-mejoras “Cabuyal”, Ing. Carlos Wiler Franco Almeida, por brindarnos todo su apoyo para poder realizar este proyecto.

También deseo expresar mis agradecimientos a todos mis compañeros que me dieron esperanzas y motivación, a quienes me ayudaron de manera directa e indirectamente para la terminación de este proyecto.

Pedro Abraham Layana Castro

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a mi madre, Fátima Gisella Farfán Loor, por ser quien me dio la vida y quien dio la vida por mí luchando ante la adversidad para darme a mí y a mis hermanos un mejor porvenir.

A mi padre, José Santiago Ramírez Rebutti, por ser quien inculco el valor de la responsabilidad, con cual tuve el agrado de compartir no solo como hijo sino también como amigo y compañero.

A mi esposa, Andrea Estefanía Miranda Arteaga, por ser quien confió en mí y en mi proyecto aun cuando las cosas no estaban bien, por ser mi compañera de vida y fuente de inspiración.

A mi familia por confiar siempre en mí y brindarme siempre una frase de aliento y apoyo en todo momento.

A mi director de tesis, el Ing. Luis Córdova Rivadeneira, por ser un excelente docente y enseñarnos algo más que ciencia, humildad.

A la comunidad del recinto Cabuyal ubicada en el Cantón Santa Lucía provincia del Guayas y al Presidente del Comité Pro-mejoras “Cabuyal”, Ing. Carlos Wiler Franco Almeida, por brindarnos su confianza, hospitalidad y permitirnos desarrollar este proyecto en dicho lugar.

A mis compañeros de trabajo, compañeros de estudio y a mis profesores por brindarme su confianza y apoyo en todo momento de mi carrera.

Alberto Santiago Ramírez Farfán.

ÍNDICE GENERAL

INTRODUCCIÓN	1
1. EL PROBLEMA	2
1.1 Planteamiento del Problema	2
1.2 Delimitación del Problema	2
1.3 Objetivos.....	3
1.3.1 Objetivo General.....	3
1.3.2 Objetivos Específicos	3
1.4 Justificación	4
1.5 Variables e Indicadores.....	5
1.5.1 Variables	5
1.5.2 Indicadores.....	5
1.6 Metodología.....	5
1.6.1 Métodos	5
1.6.2 Técnicas	6
1.7 Población y Muestra.	6
1.7.1 Población	6
1.7.2 Muestra	6
1.8 Descripción de la propuesta.....	6
1.8.1 Beneficiarios	7
2. MARCO TEÓRICO.....	8
2.1 Antecedentes.....	8
2.2 Robótica e inteligencia artificial.....	8
2.3 Lógica Difusa.....	9
2.4 RPV (Vehículo dirigido por control remoto).....	10
2.5 Componentes de un cuadricóptero.....	11
2.5.1 Microcontrolador Atmega.....	12
2.5.2 IMU.....	14
2.5.3 Actuadores	14
2.5.3.1 Motores Brushless	14
2.5.3.2 Variador	15
2.5.3.3 Hélice.....	15
2.5.4 Batería LIPO	16
2.5.5 Transmisor y Receptor de RF	16

2.5.6 Transmisor – Receptor de video (TS58200 – RC805)	17
2.6 Bandas no licenciadas.....	17
3. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO.....	18
3.1. Antecedentes.....	18
3.2 Selección de componentes.....	18
3.2.1 Elementos del cuadricóptero.....	18
3.2.2 Módulos de transmisión inalámbrica.....	21
3.2.3 Microcontrolador Atmega 328p.....	21
3.3 Diseño y construcción de la aeronave	22
3.3.1 Construcción de PCB.....	22
3.3.2 Construcción de las estructura	24
3.3.3Acoplamiento de la cámara de video.....	28
4. DISEÑO DEL ALGORITMO DE CONTROL.....	30
4.1 Antecedentes.....	30
4.2 Análisis del sistema	31
4.3 Variables del Sistema	32
4.4 Diseño del controlador.....	34
4.4.1 Bloque controlador ω_{GX} (velocidad angular del giroscopio eje X).....	37
4.4.2 Bloque controlador θ_{incX} (ángulo de inclinación eje X)	42
4.4.3 Bloque controlador ω_{GZ} (velocidad angular del giroscopio eje Z)	47
4.5 Resultados.....	52
CONCLUSIONES	54
RECOMENDACIONES	54
CRONOGRAMA.....	55
PRESUPUESTO	56
REFERENCIAS.....	58
ANEXOS.....	61
Anexo 1. Diseño y construcción de la estructura	61
Anexo 2. Armado e implementación del Drone	64
Anexo 3. Programa en Labview para la adquisición de datos	66
Anexo 4. Control remoto construido para el proyecto	67
Anexo 5. Pruebas de vuelo	68

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Detalle de los pesos de los accesorios de la aeronave.....	19
Tabla 2 Porcentaje de rendimiento según fuerza de empuje.....	20
Tabla 3 Comparación Atmega 328p y Atmega 16.....	22
Tabla 4 Elementos de la controladora de vuelo	22
Tabla 5 Tabla de pesos de elementos	25
Tabla 6 Variables de entrada y salida del bloque de control.....	33
Tabla 7 Variables lingüística de ωGX	38
Tabla 8 Variables lingüística de M1a.....	39
Tabla 9 Variables lingüística de M3a.....	40
Tabla 10 Reglas Difusas Controlador ωGX	40
Tabla 11 Variables lingüística de $\theta incX$	43
Tabla 12 Variables lingüística de M1b	44
Tabla 13 Variables lingüística de M3b	45
Tabla 14 Reglas Difusas Controlador $\theta incX$	46
Tabla 15 Variables lingüística de ωGZ	48
Tabla 16 Variables lingüística de M1, 3	49
Tabla 17 Reglas Difusas Controlador ωGZ	50
Tabla 18 Variables del sistema eje X, Y	52
Tabla 19 Presupuesto general.....	56

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1. Ubicación geográfica del sitio.....	4
Figura 2.1. Diagrama de bloques de las etapas de un control difuso.....	10
Figura 2.2. Cuadricóptero construido.....	11
Figura 2.3. PINOUT Microcontrolador Atmega 328p.....	13
Figura 2.4. Motor Brushless.....	15
Figura 2.5. Hélice. Tipo de hélice utilizada en RPV's.....	15
Figura 2.6. XBee.	17
Figura 2.7. Canal de transmisión módulo TS58200	17
Figura 3.1. Diagrama de bloques de un cuadricóptero.....	18
Figura 3.2. Especificaciones del motor según la hélice	19
Figura 3.3. Diagrama de conexiones eléctricas.....	21
Figura 3.4. 3D de la placa controladora.....	23
Figura 3.5. Diagrama de los elementos de entrada y salida.....	23
Figura 3.6. Diagrama de conexiones.....	24
Figura 3.7. Estructura tipo Balancín.	24
Figura 3.8. Plano de estructura.....	25
Figura 3.9. Soporte para estructura	26
Figura 3.10. Acoplamiento de soporte	26
Figura 3.11. Acoplamiento de motor	27
Figura 3.12. Acoplamiento de placa.	27
Figura 3.13. Vista isométrica de acoplamiento de motores y placa.....	28
Figura 3.14. Plano de piezas para sujeción cámara.....	28
Figura 3.15. Acoplamiento de cámara	29
Figura 3.16. Cámara a 45°.....	29

Figura 3.17. Cámara a 135°	29
Figura 4.1: Distribución motores.	30
Figura 4.2. Combinaciones de aceleración de la aeronave	31
Figura 4.3. División del sistema cuadricóptero.	31
Figura 4.4. Diagrama de bloques eje X.....	32
Figura 4.5. Diagrama de bloques eje Y.....	32
Figura 4.6. Datos de las variables de entrada ω_{GX} , θ_{incX}	34
Figura 4.7. Controlador para el eje X.....	34
Figura 4.8. Controlador para el eje Y.....	34
Figura 4.9. Esquema del controlador eje X.....	35
Figura 4.10. Esquema del controlador eje Y.....	35
Figura 4.11. Funciones de membresía	36
Figura 4.12 Fórmulas matemáticas de funciones de membresía	37
Figura 4.13. Bloque controlador ω_{GX}	37
Figura 4.14. Función de membresía ω_{GX}	37
Figura 4.15. Función de membresía M1a	38
Figura 4.16. Función de membresía M3a.	39
Figura 4.17. Evaluación de las reglas difusas ω_{GX}	41
Figura 4.18. Diagrama de flujo de la Desfuzificación controlador ω_{GX}	42
Figura 4.19. Bloque controlador θ_{incX}	42
Figura 4.20. Función de membresía θ_{incX}	43
Figura 4.21. Función de membresía M1b.	44
Figura 4.22. Función de membresía M3b.	45
Figura 4.23. Evaluación de las reglas difusas controlador θ_{incX}	46
Figura 4.24. Diagrama de flujo de la Desfuzificación controlador θ_{incX}	47
Figura 4.25. Bloque controlador ω_{GZ}	48

Figura 4.26. Función de membresía ω_{GZ}	48
Figura 4.27. Función de membresía M1, 3	49
Figura 4.28: Evaluación de las reglas difusas controlador ω_{GZ}	50
Figura 4.29 Diagrama de flujo de la desfuzificación controlador ω_{GZ}	51
Figura 4.30. Datos de ω_{GX} , θ_{incX} del sistema con control.	52
Figura 4.31. Datos de ω_{GX} , θ_{incX} del sistema con perturbaciones.	53
Figura 4.32. Datos de ω_{GZ} sin controlador	53
Figura 4.33. Datos de ω_{GZ} con controlador.	53

Resumen

AÑO	TÍTULO	ALUMNO	DIRECTOR DE TESIS	TEMA DE TESIS
2015	Ingeniero Electrónico.	Pedro Abraham Layana Castro.	Ing. Luis Córdova.	Construcción de un prototipo de aeronave no tripulada gobernado por control remoto y equipado con una cámara para la transmisión de video en tiempo real, utilizando un algoritmo de control basado en lógica difusa.
	Ingeniero Electrónico.	Alberto Santiago Ramírez Farfán.		

Actualmente las alternativas de supervisión para la vigilancia y monitoreo de personas, objetos, materia primas o procesos en espacios rurales destinados a la agricultura se basan en la utilización del recurso humano y animal, dejando de lado la posibilidad de implementar soluciones tecnológicas para este tipo de trabajo. Con un vehículo aéreo no tripulado basado en un modelo tipo cuadricóptero, se podría tener un mayor alcance de visión para mejorar las labores de vigilancia, monitoreo y control. Se utilizó el método deductivo y la técnica experimental para el planteamiento y desarrollo del proyecto. Se determinó que una aeronave multirotor tipo cuadricóptero disminuyó el tiempo de supervisión en un 25% al contar con una autonomía de 5 a 7 minutos de vuelo. Lo anterior demuestra que incorporando herramientas tecnológicas en las tareas de supervisión en zonas rurales mejoran el rendimiento y la eficiencia de dicha labor.

Palabras Claves. Supervisión, Cuadricóptero, Estabilidad, Control y Autonomía.

ABSTRACT

YEAR	DEGREE	STUDENT	TESIS DIRECTOR	TESIS TOPIC
2015	Electronics engineer.	Pedro Abraham Layana Castro.	Ing. Luis Córdova.	Construction of a prototype of uav governed by remote control and equipped with a camera for transmission of video in real time using an algorithm based on fuzzy logic
	Electronics engineer.	Alberto Santiago Ramírez Farfán.		

Nowadays the supervision alternatives for surveillance and monitoring of people, things, raw materials or processes in rural spaces intended for agriculture are based in the use of human and animal resources . This practice does not permit the possibility of implementing technological solutions for this kind of jobs. The use of a pilotless aircraft based in a drone model might get a wider vision to improve the surveillance, monitoring and control tasks. The deductive method and experimental techniques were used for the setting and developing of the project. It was determined that the use of a multi rotor drone type aircraft reduced the supervision time in 25% because it had an autonomy of 5 to 7 minutes of flight. This demonstrates that the incorporation of technological tools in supervision tasks in rural zones improves the performance and efficiency of that work.

Keywords: Supervision, quadricopter, stability, control and autonomy.

INTRODUCCIÓN

El siguiente proyecto trata de la construcción de un prototipo de aeronave gobernada por control remoto utilizando un algoritmo de control basado en lógica difusa.

Dicho proyecto permitirá como resultado obtener una base de conocimiento para entender el funcionamiento de los procesos de control referentes a la estabilidad de una aeronave tipo multirotor, además al conocer estos procesos se podrá implementar en otros tipos de aeronaves multirotor para realizar actividades similares tales como seguimientos de obras de gran volumen, valoración de daños luego de catástrofes ambientales, eventos, espectáculos deportivos, etc.

En el **Capítulo 1** se definen los hechos preliminares tales como el planteamiento del problema, metodologías, técnicas, impacto del proyecto en la zona planteada, entre otros puntos importantes en el desarrollo del proyecto.

En el **Capítulo 2** se realiza el marco teórico sobre los temas más importantes para el desarrollo de este proyecto dando a conocer los conceptos específicos de los elementos con que se construyó el prototipo de la aeronave.

En el **Capítulo 3** se describe las características esenciales de la selección de componentes para el desarrollo del prototipo y el dimensionamiento de cada una de estas piezas que conforman la parte mecánica y electrónica del mismo. También se encuentran los pasos necesarios para el diseño, armado e implementación de la aeronave, se detalla además los acoplamientos realizados para el montaje de las partes mecánicas y diagramas para las conexiones eléctricas de la aeronave.

En el **Capítulo 4** se procede al diseño del sistema de control basado en lógica difusa para la estabilidad de la aeronave.

1. EL PROBLEMA

1.1 Planteamiento del Problema

En la actualidad la finca “Dos Derechos”, ubicada en la provincia del Guayas, Recinto Cabuyal en la zona Noroeste del Cantón Santa Lucia, no cuenta con un sistema de supervisión que le permita al personal que ahí labora realizar un monitoreo del área de trabajo de manera rápida y oportuna para poder dar respuesta ante cualquier eventualidad que se presente dentro del área de trabajo.

Los métodos existentes son poco prácticos ya que desde el puesto de control no se tiene una línea de vista directa de toda el área de trabajo. Esto implica que el personal se traslade desde el puesto de control, ubicado en la zona frontal del terreno, hacia la zona de cultivos teniendo que atravesar canales de agua y diferentes tipos de plantaciones, utilizando mucho tiempo para cubrir la totalidad del área de trabajo que corresponde a 500 metros radiales, por esta razón los autores eligieron implementar un prototipo de aeronave no tripulada gobernado por control remoto y equipado con una cámara para la transmisión de video en tiempo real, que servirá como herramienta al trabajador para lograr monitorear y supervisar la totalidad del área de trabajo en un menor periodo de tiempo.

1.2 Delimitación del Problema

Se implementó físicamente un prototipo de aeronave no tripulada gobernado por control remoto y equipado con una cámara para la transmisión de video en tiempo real, basado en un modelo tipo cuadricóptero con una estructura de madera , hélices prefabricadas para el modelo mencionado, partes de madera tipo balsa y plywood, componentes eléctricos, cables, baterías lipo, motores, componentes electrónicos como sensores de medición inercial Imu10DOF, microcontroladores Atmega 16, Atmega 328p, cámara de video FPV la cual tendrá un ángulo de giro de 90 grados, XBEE Pro S2B, TS58200, RC805 y demás elementos necesario para la construcción del prototipo.

El prototipo trabaja en campos abiertos con una cobertura máxima de 500 metros a la redonda y 25 metros de altura de donde se encuentra ubicado el operador y un tiempo de vuelo máximo de 5 a 7 minutos, el prototipo solo puede actuar en clima cálido fresco seco sin lluvia preferiblemente en horario matutino y vespertino; destinado a la actividad de observación para conseguir información confidencial. Para el control de estabilidad de la aeronave se utilizó un sistema basado en lógica difusa, el algoritmo de control se implementó usando microcontroladores Atmega328p.

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo General

Construir y controlar un vehículo aéreo no tripulado basado en un modelo tipo cuadricóptero, mediante el uso de módulos de transmisión inalámbrica y unidades de medición inercial para ayudar a mejorar la seguridad en una propiedad delimitada de terreno destinada a la agricultura.

1.3.2 Objetivos Específicos

- Construir un vehículo aéreo no tripulado basado en un modelo tipo cuadricóptero propulsado por un sistema de cuatro motores.
- Implementar un sistema de control a distancia mediante el uso de módulos de transmisión inalámbrica – XBEE Pro S2B.
- Desarrollar un sistema para el control de vuelo y estabilidad del vehículo aéreo no tripulado mediante el uso de unidades de medición inercial y un control basado en lógica difusa el cual será implementado en un microcontrolador Atmega328p.
- Utilizar un sistema de transmisión de video inalámbrico usando un módulo TS58200 como emisor y un módulo RC805 como receptor.

1.4 Justificación

Como estudiantes de la Universidad Politécnica Salesiana – sede Guayaquil se ha seleccionado desarrollar este proyecto debido a la necesidad de integrar nuevas tecnologías para la supervisión de una propiedad destinada a la agricultura, la finca “Dos Derechos” se encuentra ubicada en la provincia del Guayas, Recinto Cabuyal en la zona Noroeste del Cantón Santa Lucia. Sus Coordenadas geográficas son: latitud -1.73364; longitud -79.90548.



Figura 1.1. Ubicación geográfica del sitio. La finca “Dos derechos” se encuentra ubicada en la zona noroeste del cantón Santa Lucia. Fuente (Google Earth).

Los autores consideran la implementación de un prototipo de aeronave no tripulada gobernado por control remoto y equipado con una cámara para la transmisión de video en tiempo real, para aplicar los conocimientos relacionados a la emisión y recepción de datos usando tecnología de transmisión inalámbrica, aprovechando el espacio abierto que ofrece el terreno en donde se va a aplicar el proyecto, a su vez se usará y fortalecerá los estudios de diseño de tarjetas impresas, ensamblaje y construcción de robots enfocándonos en el área de los robots aéreos.

El campo de aplicación de este prototipo de aeronave no solo será para la supervisión de una propiedad delimitada de terreno destinada a la agricultura sino que servirá para el estudio de diversas áreas tales como seguimientos de obras de

gran volumen, control de contaminación en costas y ríos, valoración de daños luego de catástrofes ambientales, eventos, espectáculos deportivos, etc.

1.5 Variables e Indicadores

1.5.1 Variables

- Ángulo de inclinación.
- Velocidad angular.

1.5.2 Indicadores

- Grados de inclinación de la aeronave.
- Velocidad de rotación de la aeronave.

1.6 Metodología

Para el desarrollo del proyecto se han utilizado los siguientes métodos y técnicas.

1.6.1 Métodos

Método Deductivo: Para la construcción del prototipo de aeronave no tripulada gobernado por control remoto y equipado con una cámara para la transmisión de video en tiempo real aplicamos conocimientos de electrónica analógica y robótica para la construcción, diseño y ensamblaje de las tarjetas impresas y construcción de robots enfocándonos en el área de los robots aéreos, utilizamos conocimientos de sistemas micro procesados 1 y 2 para la programación del cerebro de la aeronave.

Los UAV o vehículos aéreos no tripulados tienen aplicaciones en diversos campos ya que pueden desplazarse rápidamente sobre cualquier tipo de terreno, en nuestro caso el área en que aplicamos nuestro proyecto es la supervisión debido a que sirve como herramienta de trabajo para monitorear y supervisar la totalidad de área de trabajo de la finca “Dos Derechos” en un menor tiempo.

Método Inductivo: Aplicamos este método ya que al conocer el funcionamiento de los procesos de control referente a la estabilidad de la aeronave nos permitió como resultado obtener una base de conocimiento para implementarla en otro tipo de aeronaves o estructuras para realizar actividades similares.

1.6.2 Técnicas

Experimental: Se utilizó la técnica experimental para desarrollar pruebas preliminares en la captura de datos de las unidades de medición inercial y poder realizar la programación del microcontrolador para el control de los motores de la aeronave.

1.7 Población y Muestra.

1.7.1 Población

La población son todas las personas que laboran en la finca “Dos derechos”.

1.7.2 Muestra

Como muestra se escoge a las personas que se dedicarían a la seguridad de la finca, ya que son las personas encargadas del control y vigilancia del producto agrícola de la finca.

1.8 Descripción de la propuesta

El presente trabajo de investigación se realizó en la finca “Dos Derechos”, ubicada en la provincia del Guayas, Recinto Cabuyal en la zona Noroeste del Cantón Santa Lucía, el trabajo consiste en investigar las alternativas de implementación de un sistema de supervisión y monitoreo del área de trabajo que comprende una zona de 500 metros radiales donde existen diferentes clases de plantaciones, se construyó un prototipo de aeronave no tripulada gobernado a control remoto la cual cuenta con una cámara para la transmisión de video en tiempo real.

Para establecer la mejor alternativa en la elaboración del prototipo los autores eligieron una estructura basado en un modelo tipo cuadricóptero con una estructura de madera, madera tipo balsa, hélices prefabricadas para el modelo mencionado. En la transmisión de datos se empleó para el control a distancia del prototipo dos XBEE Pro S2B, y para la transmisión del video se usará como transmisor un TS58200 y el receptor un RC805.

Al conocer el funcionamiento de los procesos de control referente a la estabilidad de una aeronave permitió como resultado obtener una base de conocimiento para implementarla en otros tipos de aeronaves para realizar actividades similares tales como seguimientos de obras de gran volumen, control de contaminación en costas y ríos, valoración de daños luego de catástrofes ambientales, eventos, espectáculos deportivos, etc.

1.8.1 Beneficiarios

Los principales beneficiarios de este proyecto son las personas que laboran en la finca “Dos Derechos”.

2. MARCO TEÓRICO

2.1 Antecedentes

A través de los años la robótica ha evolucionado desde simples máquinas a complejos robots, con el avance de la tecnología se ha utilizado robots en diferentes áreas ya sea de investigación, exploración, uso doméstico, juegos recreativos, seguridad, etc. A lo largo del mundo los robots han sido útiles para la humanidad y en los últimos años se ha hecho investigaciones sobre los VANT (Vehículo Aéreo No Tripulado) y como estas aeronaves son utilizadas en diferentes labores, en nuestro caso para supervisión y seguridad.

Para lo cual se da a conocer los elementos con los que se implementó este prototipo de aeronave.

2.2 Robótica e inteligencia artificial

Baturone (2001) expone que la expresión Robot es usada inicialmente por el escritor checo Karel Capek, esta palabra emerge con el concepto de trabajo y producción.

Con respecto al campo de aplicación de los robots Somolinos (2002) nos comenta que desde la aparición del primer robot la mayoría de aplicaciones fueron en el sector industrial donde la meta de estas máquinas era la automatización de procesos.

Somolinos (2002) nos habla sobre las generaciones de la robótica, en donde la primera generación se basa en fabricar robots industriales que son los que ejecutan labores repetitivas.

En la segunda generación los robots son construidos con sensores permitiéndole interactuar con el medio que lo rodea y cambiar su forma de actuar según el entorno.

En la tercera generación se crean los robots móviles, esta generación comienza desde los años 1985 hasta la actualidad, y representa un gran crecimiento

de la inteligencia artificial en la robótica, en esta generación hay un gran aumento en el desarrollo de las funciones de percepción.

Ponce Cruz (2010) nos dice que podemos encontrar tres grandes ramas en la inteligencia artificial, las cuales son la lógica difusa, redes neuronales artificiales y algoritmos genéticos.

2.3 Lógica Difusa

Ponce Cruz (2010) indica que en la actualidad es muy usual encontrar la lógica difusa en diferentes áreas de desarrollo como la electrónica, robótica, matemáticas, etc.

El propósito de la lógica difusa es construir un sistema en base a la experiencia de un experto, dicho experto genera un banco de conocimiento para crear un conjunto de reglas lingüísticas que serán las que dicten el comportamiento y la salida del sistema.

Otra de las virtudes que nos ofrece un controlador basado en lógica difusa es que a diferencia de los sistemas de control tradicionales este no conlleva complejos cálculos matemáticos para el modelado de la planta del sistema.

Un control difuso es una opción conveniente para sistemas complejos y difíciles de modelar, ya que emplea un procedimiento práctico en el desarrollo de controles. (M. Passino & Yurkovich, 1998)

Ponce Cruz (2010) explica:

La anatomía básica de un controlador difuso consta de tres partes:

Reglas: estas son reglas que dictan la acción de control que se va a tomar. Éstas

se derivan de un experto. Dichas reglas tiene la estructura de relaciones. La lógica difusa se basa en relaciones, las cuales se determinan por medio de cálculo de reglas “SI-ENTONCES” (con las cuales se puede modelar aspectos cualitativos del conocimiento humano, así como los procesos de razonamiento sin la necesidad de un análisis cuantitativo de precisión) Un ejemplo de una regla sería:

Si la temperatura es alta entonces se debe de encender el ventilador.

Difusificador: es el nexa entre las entradas reales y difusas. Todas las entradas necesitan ser mapeadas a una forma en que las reglas puedan utilizarlas.

Desdifusificador: toma un valor difuso de las reglas y genera una salida real (p. 34).

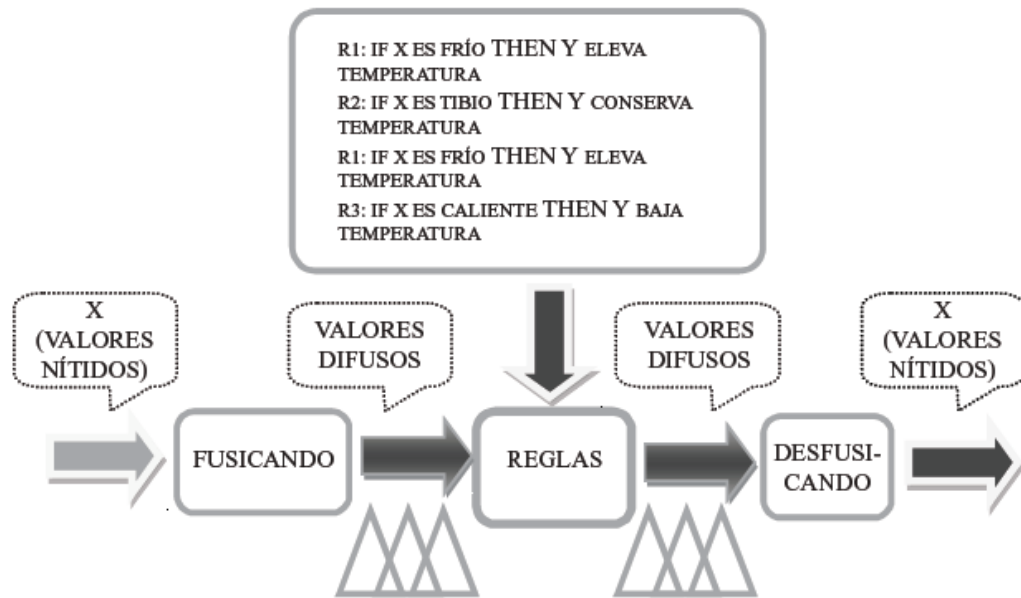


Figura 2.1. Diagrama de bloques de las etapas de un control difuso. El diagrama de bloques para desarrollar la metodología de lógica difusa muestra las tres etapas que constituyen el control. Fuente Ponce Cruz (2010).

2.4 RPV (Vehículo dirigido por control remoto)

Nos dicen que los VANT (Vehículos Aéreos no Tripulados), se han utilizado en aplicaciones militares a lo largo de la historia, el uso civil de estas aeronaves fue desarrollado luego de la realización de pruebas en el campo militar. Existen 3 clases de aeronaves sin contar o mencionar los misiles ya que estos no necesitan de pilotos, las tres clases de aeronaves son los VANT (Vehículo Aéreo no Tripulado), RPV (Vehículo dirigido por control Remoto) y los Drones. Las personas utilizan las siglas RPV y VANT de la misma manera, un RPV es una aeronave controlada desde un lugar alejado, los VANT pueden ejecutar tareas o encargos de forma independiente o según lo que le dicte su programación. Los VANT de uso militar habitualmente constan de algunos sistemas que los ayudan a cumplir con sus objetivos como un piloto automático y método o estructura de navegación, este sistema de navegación le ayuda al VANT a mantener la altura, la actitud y tener una referencia para el aterrizaje. (Gerin Fahlstrom & James Gleason, 2012)

2.5 Componentes de un cuadricóptero

En esta sección del documento se describe los elementos que componen el hardware del cuadricóptero, definiendo las especificaciones técnicas y por qué se ha optado por estos tipos de elementos para la implementación de esta aeronave.

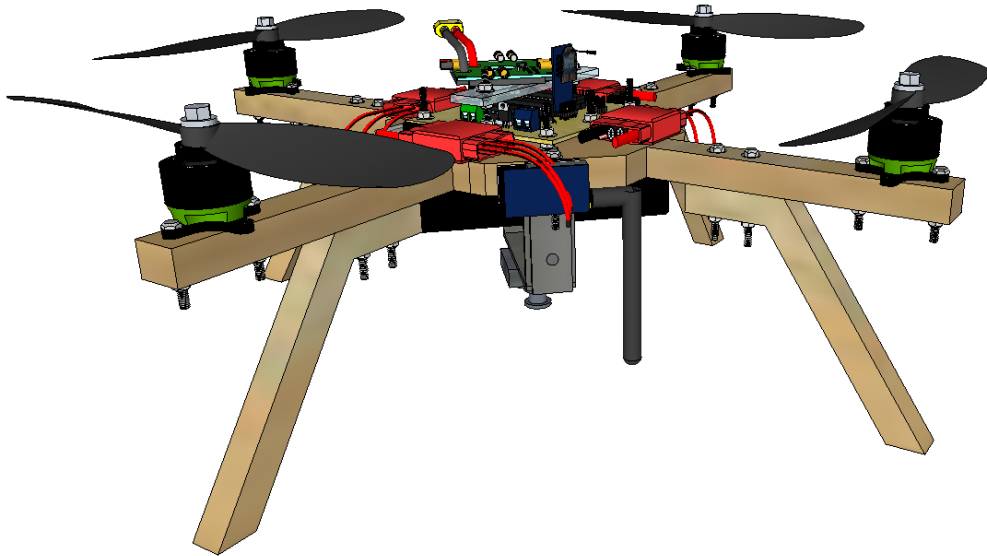


Figura 2.2. Cuadricóptero construido. Diseño en 3D del cuadricóptero implementado en este proyecto.

Un cuadricóptero como el que se observa en la figura anterior es un sistema que está constituido por las siguientes partes.

- Microcontroladores
- IMU (Módulo de medición inercial)
 - Acelerómetro
 - Giroscopio
 - Barómetro (Opcional)
 - Magnetómetro (Opcional)
- Variador
- Motor Brushless con hélice
- Bateria Lipo
- Transmisor y Receptor de RF (Radio frecuencia)

2.5.1 Microcontrolador Atmega

Según Barrett & Pack (2008) un microcontrolador puede entenderse como un sistema informático embebido dentro de un circuito integrado o un chip. Todo microcontrolador en su hardware incorpora tres partes principales, la unidad central de procesamiento (CPU), memoria y periféricos. Las operaciones del microcontrolador son controladas por un programa previamente creado y guardado por el usuario dentro de la memoria del microcontrolador. Estos programas son capaces de interactuar con el hardware de la arquitectura, que esta fijo dentro del microcontrolador, y realizar diferentes aplicaciones.

El microcontrolador Atmega puede comunicarse con dispositivos externos con un mínimo de elementos adicionales, estos microcontroladores pueden comunicarse con elementos externos utilizando las diferentes interfaces que poseen. (V. Gadre, 2001)

Barrett & Pack (2008) dicen que un microcontrolador siempre sigue su programación y la serie de instrucciones dadas por el programador, pero este debe contar con un sistema que le permite responder eventos con mayor prioridad, ya sea que estos eventos sean internos o externos. Para ejecutar este tipo de eventos prioritarios el microprocesador cuenta con un sistema de interrupciones que le permite suspender temporalmente la acción programada para atender dicha tarea, cada evento de interrupción se organiza en una función ISR (Rutina de servicio de interrupción), para continuar la programación antes de que sucediera la interrupción el microcontrolador debe terminar primero la rutina ISR. De esta manera el microcontrolador ejecuta tareas o eventos inesperados de mayor prioridad y luego reanuda la programación.

El microcontrolador Atmega328p es un microcontrolador de la familia Atmel, las principales características que Atmel Corporation (2012) nos da para este tipo de microcontroladores son las siguientes:

- Una amplia variación en el voltaje de alimentación del microcontrolador, describe que la tensión de entrada puede ser desde 2,7V a 5,5V para una frecuencia de 0 a 10 MHz y su consumo de corriente es muy bajo.

- Una amplia variedad de periféricos en el microcontrolador.
- Cuenta con 6 PWM, dichos PWM pueden trabajar a diferentes tipos de frecuencia, el PWM puede ser utilizado en varias aplicaciones, variando la velocidad de un motor DC, en el control de la posición de un servo motor, etc.
- Este microcontrolador tiene incorporado diferentes sistemas de comunicación en serie, asíncrona (USART), síncrona, SPI, TWI.
- La comunicación (USART) asíncrona serie es una comunicación bidireccional entre transmisor y receptor.
- La comunicación síncrona TWI según Atmel Corporation (2012) y Barrett & Pack (2008) puede conectar hasta 128 dispositivos entre sí, cada uno de estos dispositivos conectados tienen direcciones individuales, únicas y mecanismo para resolución de conflictos. Los dispositivos se comunican a través de dos líneas bidireccionales una para reloj (SCL) y la otra para datos (SDA).
- Atmel Corporation (2012) nos dice que este Atmega tiene incorporado 8 canales analógicos con una resolución de 10bits, esto nos dice que el voltaje análogo entre 0 v – 5 v se codifica en uno de 0 a 1024 resoluciones binarias y que cada resolución binaria tendría 4,882 mV.

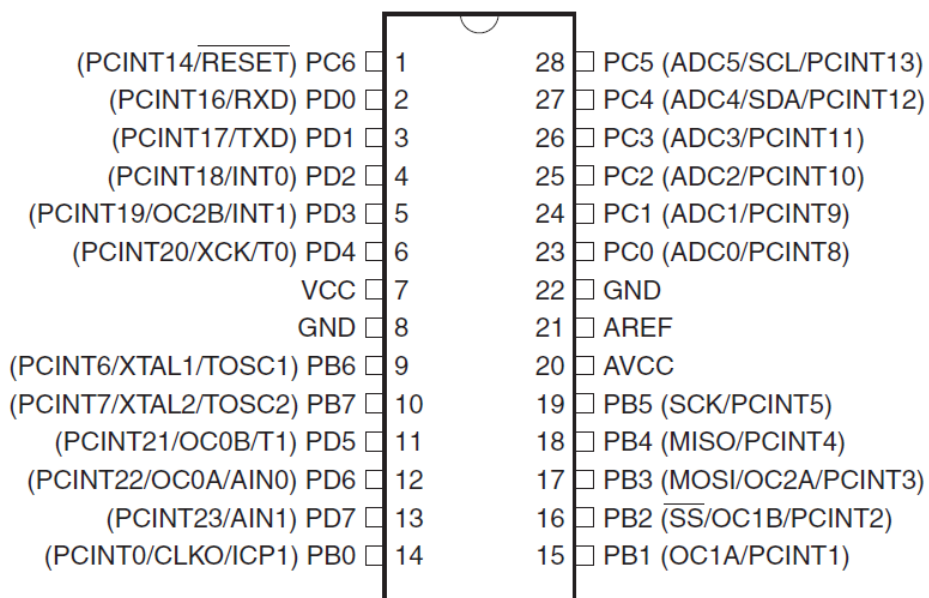


Figura 2.3. PINOUT Microcontrolador Atmega 328p. Configuración de pines del microcontrolador Atmega 328p. Fuente Atmel Corporation (2012).

2.5.2 IMU

Siciliano & Khatib (2008) Nos dicen que un IMU (Unidad de medición inercial) es un elemento que utiliza giroscopios y acelerómetros como sistema de medición para calcular:

- Velocidad y aceleración relativa
- Posición relativa

Estos datos calculados son valores estimados.

“Un Verdadero IMU tiene 6 grados de libertad para estimar la posición de un vehículo: posición (X, Y, Z) y orientación (ROLL, PITCH, YAW)” (Siciliano & Khatib, 2008, pág. 483).

Siciliano & Khatib (2008) Dicen que los IMU son susceptibles a datos erróneos de los giroscopios y acelerómetros, para corregir estos errores se necesita un funcionamiento más prolongado, adquirir más datos y de alguna medición externa para corregir dichos errores, algunos robots utilizan el sistema de posicionamiento global para correcciones externas.

Schahzaman (2012) nos habla de los filtros digitales como el Filtro complementario, estos filtros no le dan un costo adicional de procesamiento al microcontrolador, ayudan a reducir los errores producidos por estos sensores y agilitan la estimación del ángulo

2.5.3 Actuadores

Los actuadores de la aeronave están compuestos por 3 elementos: El motor brushless, variador y hélice.

2.5.3.1 Motores Brushless

Roldán (2014) dice que este tipo de motores también es conocido como motor de corriente continua sin escobillas.

(Roldán Viloría, 2014, pág. 232) “Los motores brushless están constituidos por:

- Imanes de alta energía.
- Circuito magnético de hierro con su devanado.

- Captor para el control de fase, velocidad y posición. ”

Roldán (2014) habla sobre las ventajas y desventajas de este tipo de motores, nos dice que la principal desventaja de estos motores es el precio del motor y su variador, pero esta desventaja es mínima comparada con las múltiples ventajas que nos ofrece, los motores brushless con su respectivo variador tienen facilidad de control de velocidad, tienen fácil mantenimiento casi nulo ya que no cuenta con escobillas ni colector de delgas, tienen una gran disipación térmica lo que provoca que disminuya el tamaño del mismo, etc.



Figura 2.4. Motor Brushless. Motores utilizados en este tipo de aeronaves. Fuente Roldán (2014).

2.5.3.2 Variador

Roldán (2014) Describe al variador como un elemento electrónico que se lo utiliza para controlar la estabilidad del motor, es decir que es utilizado para controlar la velocidad de un motor.

2.5.3.3 Hélice

López (2012) del invento de los hermanos Wright y el túnel viento se crearon las hélices, estas buscaban convertir la mayor potencia del motor en un flujo de aire para generar una propulsión a la aeronave.



Figura 2.5. Hélice. Tipo de hélice utilizada en RPV's. Fuente López Crespo (2012).

2.5.4 Batería LIPO

Hernández (2013) Las baterías de litio-Polímero tienen semejanza en peso y su concentración de energía es de 5 a 12 veces a las baterías de Ni-Cd o Ni-MH. Este tipo de baterías son las más utilizadas en carro de modelismo por su incremento en su duración.

2.5.5 Transmisor y Receptor de RF

Para la transmisión de datos a larga distancia se utilizó los módulos inalámbricos XBEE Pro S2B, estos módulos se basan el protocolo Zigbee (Ingeniería MCI LTDA., 2010), dichos componentes cuentan con las siguientes características. (Digi International Inc., 2014):

- Para interiores cuentan con un alcance de 60m hasta 90m de distancia.
- Para exteriores con línea de vista directa transmiten desde 1500m hasta 3200m.
- Su potencia de transmisión es de 10mw (10dBm) hasta 63mw (18dBm).

Dentro de los parámetros de configuración del XBEE PRO S2B los más importantes son los siguientes:

Networking:

ID – PAN ID: Identificador de red.

Addressing:

Destination Address High: Dirección del mismo router.

Destination Address Low: Dirección del router destino.

Serial Interfacing:

Baud Rate: 19200

Parity: 0 – No Parity

Stop Bits: 0 – One Stop Bit

DIO7 Configuration: 1 – CTS Flow Control

DIO6 Configuration: 0 - Disable

Estas configuraciones de la interfaz serial deben de ser aplicada tanto en el transmisor como en el receptor.



Figura 2.6. XBee. Módulo de transmisión inalámbrico XBEE. Fuente Digi International Inc. (2014).

2.5.6 Transmisor – Receptor de video (TS58200 – RC805)

Estos módulos cuentan con 8 canales para la transmisión de video, estos canales están configurados en las siguientes frecuencias: Canal 1 – 5705 MHz, Canal 2 – 5685 MHz, Canal 3 – 5665 MHz, Canal 4 – 5845 MHz, Canal 5 – 5985 MHz, Canal 6 – 5905 MHz, Canal 7 – 5925 MHz, Canal 8 – 5945 MHz

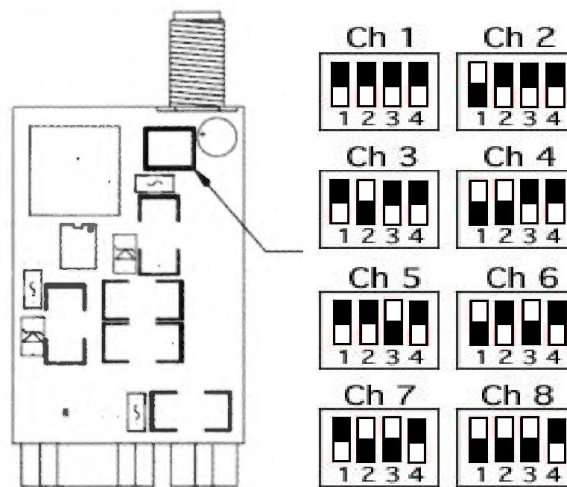


Figura 2.7. Canal de transmisión módulo TS58200. Configuración de canales del módulo de transmisión TS58200. Fuente Sierra rc (2012).

2.6 Bandas no licenciadas

Las bandas no licenciadas se deben de utilizar para aplicaciones industriales, científicas y médicas, y que los servicios que trabajan en estas bandas están obligados a aceptar interferencias en estos canales. (Senatel, 2012)

3. CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO

3.1. Antecedentes

Los RPV (Vehículo dirigido por control Remoto), cuentan con un número determinado de partes o piezas mínimas que son esenciales para su construcción como los motores, los variadores, la batería la circuitería electrónica y la estructura.

Al momento de plantear el diseño y construcción de un RPV tipo cuadricóptero, se debe de tener en cuenta el dimensionamiento de cada una de las piezas que conforman la parte mecánica y electrónica del mismo, para esto se parte de una estimación del peso que soportará o tendrá que sustentar la aeronave en vuelo teniendo en cuenta el peso que suman los accesorios adicionales que tendrá bien sea una cámara de grabación, un transmisor de video o una base para la cámara, etc. Ya que de esta información se procede a realizar el cálculo de la estructura, la batería, los motores y los variadores que llevará la aeronave.

A lo largo de este capítulo se detalla el proceso de selección de los elementos necesarios para la construcción de la aeronave.

3.2 Selección de componentes

3.2.1 Elementos del cuadricóptero

Los elementos necesarios para la construcción de un cuadricóptero se muestran en el siguiente diagrama:

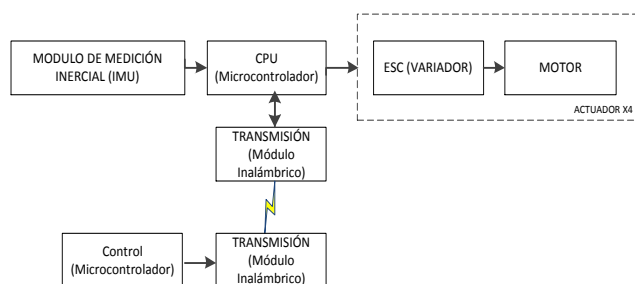


Figura 3.1. Diagrama de bloques de un cuadricóptero. Diagrama básico de distribución de elementos de un cuadricóptero.

Para cumplir con los objetivos del proyecto se debe implementar un sistema de transmisión de video en tiempo real, para esto se utilizó un transmisor de video TS58200 el cual cuenta con un peso de 25 gramos, además una cámara FPV que cuenta con un peso de 29 gramos, adicional se tiene una base de acrílico para la cámara la misma que cuenta con un mini servomotor para el movimiento angular de la cámara, todo esto cuenta con un peso aproximado de 80 gramos. Sumando un total de 134 gramos entre los accesorios, como se muestra en la Tabla 1.

Tabla 1

Detalle de los pesos de los accesorios de la aeronave

Descripción	Peso (gramos)
Transmisor TS58200	25
Cámara FPV	29
Soporte de cámara y mini servomotor	80
Peso Total	134

Nota: Peso en gramos de los elementos que conforman los accesorios adicionales de un cuadricóptero.

Cobra C2808/26 Motor Propeller Data									
Motor Wind 26-Turn Delta		Motor Kv 1130 RPM/Volt		No-Load Current I _o = 0.75 Amps @ 10v		Motor Resistance R _m = 0.075 Ohms		I Max 22 Amps	P Max (3S) 240 W
Outside Diameter 35.0 mm, 1.38 in.		Body Length 28.1 mm, 1.11 in.		Total Shaft Length 48.0 mm, 1.89 in.		Shaft Diameter 5.00 mm, 0.197 in.		Motor Weight 80.5 gm, 2.85 oz	
Prop Manf.	Prop Size	Input Voltage	Motor Amps	Watts Input	Prop RPM	Pitch Speed	Thrust Grams	Thrust Ounces	Thrust Eff. Grams/W
APC	8x4-E	11.1	10.14	112.5	10,196	38.6	665	23.46	5.91
APC	8x6-E	11.1	14.62	162.3	9,482	53.9	763	26.91	4.70
APC	8x8-E	11.1	18.79	208.6	8,824	66.8	680	23.99	3.26
APC	9x4.5-E	11.1	13.92	154.5	9,591	40.9	906	31.96	5.87
APC	9x6-E	11.1	15.96	177.1	9,264	52.6	901	31.78	5.09
APC	9x7.5-E	11.1	21.71	241.0	8,285	58.8	876	30.90	3.63
APC	10x5-E	11.1	18.74	208.0	8,807	41.7	1097	38.70	5.28
APC	10x6-E	11.1	20.14	223.6	8,566	48.7	1128	39.79	5.05
APC	10x7-E	11.1	22.34	247.9	8,145	54.0	1148	40.49	4.63
APC	11x5.5-E	11.1	23.63	262.3	7,909	41.2	1317	46.46	5.02
Prop Manf.	Prop Size	Input Voltage	Motor Amps	Watts Input	Prop RPM	Pitch Speed	Thrust Grams	Thrust Ounces	Thrust Eff. Grams/W
APC	7x4-E	14.8	10.91	161.5	13,762	52.1	783	27.62	4.85
APC	7x5-E	14.8	13.95	206.4	13,216	62.6	799	28.18	3.87
APC	7x6-E	14.8	14.62	216.4	13,085	74.3	868	30.62	4.01
APC	8x4-E	14.8	16.22	240.0	12,806	48.5	1074	37.88	4.48
APC	8x6-E	14.8	23.09	341.8	11,562	65.7	1162	40.99	3.40
APC	9x4.5-E	14.8	21.87	323.7	11,770	50.2	1433	50.55	4.43

Figura 3.2. Especificaciones del motor según la hélice. Diferentes características del motor cobra hélices APC. Fuente INNOV8TIVEDESIGNS (2005).

Teniendo como dato de partida el peso de los accesorios y una estimación del peso total de la estructura se procede a elegir los motores, para este proyecto se seleccionó motores brushless Cobra 2808 / 24, que tiene las mismas prestaciones que el Cobra 2808 / 26.

Como podemos observar en la figura 3.2 el motor Cobra 2808 / 24 con una batería de 4 celdas (14.8 voltios) y hélice APC 9 x 4.5 tiene una fuerza de empuje de 1433 gramos al 100% de su capacidad.

Realizando una relación con el peso de los accesorios calculados anteriormente tenemos la siguiente tabla.

Tabla 2

Porcentaje de rendimiento según fuerza de empuje

Descripción	Porcentaje de rendimiento del motor
1433 gramos fuerza	100 %
134 gramos fuerza (accesorios)	9.35 %

Nota: Rendimiento del motor según fuerza de empuje aplicada para hélice APC 9 x 4.5.

Analizando los resultados de la tabla 2 un motor solo necesita un 10 % de su rendimiento total para sustentar los accesorios del cuadricoptero quedando un 90 % de su rendimiento para la sustentación de la aeronave, pero teniendo en cuenta que se trata de un sistema de 4 motores este porcentaje se reduce a un 2.5 % por motor. Con lo que se incrementa el porcentaje de rendimiento útil a un 97.5 % para la sustentación de la aeronave.

Los variadores que se emplearon son Turnigy Plush – 40A que puede dar una corriente constante de hasta 40A y una corriente pico hasta 55A, trabaja con baterías tipo LIPO de 2 a 6 celdas, este variador cuenta con una salida de voltaje adicional de 5v a 3A. Dado que el variador puede soportar diferentes tipos de baterías LIPO se optó por una batería LIPO de 4 celdas con una capacidad de 4000 mAh con un voltaje de 14.8V. En la figura 3.3 se muestra el diagrama de conexiones eléctricas y la distribución de la carga de la batería.

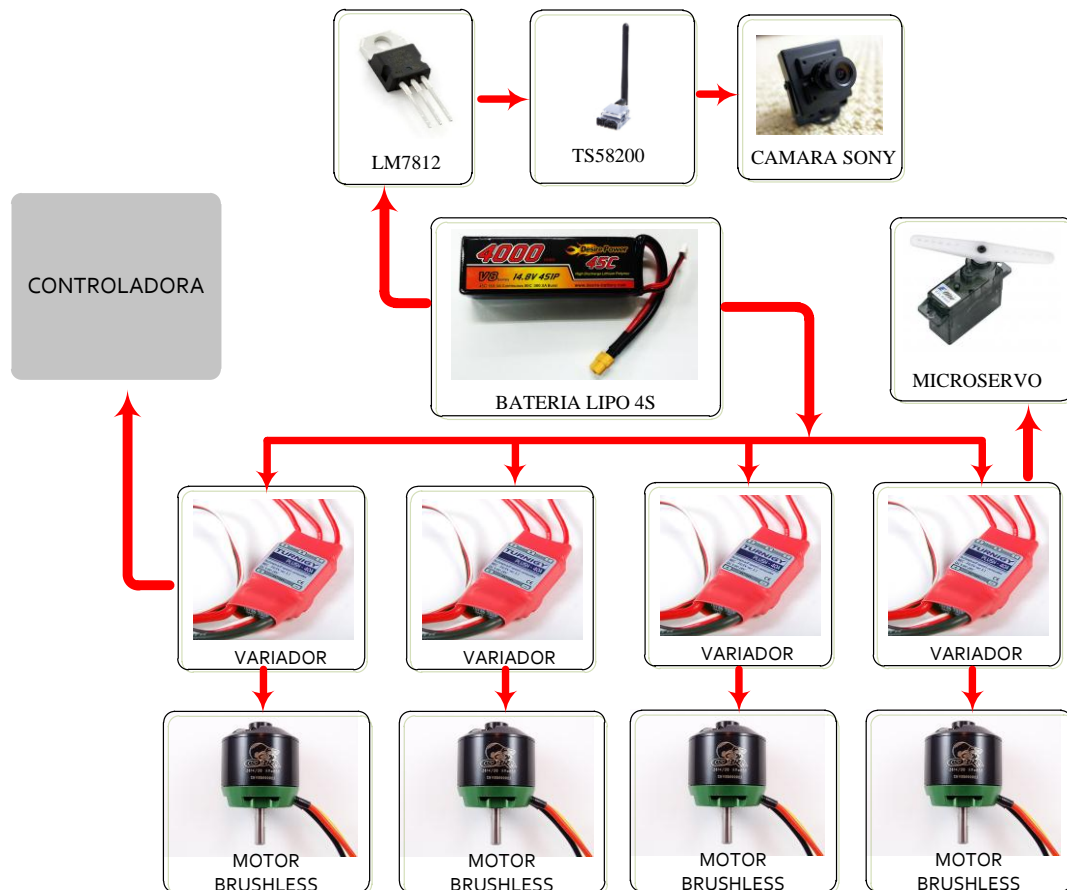


Figura 3.3. Diagrama de conexiones eléctricas. Diagrama de distribución eléctrica de elementos utilizados por el cuadricóptero.

3.2.2 Módulos de transmisión inalámbrica

Los módulos trabajan en las bandas ICM de (2400 - 2500 MHz) y (5725-5875 MHz), la primera banda de frecuencia para la transmisión de datos entre los equipos XBEE, la segunda banda de frecuencia para la transmisión y recepción de video con los equipos TS58200 y RC805.

3.2.3 Microcontrolador Atmega 328p

Basado en las características que nos dan Atmel Corporation (2012) & Atmel Corporation (2010), se muestra una tabla comparativa de los microcontroladores ATmega 328 y ATmega 16 utilizados en el proyecto.

Tabla 3*Comparación Atmega328p y Atmega16*

Descripción	Atmega 328p	Atmega 16
Flash Program memory	32 Kbytes	16 Kbytes
EEPROM	1 Kbytes	512 Bytes
PWM	6	4
Número de Pines	28	40
10-bit ADC	8 Canales	8 Canales
Programmable Serial USART	Si	Si

Nota: Comparación de microcontroladores utilizados en el proyecto según sus características principales. Fuente Atmel Corporation (2012) & Atmel Corporation (2010).

3.3 Diseño y construcción de la aeronave

3.3.1 Construcción de PCB

Para la construcción de la controladora de vuelo se necesitaron los siguientes elementos:

Tabla 4*Elementos de la controladora de vuelo*

Elemento	Cantidad
Borneras	2
Diodo Led	3
Resistencia 100 ohm	3
Xbee Pros S2B con placa adaptadora	2
Diodo Zener 11v, Resistencia 1kohm, Lm7812, Pulsante, Espadines Macho (Hilera)	1 c/u
IMU 10DOF, Atmega 328p, Cristal 8Mhz	3 c/u

Nota: Elementos necesarios para construir la controladora de vuelo para este proyecto.

Se diseñó la placa en el programa Proteus Versión 8, dicha placa fue desarrollada con el fin de controlar la velocidad de los motores brushless, adquirir los

datos de la unidad de medición Inercial (IMU) y poder transmitir todos los datos por medio de los XBEE de manera inalámbrica hacia el computador.

A continuación se presenta una vista en 3D de la controladora, diagrama de los elementos de entrada y salida y un diagrama de las conexiones.

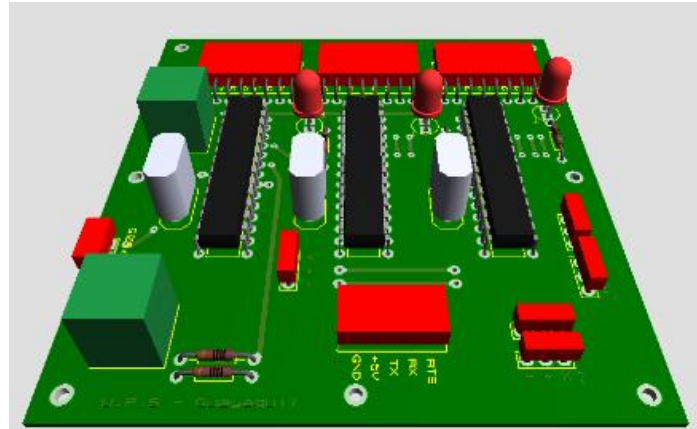


Figura 3.4. 3D de la placa controladora. Vista 3D superior de placa controladora realizada en programa Proteus.

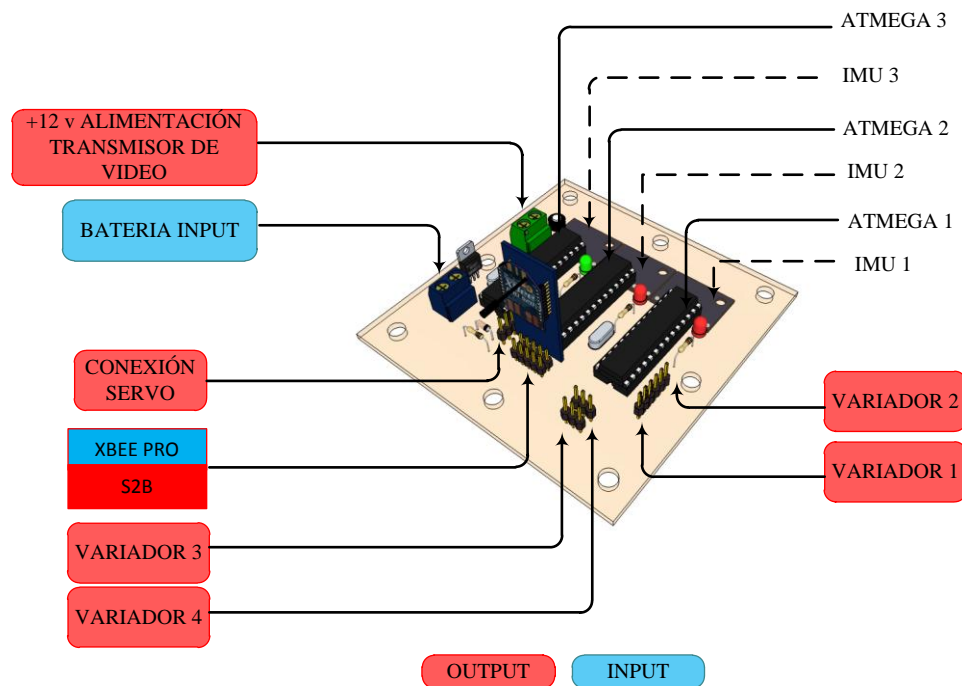


Figura 3.5. Diagrama de los elementos de entrada y salida. Elementos que se conectan a placa controladora.

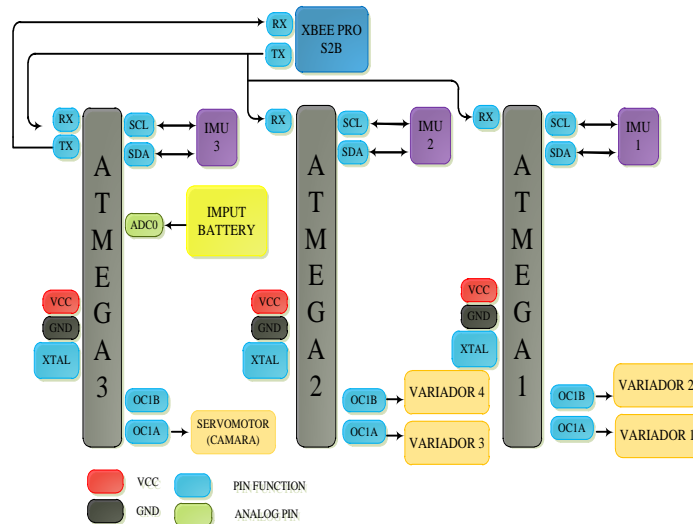


Figura 3.6. Diagrama de conexiones. Diagrama de puertos utilizados en cada microcontrolador de placa controladora.

3.3.2 Construcción de las estructura

Se construyeron dos estructuras, la primera para desarrollar y probar el algoritmo de control que se muestra en el siguiente capítulo.

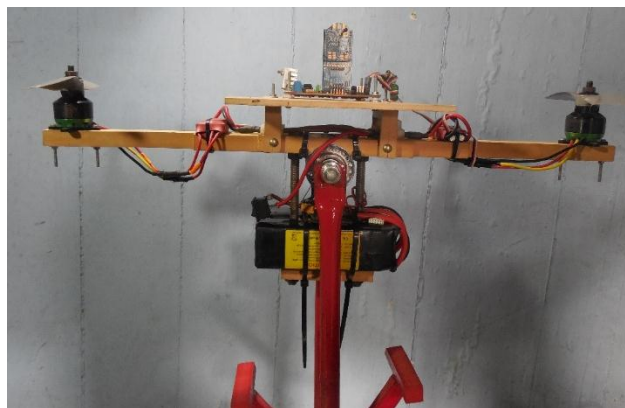


Figura 3.7. Estructura tipo Balancín. Estructura de un eje donde se realizó pruebas de sistema de control basado en lógica difusa.

Esta estructura tipo balancín está conformada por un poste vertical que en su extremo superior tiene acoplado un buje, el mismo que está conectado a una viga horizontal de madera de 550x40x15 mm (largo, ancho, espesor).

En la segunda estructura de forma cruciforme se realizó el montaje final, en la figura 3.8 se detalla las medidas y en la tabla 5 los pesos de la aeronave.

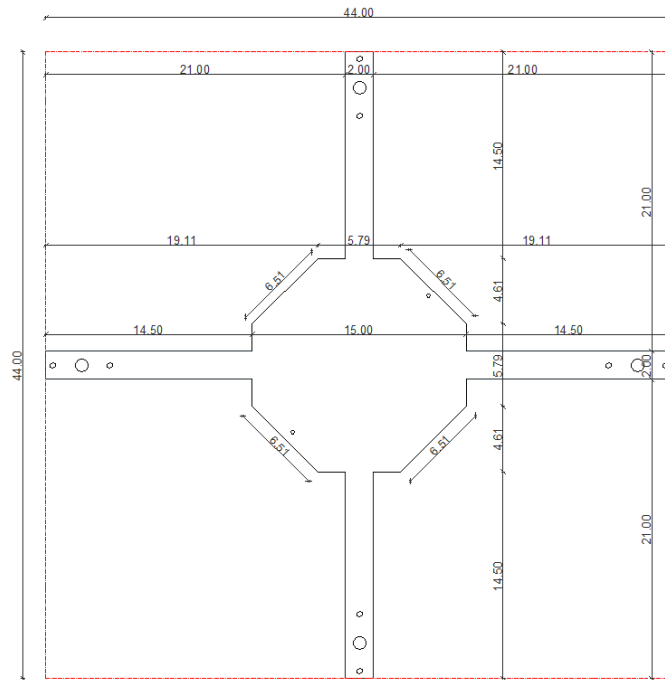


Figura 3.8. Plano de estructura. Medidas en centímetros de estructura del cuadricóptero.

La estructura se realizó con madera MDF de 15mm de grosor, la ventaja de esta madera MDF es que no tiene vetas así que se puede cortar en cualquier dirección.

Tabla 5

Tabla de pesos de elementos

Elementos	Peso (gf)	Cantidad	Total (gf)
Batería	400	1	400
Transmisor + Cámara + soporte con mini Servo	34	1	134
Placa	43	1	43
Motor Cobra + Hélice	120	4	480
Variador	46	4	184
Soportes	24	4	96
Estructura + Pernos	344	1	344
TOTAL			1681

Nota: Peso en gramos de cada una de los elementos acopados a la estructura del cuadricóptero.

Luego de la elaboración de la estructura en madera MDF se procedió a construir el sistema de soporte para el aterrizaje del cuadricóptero, se utilizó madera MDF de 15mm, en la siguiente imagen se muestra las dimensiones en centímetros con las cuales fueron construidos estos soportes.

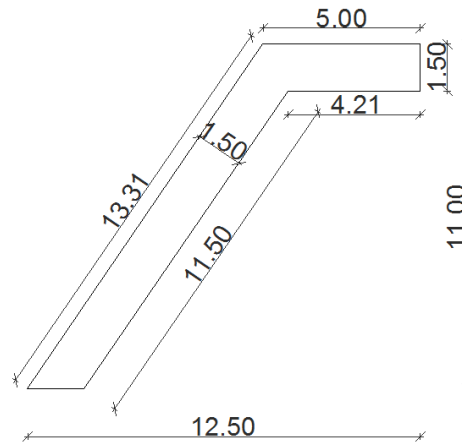


Figura 3.9. Soporte para estructura. Plano para soporte de estructura del cuadricóptero con medidas en centímetros.

Este tipo de soporte se colocó en el inicio y en el final de cada eje, de esta manera se tuvo un sistema de amortiguación más rígido para el aterrizaje del cuadricóptero. Para acoplar estos soportes a la estructura se utilizó 2 pernos, 4 arandelas planas y dos tuercas en cada extremo de la estructura, como se muestra en la siguiente imagen.

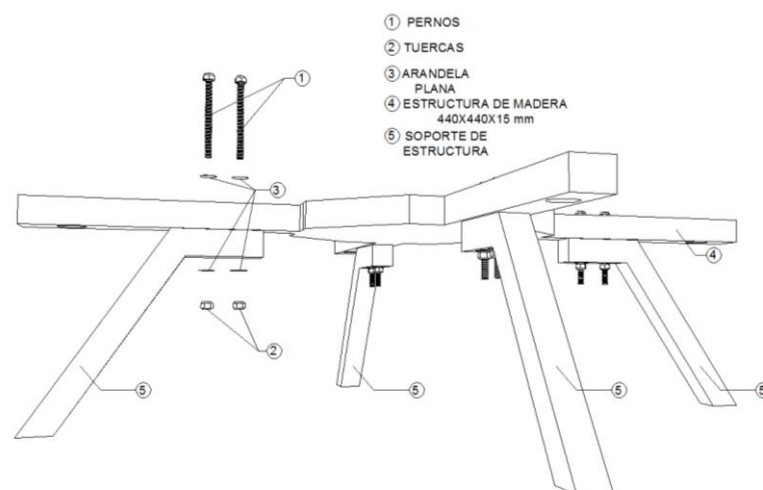


Figura 3.10. Acoplamiento de soporte. Sujeción de soporte a la estructura mediante pernos, tuercas y arandela plana.

Para la sujeción de los motores y la placa de control a la estructura se utilizó pernos con su respectiva tuerca y arandela, como se muestra en las figuras 3.11 y 3.12.

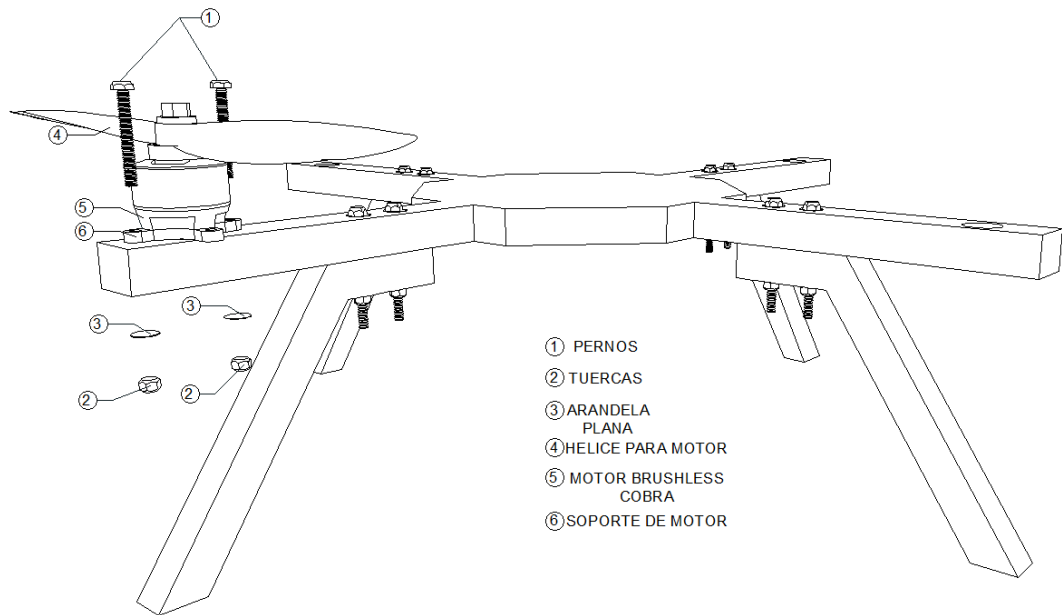


Figura 3.11. Acoplamiento de motor. Sujeción de motor a la estructura mediante pernos, tuercas y arandela plana.

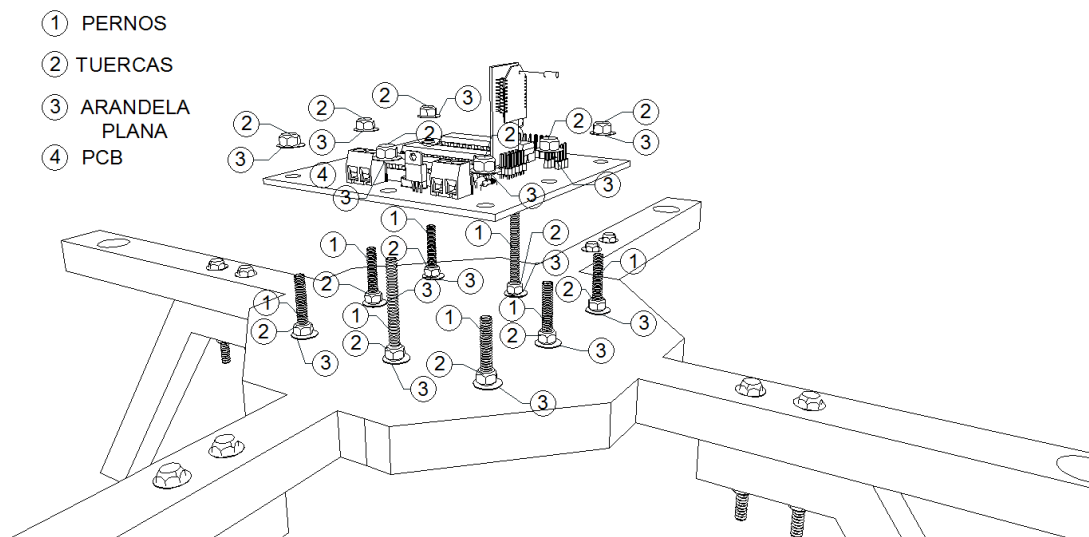


Figura 3.12. Acoplamiento de placa. Sujeción de placa controladora a la estructura mediante pernos, tuercas y arandela plana.

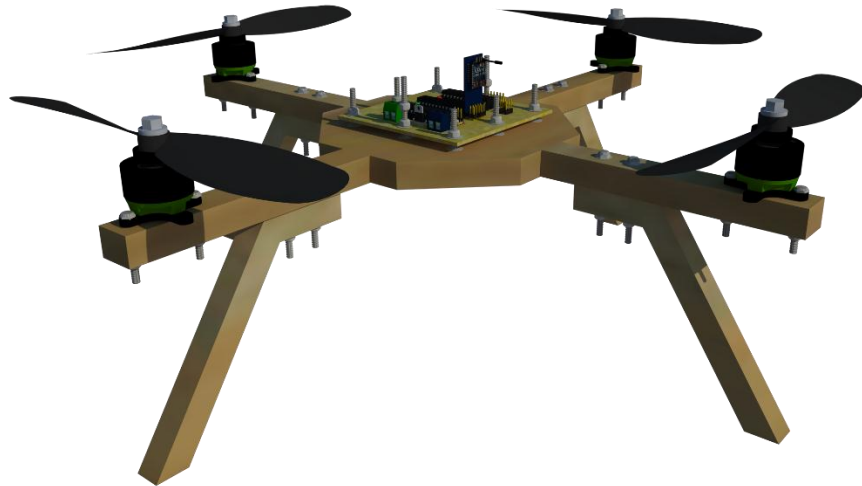


Figura 3.13. Vista isométrica de acoplamiento de motores y placa. Vista 3D de sujeción de motores y placas a la estructura.

3.3.3 Acoplamiento de la cámara de video

Para el acoplamiento de la cámara a la estructura se construyeron 3 piezas en acrílico negro de 3 mm de grosor, dos piezas en forma de “L” invertida y la última pieza en forma de “U” con un orificio para insertar el micro servo, como se muestra en la imagen siguiente:

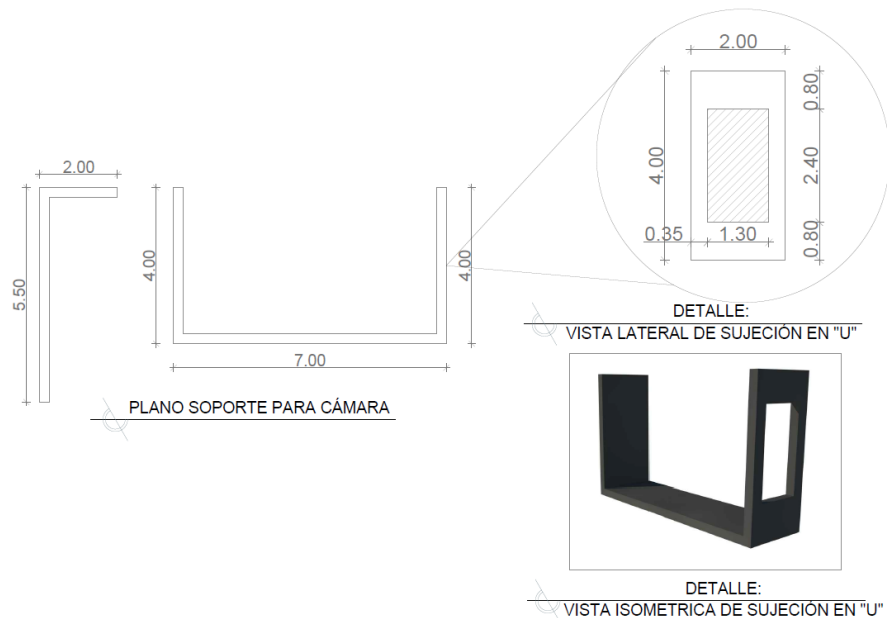


Figura 3.14. Plano de piezas para sujeción cámara. Vista frontal y lateral de piezas para sujeción de cámara a la estructura.

Luego de la construcción de las piezas se procedió al acoplamiento de las mismas como se observa en figura 3.15.

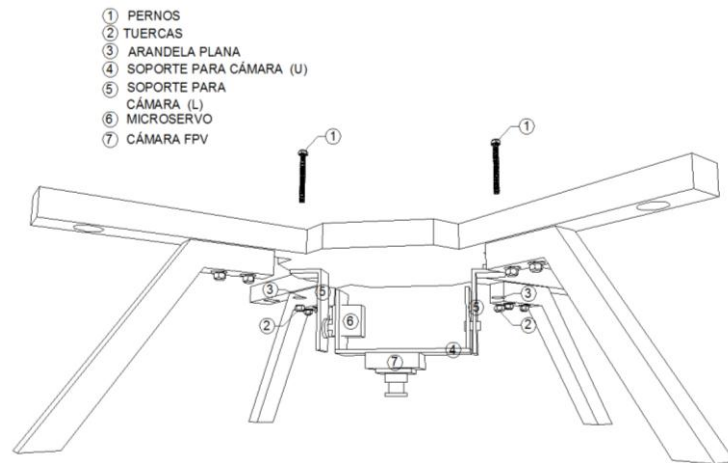


Figura 3.15. Acoplamiento de cámara. Sujeción de soporte de cámara a la estructura.

El micro servo permite que la cámara pueda girar un ángulo de 90°, como se muestra en las siguientes imágenes.

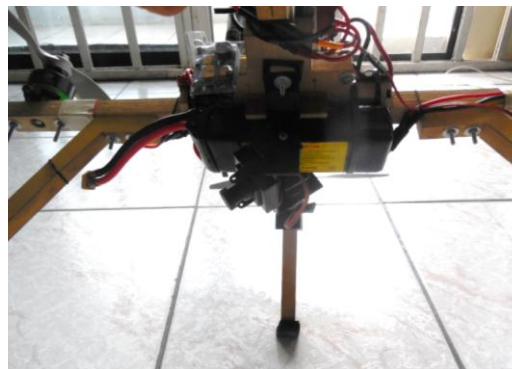


Figura 3.16. Cámara a 45°. Posición de cámara a un ángulo de 45° con respecto a la estructura.



Figura 3.17. Cámara a 135°. Posición de cámara a un ángulo de 135° con respecto a la estructura.

4. DISEÑO DEL ALGORITMO DE CONTROL

4.1 Antecedentes

Un cuadricóptero está formado principalmente por una estructura cruciforme y en el final de cada eje cuenta con un rotor.

En un cuadricóptero si se quiere tener una reacción equilibrada y estable Genta (2012) es necesario que dos motores giren en sentido horario (Motores 1 y 3) y los otros dos motores giren en sentido anti horario (Motores 2 y 4) como se muestra en la Figura 4.1.

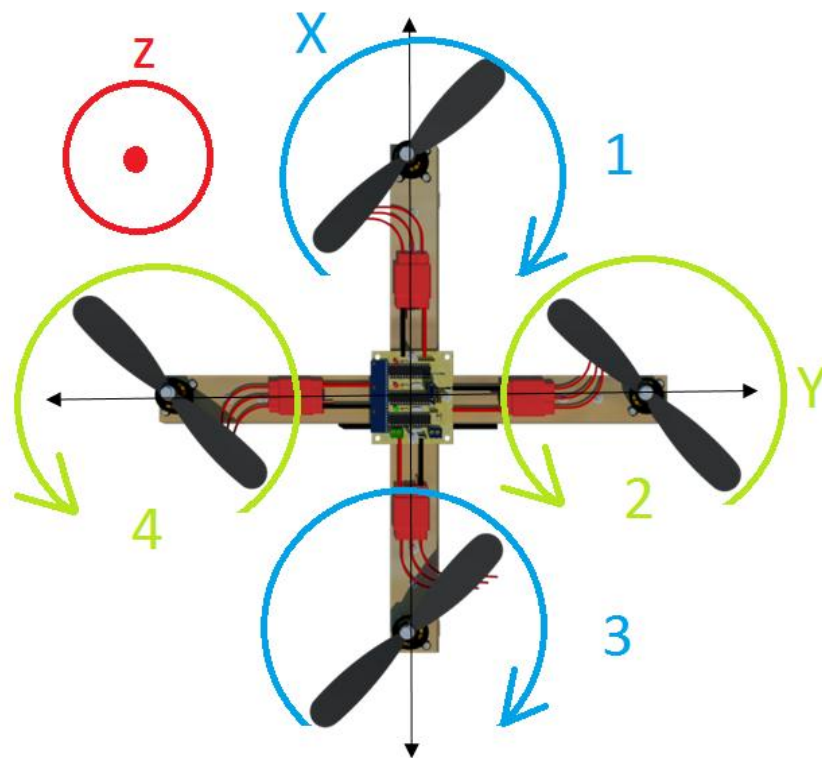


Figura 4.1: Distribución motores. Sentido de giro de motores de un cuadricóptero. Fuente Barroso (2014).

Para conseguir el desplazamiento de la aeronave es necesario la rotación sobre los ejes X, Y, Z. Genta (2012) Nos dice que esto se consigue con diferentes combinaciones de aumento o reducción de la aceleración en los cuatro motores como se muestra en la figura 4.2.

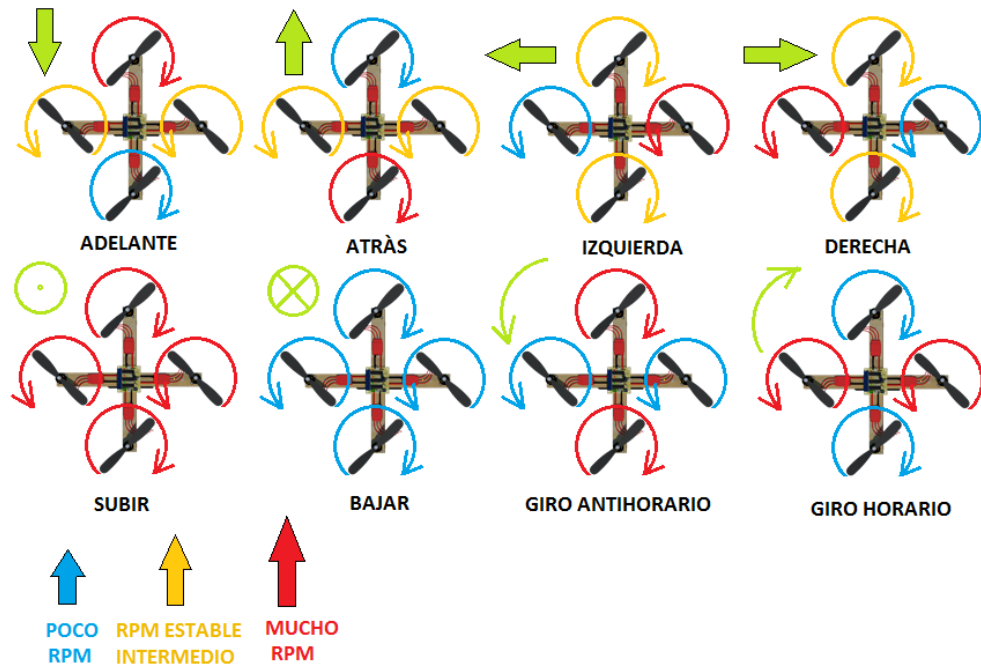


Figura 4.2. Combinaciones de aceleración de la aeronave. Configuración de velocidad de motores para desplazamiento de aeronave en los ejes X, Y, Z. Fuente Barroso (2014).

4.2 Análisis del sistema

Un cuadricóptero es un sistema que está formado por dos ejes con dos motores en los extremos de cada uno, en este proyecto se procedió a dividir el sistema en dos ejes de control independiente como se muestra en la figura 4.3.

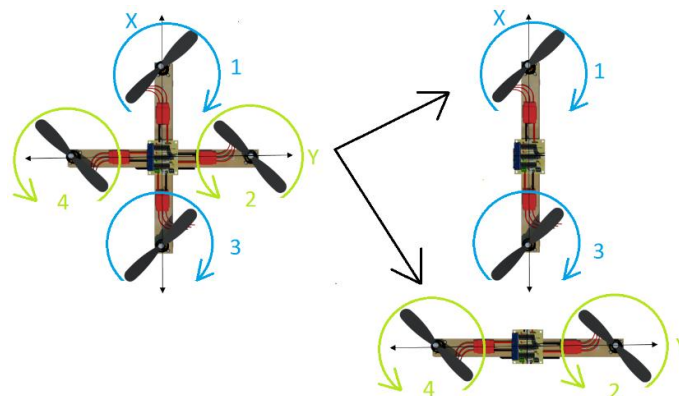


Figura 4.3. División del sistema cuadricóptero. Sistema dividido en ejes (X, Y) de esta forma se manejó 2 sistemas de control independientes.

Una vez dividido en dos subsistemas, se procedió a construir una estructura tipo balancín para el desarrollo y prueba del algoritmo de control el cual será replicado en los dos ejes.

4.3 Variables del Sistema

La velocidad de los motores se controló mediante la modulación por ancho de pulso (PWM) usando el generador de señal integrado en el microcontrolador Atmega328p, y como actuador el conjunto conformado por el Variador – Motor.

En la figura 4.5 y figura 4.6 se muestran los elementos básicos que conforman el sistema de control.

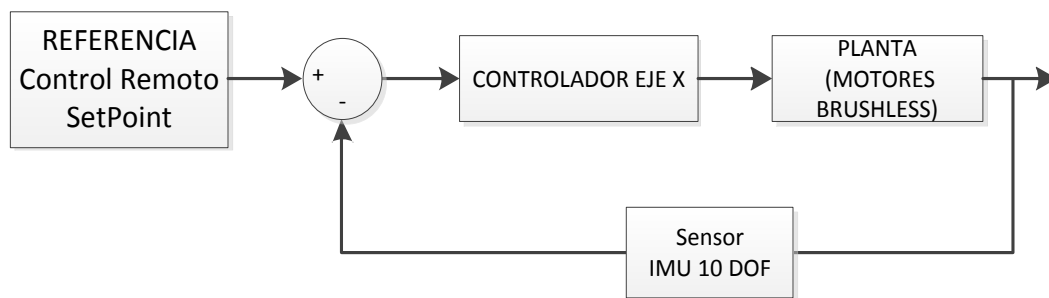


Figura 4.4. Diagrama de bloques eje X. Representación gráfica del funcionamiento interno del sistema de control del eje X

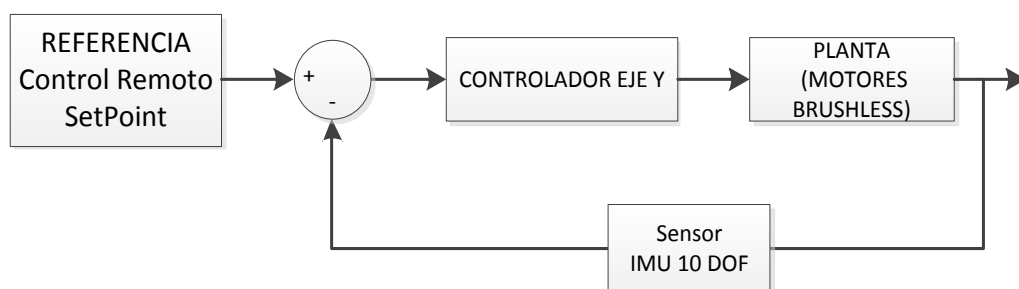


Figura 4.5. Diagrama de bloques eje Y. Representación gráfica del funcionamiento interno del sistema de control del eje Y.

El sistema consta del bloque controlador, la planta, el bloque IMU (sensor que realimenta el sistema) y el control remoto o setpoint (referencia).

Las variables de entrada y salida del sistema son las siguientes:

Ángulo de inclinación eje X, Y ($\theta_{incX} - \theta_{incY}$): Ángulo que toma la aeronave sobre los ejes X, Y. A través del cambio de esta medida que va desde los -50° hasta los 50° , que corresponden a los rangos máximos controlados planteado por los autores, se consigue la variación del PWM.

Velocidad angular del giroscopio eje X, Y, Z ($\omega_{GX} - \omega_{GY} - \omega_{GZ}$): Velocidad angular ejercida por las perturbaciones propias del sistema sobre los ejes (X, Y, Z). El cambio de esta medida comprende entre ($-2000^\circ/s$ a $2000^\circ/s$) para ($\omega_{GX} - \omega_{GY}$) y ($-1000^\circ/s$ a $1000^\circ/s$) para (ω_{GZ}). Con la variación de esta medida se consigue la variación del PWM.

Motor 1, 2, 3, 4 (M1 – M2 – M3 – M4): Corresponde al dato PWM adimensional que entrega el controlador el cual alimentará la planta (cuadricóptero) que a su vez retroalimentará al sistema mediante la utilización del bloque sensor IMU.

A continuación en la tabla se detallan las variables del sistema.

Tabla 6

Variables de entrada y salida del bloque de control

Entradas	Rango
$\theta_{incX} - \theta_{incY}$	50° a -50°
$\omega_{GX} - \omega_{GY}$	$2000^\circ/seg$ a $-2000^\circ/seg$
ω_{GZ}	$1000^\circ/seg$ a $-1000^\circ/seg$
Salida	Rango
M1, M3	-17 a 17
M2, M4	-17 a 17

Nota: Las variables de entrada serán las inclinaciones de la aeronave, las velocidades angulares en los ejes X, Y, Z y las variables de salida la velocidad de los motores de cada eje.

Los rangos de las variables son datos experimentales que se obtuvieron previo el desarrollo del algoritmo de control en la estructura tipo balancín como se muestra en la figura 4.6.

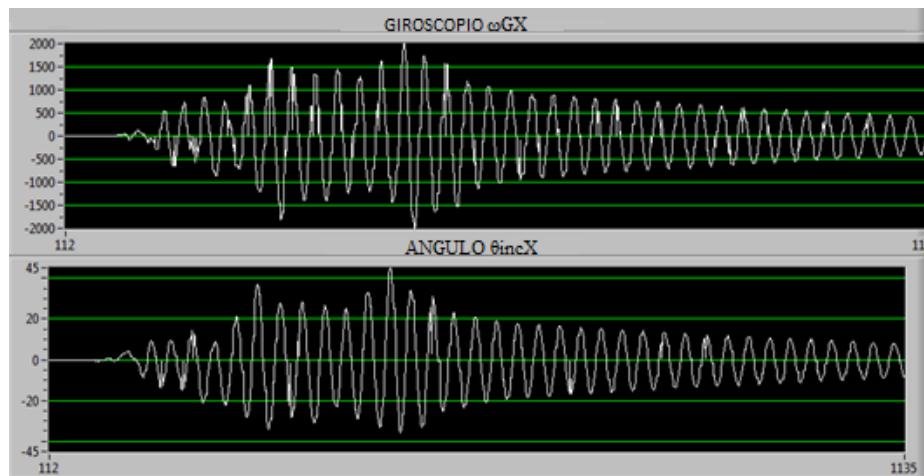


Figura 4.6. Datos de las variables de entrada ω_{GX} , θ_{incX} . Las variables de entrada velocidad angular eje X (ω_{GX}) e inclinación (θ_{incX}) del sistema sin controlador obtenido de la estructura tipo balancín.

4.4 Diseño del controlador

Analizando el controlador de cada sistema contamos con tres entradas y dos salidas para cada uno como se observa en la figura 4.8 y en la figura 4.9.

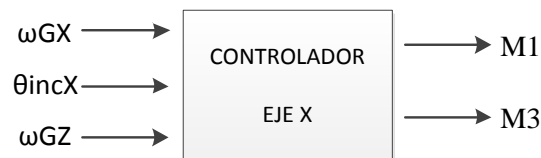


Figura 4.7. Controlador para el eje X. Diagrama de bloque de variables de entrada para el controlador del eje X.



Figura 4.8. Controlador para el eje Y. Diagrama de bloque de variables de entrada para el controlador del eje X.

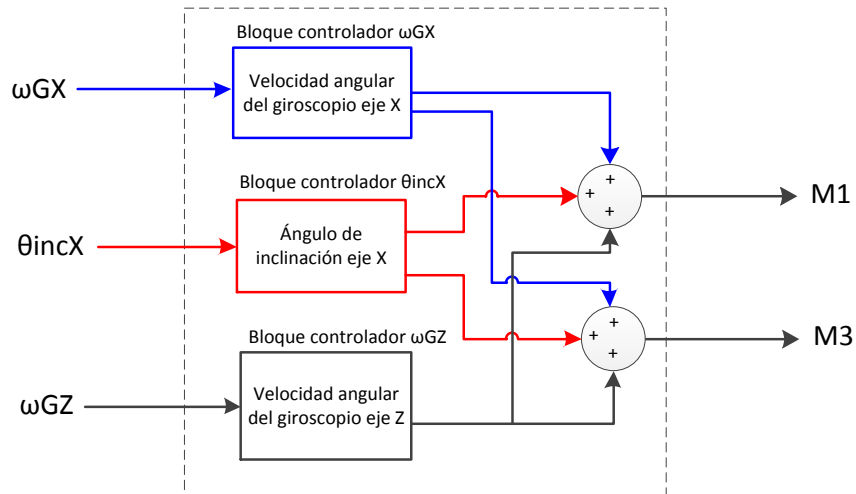


Figura 4.9. Esquema del controlador eje X. Diagrama de bloques de variables de entrada y bloques de control del eje X.

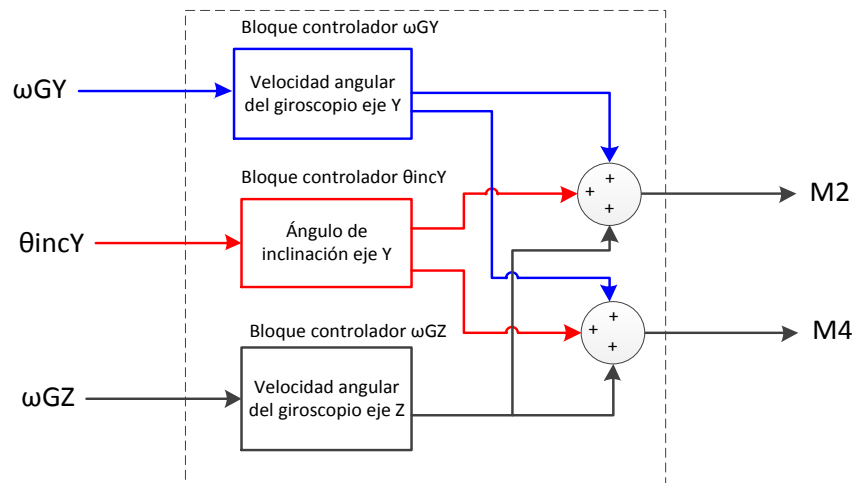


Figura 4.10. Esquema del controlador eje Y. Diagrama de bloques de variables de entrada y bloques de control del eje Y.

En este tipo de casos se dice que es un sistema multi variables lo cual conlleva desarrollar un controlador que manipule simultáneamente todas las variables cuando no se encuentran en sus respectivos setpoint. Para este caso se propuso la siguiente relación de lazos de control como se muestra en figura 4.10 y 4.11.

De esta forma la resolución del problema de control multi variables se reduce a tres lazos de control independiente.

Una vez definidos los tres sub-bloques e identificadas las variables de entrada y de control se determinaron los conjuntos difusos (Fuzificación), es decir se determinan valores lingüísticos y funciones de pertenencia. Las funciones de membresía usadas en este proyecto fueron la función Saturación Derecha, Saturación Izquierda y Triangular, ya que tienen la ventaja de poder ser fácilmente implementadas en lenguaje C de microcontrolador debido a que solo necesitan dos o tres parámetros para detallarlas, como se muestra en la figura 4.12.

En la figura 4.13 se muestra la descripción matemática de la función triangular, saturación derecha y saturación izquierda. Todas estas funciones matemáticas serán implementadas en el micro controlador para el cálculo del grado de pertenencia de cada variable difusa y posteriormente en la Desfuzificación proporcionar una salida real de cada controlador hacia el sistema, esta se desarrolló utilizando el método del centroide (centro de masas) el cual está gobernado por la siguiente ecuación.

$$Centroide = \frac{\sum_k \alpha_k^* S_k}{\sum_k \alpha_k^*}$$

Donde:

x : Es la variable de salida.

$\mu(x)$: Es el grado de pertenencia de la función de membresía.

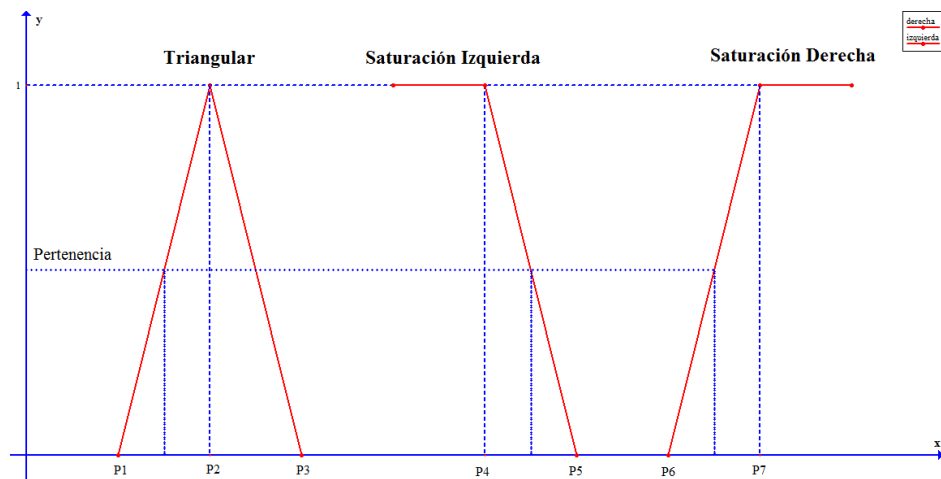


Figura 4.11. Funciones de membresía. Funciones triangular, saturación derecha e izquierda utilizadas en la lógica difusa. Fuente Ponce Cruz, Inteligencia Artificial con aplicaciones a la ingeniería (2010).

Triangular	Saturación Izquierda	Saturación Derecha
$f(x) = \begin{cases} x \leq P1 \rightarrow & 0 \\ P1 < x \leq P2 \rightarrow & \frac{x - P1}{P2 - P1} \\ P2 < x < P3 \rightarrow & \frac{P3 - x}{P3 - P2} \\ x \geq P3 \rightarrow & 0 \end{cases}$	$f(x) = \begin{cases} x \leq P4 \rightarrow & 1 \\ P4 < x < P5 \rightarrow & \frac{P5 - x}{P5 - P4} \\ x \geq P5 \rightarrow & 0 \end{cases}$	$f(x) = \begin{cases} x \leq P6 \rightarrow & 0 \\ P6 < x < P7 \rightarrow & \frac{x - P6}{P7 - P6} \\ x \geq P7 \rightarrow & 1 \end{cases}$

Figura 4.12 Fórmulas matemáticas de funciones de membresía. Descripción de las funciones matemáticas de las funciones triangular, saturación derecha y saturación izquierada. Fuente Ponce Cruz, Inteligencia Artificial con aplicaciones a la ingeniería (2010).

4.4.1 Bloque controlador ωGX (velocidad angular del giroscopio eje X)

El bloque controlador ωGX representa un sistema SIMO (una entrada múltiples salidas), como se muestra en la siguiente figura.

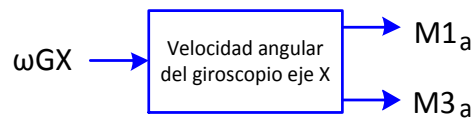


Figura 4.13. Bloque controlador ωGX . Bloque de control de la velocidad angular del eje X (ωGX)

Las funciones de membresía y sus variables lingüísticas se detallan a continuación:

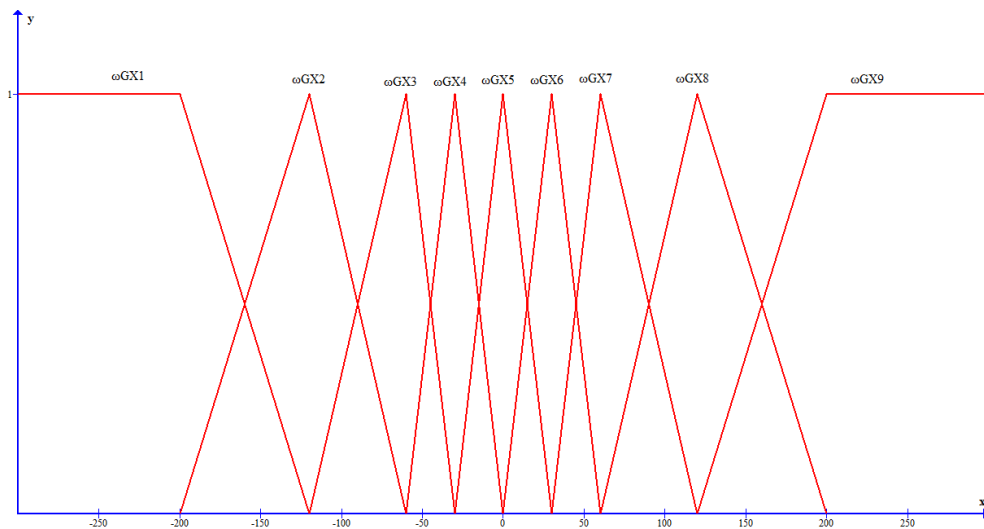


Figura 4.14. Función de membresía ωGX . Función de membresía para velocidad angular del eje X.

Tabla 7

Variables lingüística de ωGX

Variable	Descripción	Valor (°/s)
$\omega GX1$	Velocidad angular medida por el giroscopio extra negativa	-200
$\omega GX2$	Velocidad angular medida por el giroscopio muy negativa	-120
$\omega GX3$	Velocidad angular medida por el giroscopio media negativa	-60
$\omega GX4$	Velocidad angular medida por el giroscopio poca negativa	-30
$\omega GX5$	Velocidad angular medida por el giroscopio cero	0
$\omega GX6$	Velocidad angular medida por el giroscopio poca positiva	30
$\omega GX7$	Velocidad angular medida por el giroscopio media positiva	60
$\omega GX8$	Velocidad angular medida por el giroscopio muy positiva	120
$\omega GX9$	Velocidad angular medida por el giroscopio extra positiva.	200

Nota: Representación lingüística de acuerdo a una caracterización Fuzzy dada.

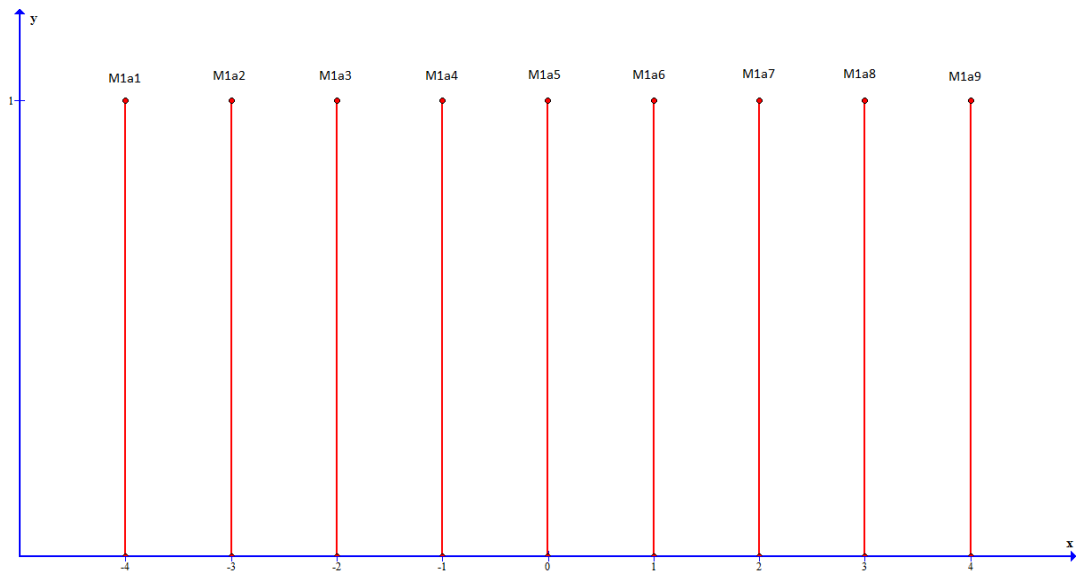


Figura 4.15. Función de membresía M1a. Variable de salida con nueve términos lingüísticos definidos por función de membresía.

Tabla 8*Variables lingüística de M1a*

Variable	Descripción	Valor
M1a1	Dato PWM alto negativo.	-4
M1a2	Dato PWM medio negativo.	-3
M1a3	Dato PWM bajo negativo.	-2
M1a4	Dato PWM muy bajo negativo.	-1
M1a5	Dato PWM cero.	0
M1a6	Dato PWM muy bajo positivo.	1
M1a7	Dato PWM bajo positivo.	2
M1a8	Dato PWM medio positivo.	3
M1a9	Dato PWM alto positivo.	4

Nota: Variable de salida con términos lingüísticos definidos por función de membresía

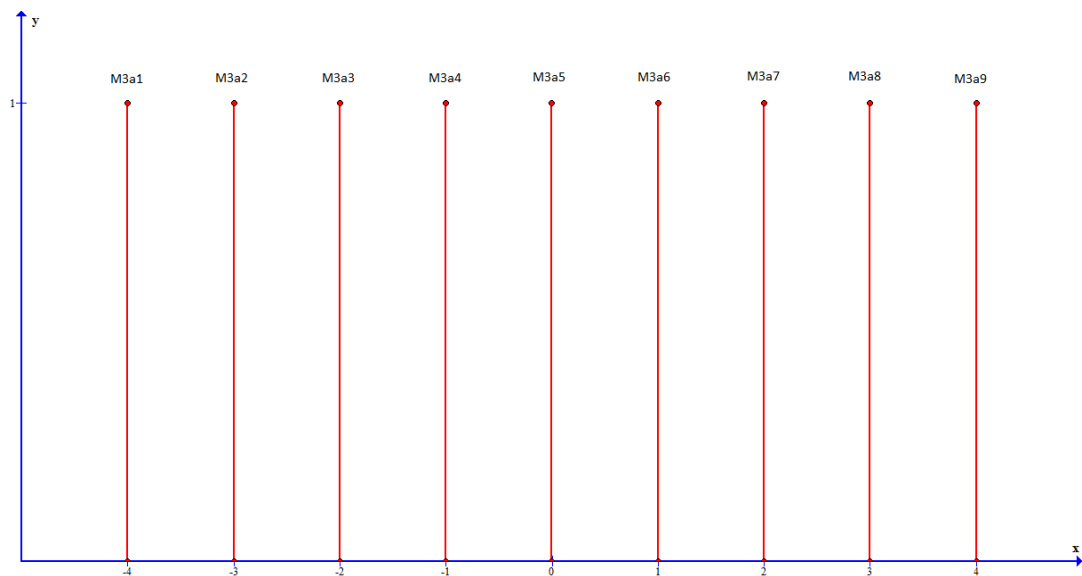


Figura 4.16. Función de membresía M3a. Variable de salida con nueve términos lingüísticos definidos por función de membresía.

Tabla 9

Variables lingüística de M3a

Variable	Descripción	Valor
M3a1	Dato PWM alto negativo.	-4
M3a2	Dato PWM medio negativo.	-3
M3a3	Dato PWM bajo negativo.	-2
M3a4	Dato PWM muy bajo negativo.	-1
M3a5	Dato PWM cero.	0
M3a6	Dato PWM muy bajo positivo.	1
M3a7	Dato PWM bajo positivo.	2
M3a8	Dato PWM medio positivo.	3
M3a9	Dato PWM alto positivo.	4

Nota: Variable de salida con términos lingüísticos definidos por función de membresía

Tabla 10*Reglas Difusas Controlador ωGX*

Si $\omega GX = \omega GX1$ Entonces $M1a = M1a1 \wedge M3a = M3a9$
Si $\omega GX = \omega GX2$ Entonces $M1a = M1a2 \wedge M3a = M3a8$
Si $\omega GX = \omega GX3$ Entonces $M1a = M1a3 \wedge M3a = M3a7$
Si $\omega GX = \omega GX4$ Entonces $M1a = M1a4 \wedge M3a = M3a6$
Si $\omega GX = \omega GX5$ Entonces $M1a = M1a5 \wedge M3a = M3a5$
Si $\omega GX = \omega GX6$ Entonces $M1a = M1a6 \wedge M3a = M3a4$
Si $\omega GX = \omega GX7$ Entonces $M1a = M1a7 \wedge M3a = M3a3$
Si $\omega GX = \omega GX8$ Entonces $M1a = M1a8 \wedge M3a = M3a2$
Si $\omega GX = \omega GX9$ Entonces $M1a = M1a9 \wedge M3a = M3a1$

Nota: Base de reglas de conocimiento del bloque ωGX .

Las reglas de control tienen la forma:

Si Antecedente Entonces Consecuente

Previo a la desfuzificación el algoritmo de control debe de realizar la evaluación de las reglas difusas y determinar el grado de pertenencia en la función de membresía ω_{GX} (velocidad angular medida por el giroscopio del eje X). Esto se realiza con las ecuaciones de la figura 4.13.

A continuación se muestra el diagrama de flujo para el proceso de evaluación de las reglas difusas.

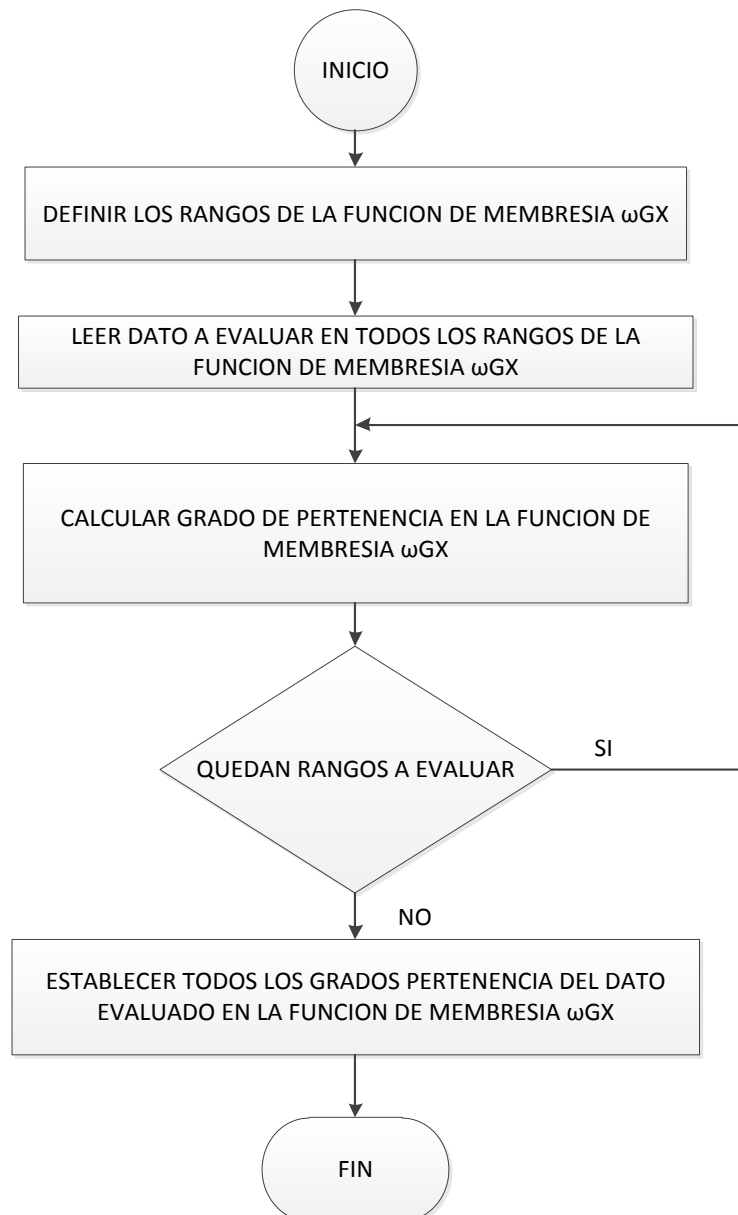


Figura 4.17. Evaluación de las reglas difusas ω_{GX} . Diagrama de flujo del Funcionamiento del proceso de evaluación de las reglas del controlador ω_{GX} .

Una vez obtenidos los grados de pertenencia de la variable evaluada en la función de membresía ω_{GX} se procede a realizar el proceso de Desfuzificación con el método del centroide (centro de masas) como se muestra en el diagrama siguiente.

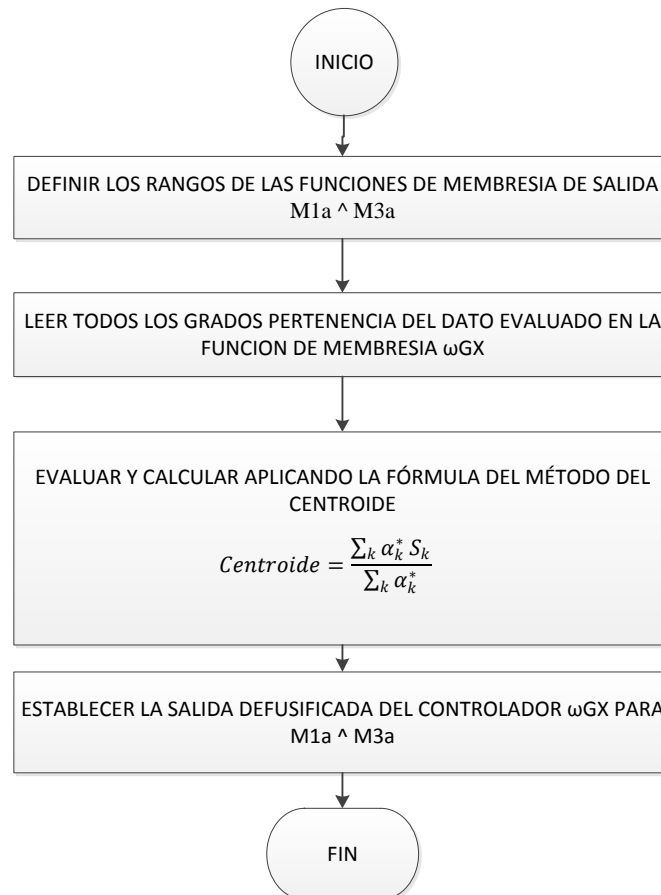


Figura 4.18. Diagrama de flujo de la Desfuzificación controlador ω_{GX} . Funcionamiento del proceso de desfuzificación del controlador ω_{GX} .

4.4.2 Bloque controlador θ_{incX} (ángulo de inclinación eje X)

El bloque controlador θ_{incX} representa un sistema SIMO como se muestra en la siguiente figura.

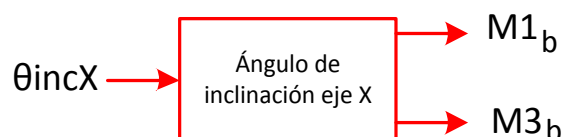


Figura 4.19. Bloque controlador θ_{incX} . Bloque de control de la inclinación del eje X (θ_{incX}).

Las funciones de membresía y sus variables lingüísticas se detallan a continuación:

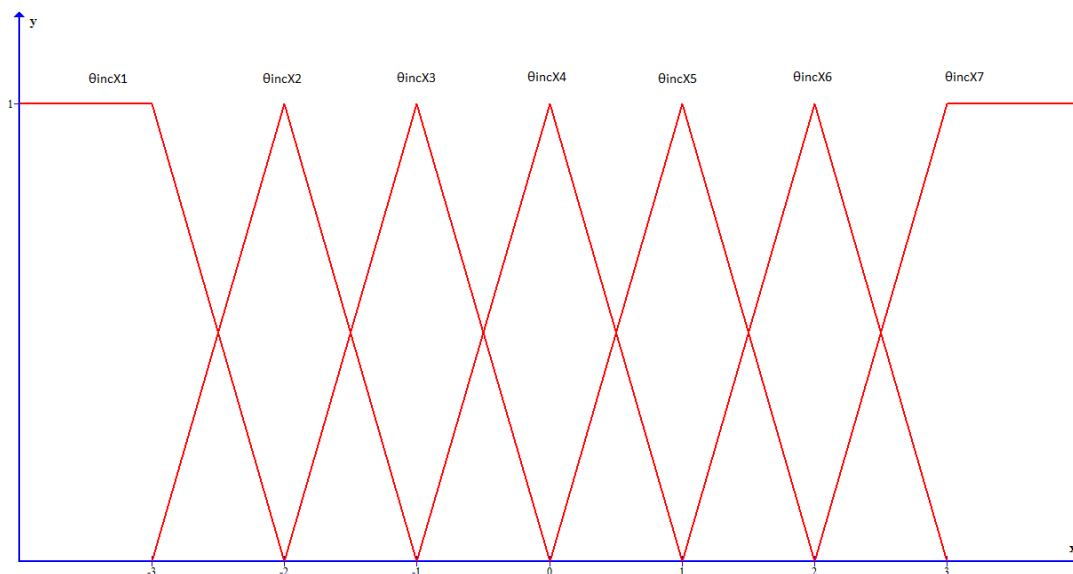


Figura 4.20. Función de membresía θ_{incX} . Función de membresía para la inclinación del eje X.

Tabla 11

Variables lingüística de θ_{incX}

Variable	Descripción	Valor (°)
θ_{incX1}	Ángulo de inclinación calculado alto negativo.	-3
θ_{incX2}	Ángulo de inclinación calculado medio negativo.	-2
θ_{incX3}	Ángulo de inclinación calculado bajo negativo.	-1
θ_{incX4}	Ángulo de inclinación calculado cero.	0
θ_{incX5}	Ángulo de inclinación calculado bajo positivo.	1
θ_{incX6}	Ángulo de inclinación calculado medio positivo.	2
θ_{incX7}	Ángulo de inclinación calculado alto positivo.	3

Nota: Representación lingüística de acuerdo a una caracterización Fuzzy dada.

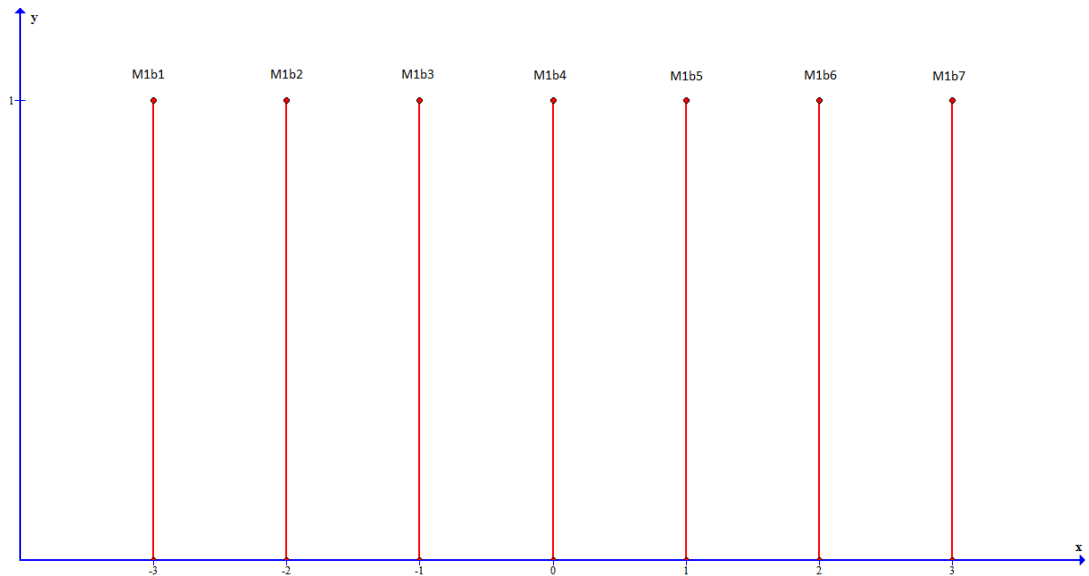


Figura 4.21. Función de membresía M1b. Variable de salida con siete términos lingüísticos definidos por función de membresía.

Tabla 12

Variables lingüística de M1b

Variable	Descripción	Valor
M1b1	Dato PWM alto negativo.	-3
M1b2	Dato PWM medio negativo.	-2
M1b3	Dato PWM bajo negativo.	-1
M1b4	Dato PWM cero.	0
M1b5	Dato PWM bajo positivo.	1
M1b6	Dato PWM medio positivo.	2
M1b7	Dato PWM alto positivo.	3

Nota: Variable de salida con términos lingüísticos definidos por función de membresía

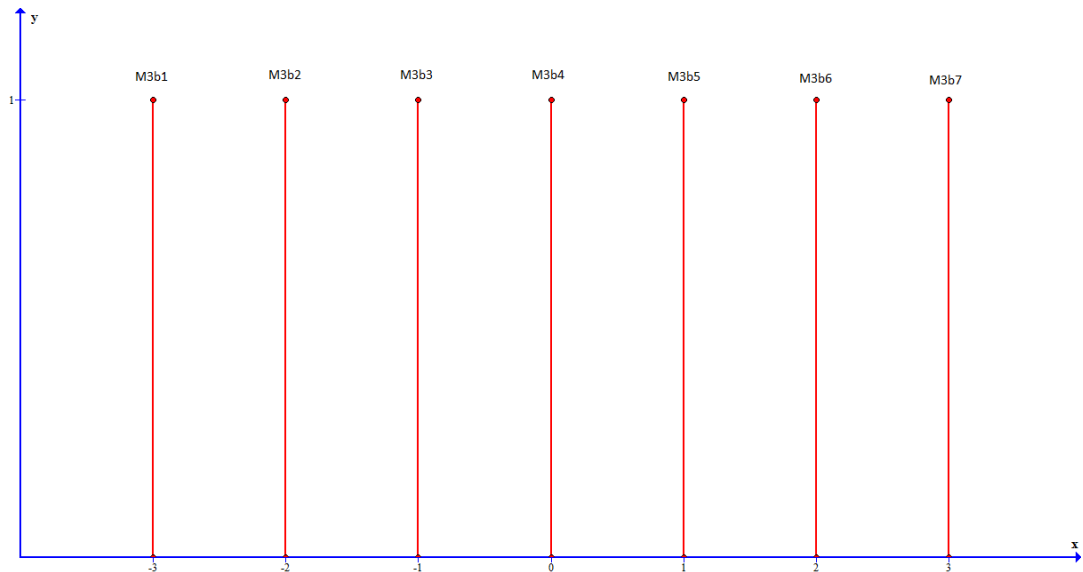


Figura 4.22. Función de membresía M3b. Variable de salida con nueve términos lingüísticos definidos por función de membresía.

Tabla 13

Variables lingüística de M3b

Variable	Descripción	Valor
M3b1	Dato PWM alto negativo.	-3
M3b2	Dato PWM medio negativo.	-2
M3b3	Dato PWM bajo negativo.	-1
M3b4	Dato PWM cero.	0
M3b5	Dato PWM bajo positivo.	1
M3b6	Dato PWM medio positivo.	2
M3b7	Dato PWM alto positivo.	3

Nota: Variable de salida con términos lingüísticos definidos por función de membresía

En la siguiente tabla se muestran las reglas base de conocimiento del bloque θ_{incX} .

Tabla 14

Reglas Difusas Controlador θ_{incX}

Si $\theta_{incX} = \theta_{incX1}$ Entonces $M1b = M1b1 \wedge M3b = M3b7$
Si $\theta_{incX} = \theta_{incX2}$ Entonces $M1b = M1b2 \wedge M3b = M3b6$
Si $\theta_{incX} = \theta_{incX3}$ Entonces $M1b = M1b3 \wedge M3b = M3b5$
Si $\theta_{incX} = \theta_{incX4}$ Entonces $M1b = M1b4 \wedge M3b = M3b4$
Si $\theta_{incX} = \theta_{incX5}$ Entonces $M1b = M1b5 \wedge M3b = M3b3$
Si $\theta_{incX} = \theta_{incX6}$ Entonces $M1b = M1b6 \wedge M3b = M3b2$
Si $\theta_{incX} = \theta_{incX7}$ Entonces $M1b = M1b7 \wedge M3b = M3b1$

Nota: Base de reglas de conocimiento del bloque θ_{incX} .

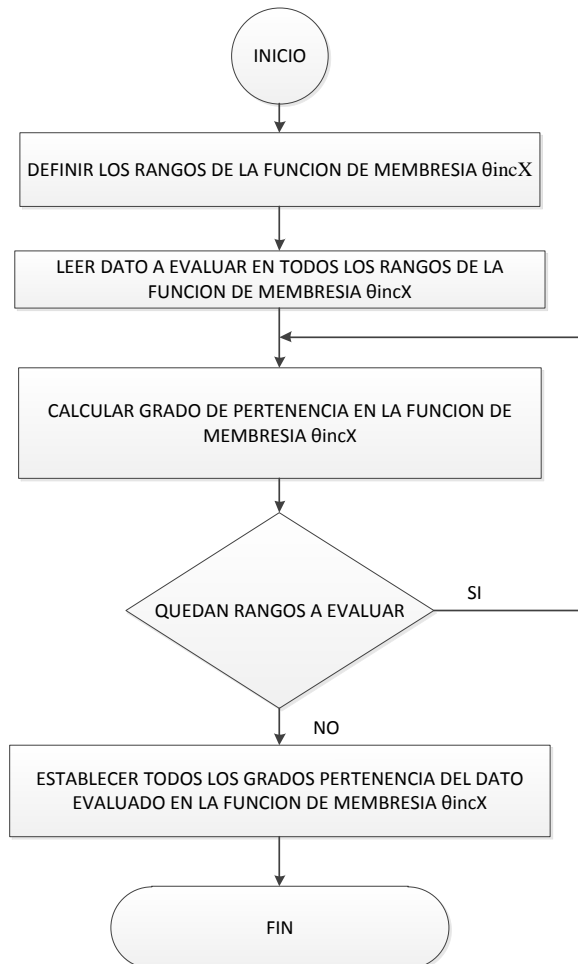


Figura 4.23. Evaluación de las reglas difusas controlador θ_{incX} . Diagrama de flujo del procedimiento para obtener los grados de pertenencia de θ_{incX} .

Como se muestra en el diagrama de flujo anterior, se realizó la evaluación de las reglas difusas y se determinó el grado de pertenencia en la función de membresía θ_{incX} (ángulo de inclinación del eje X). Esto se realiza con las ecuaciones de la figura 4.13.

Una vez obtenidos los grados de pertenencia de la variable evaluada en la función de membresía θ_{incX} se procede a realizar el proceso de Defuzificación con el método del centroide (centro de masas) como se muestra en el diagrama siguiente.

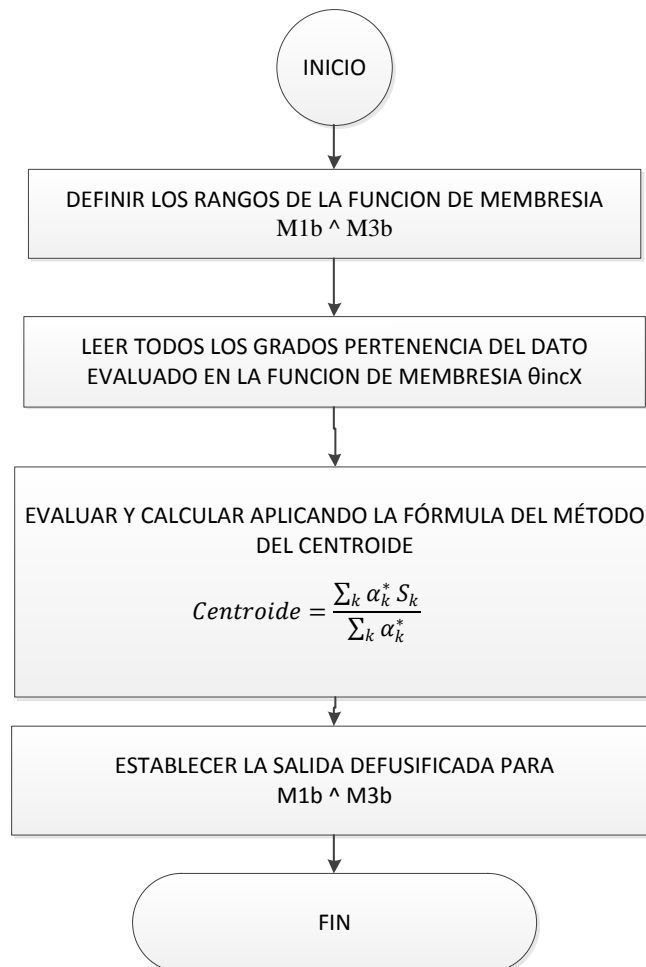


Figura 4.24. Diagrama de flujo de la Defuzificación controlador θ_{incX} . Funcionamiento del proceso de defuzificación del controlador θ_{incX} .

4.4.3 Bloque controlador ω_{GZ} (velocidad angular del giroscopio eje Z)

El bloque controlador ω_{GZ} representa un sistema SISO (una entrada una salida), como se muestra en la siguiente figura.

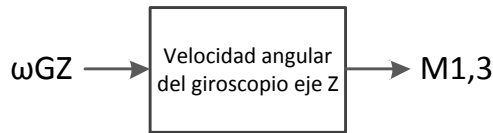


Figura 4.25. Bloque controlador ω_{GZ} . Bloque de control de la velocidad angular del eje X (ω_{GZ})

Las funciones de membresía y sus variables lingüísticas se detallan a continuación:

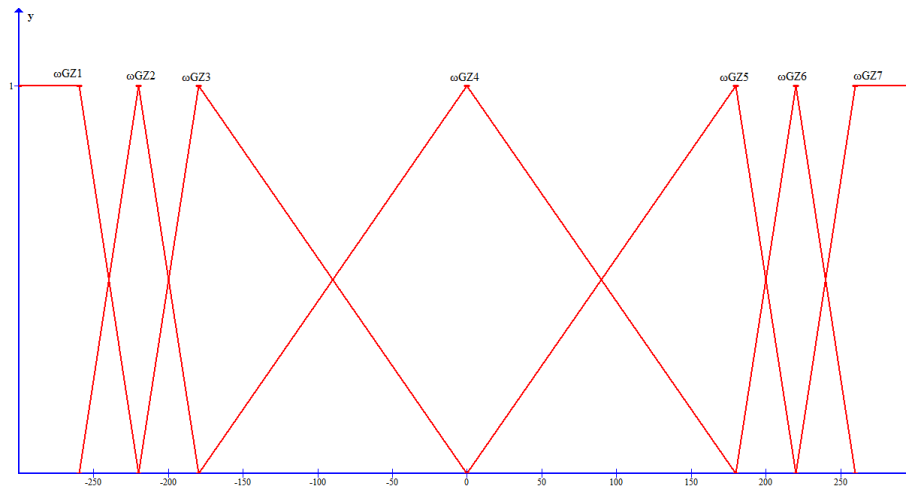


Figura 4.26. Función de membresía ω_{GZ} . Función de membresía para velocidad angular del eje Z.

Tabla 15

Variables lingüística de ω_{GZ}

Variable	Descripción	Valor (°/s)
ω_{GZ1}	Velocidad angular medida por el giroscopio muy negativa	-260
ω_{GZ2}	Velocidad angular medida por el giroscopio media negativa	-220
ω_{GZ3}	Velocidad angular medida por el giroscopio poca negativa	-180
ω_{GZ4}	Velocidad angular medida por el giroscopio cero	0
ω_{GZ5}	Velocidad angular medida por el giroscopio poca positiva	180
ω_{GZ6}	Velocidad angular medida por el giroscopio media positiva	220
ω_{GZ7}	Velocidad angular medida por el giroscopio muy positiva	260

Nota: Representación lingüística de acuerdo a una caracterización Fuzzy dada

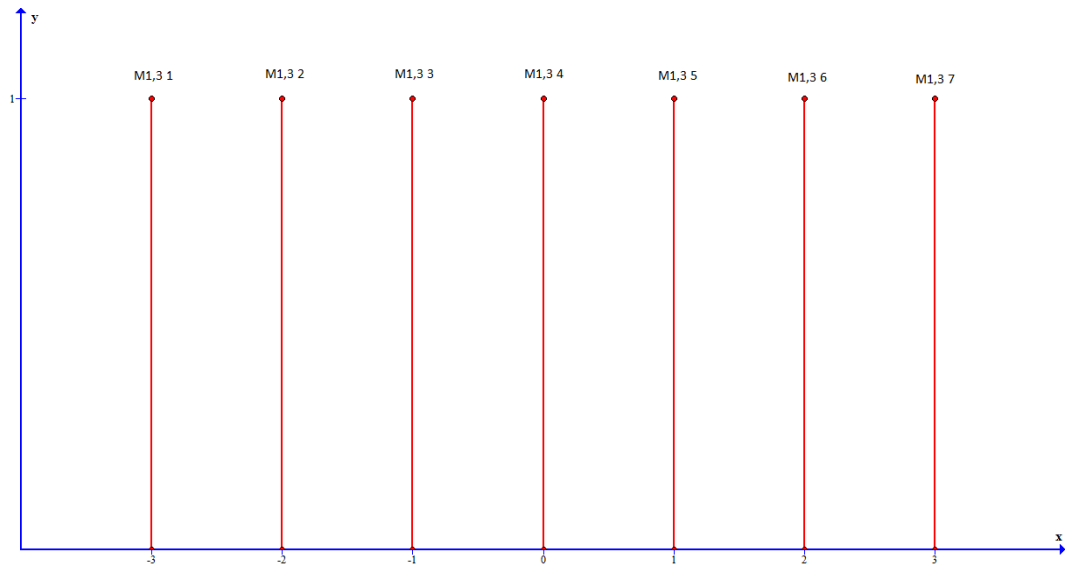


Figura 4.27. Función de membresía M1, 3. Variable de salida con siete términos lingüísticos definidos por función de membresía.

Tabla 16

Variables lingüística de M1, 3

Variable	Descripción	Valor
M1,3 1	Dato PWM alto negativo.	-3
M1,3 2	Dato PWM medio negativo.	-2
M1,3 3	Dato PWM bajo negativo.	-1
M1,3 4	Dato PWM cero.	0
M1,3 5	Dato PWM bajo positivo.	1
M1,3 6	Dato PWM medio positivo.	2
M1,3 7	Dato PWM alto positivo.	3

Nota: Variable de salida con términos lingüísticos definidos por función de membresía

En la siguiente tabla se muestran las reglas base de conocimiento del bloque ω GZ.

Tabla 17

Reglas Difusas Controlador ω GZ

Si ω GZ = ω GZ1 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 1} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 7}$
Si ω GZ = ω GZ2 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 2} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 6}$
Si ω GZ = ω GZ3 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 3} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 5}$
Si ω GZ = ω GZ4 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 4} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 4}$
Si ω GZ = ω GZ5 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 5} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 3}$
Si ω GZ = ω GZ6 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 6} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 2}$
Si ω GZ = ω GZ7 Entonces $M_{1,3} = M_{1,3 7} \wedge M_{1,3} = M_{1,3 1}$

Nota: Base de reglas de conocimiento del bloque ω GZ.

Luego se efectuó la evaluación de las reglas difusas y se definió el grado de pertenencia en la función de membresía ω GZ.

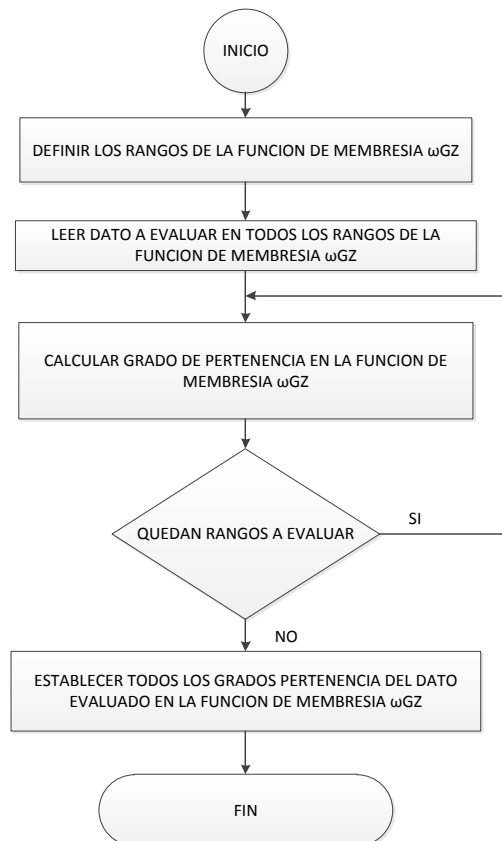


Figura 4.28: Evaluación de las reglas difusas controlador ω GZ. Funcionamiento del proceso de desfuzificación del controlador ω GZ.

En el diagrama de flujo anterior se muestra el proceso de evaluación de las reglas difusas.

Después de haber obtenidos los grados de pertenencia de la variable evaluada en la función de membresía ω_{GZ} se procede a realizar el proceso de desfuzificación con el método del centroide (centro de masas) como se muestra en el diagrama siguiente.

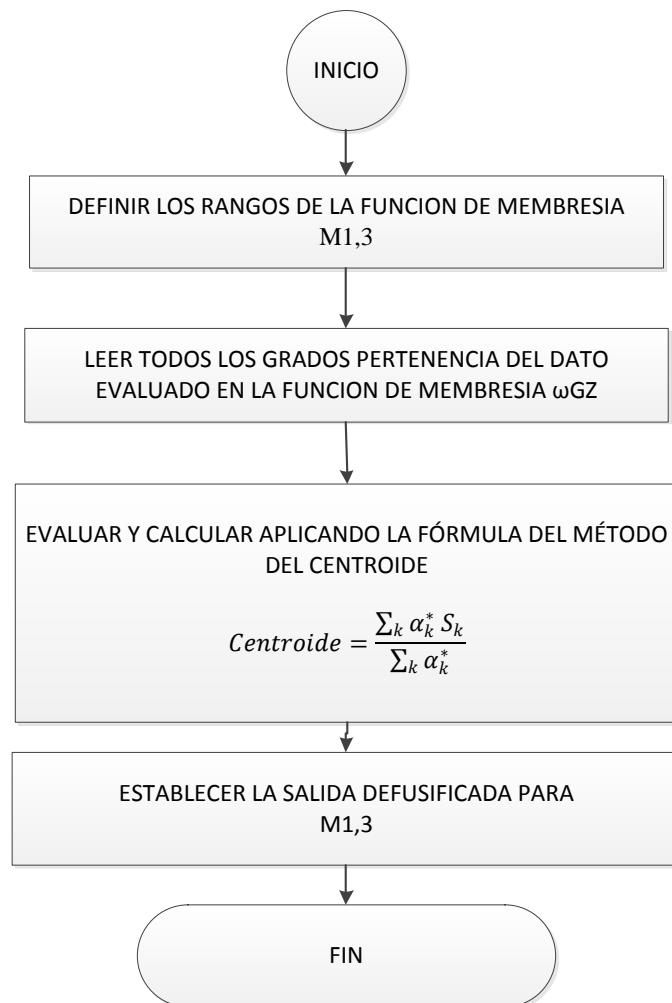


Figura 4.29 Diagrama de flujo de la desfuzificación controlador ω_{GZ} . Funcionamiento del proceso de desfuzificación del controlador ω_{GZ} .

Luego de haber calculado la salida de los controladores ω_{GX} , θ_{incX} y ω_{GZ} , el microcontrolador realiza una suma algebraica de las mismas para así obtener la salida correspondiente al controlador del eje X. Dicho proceso se replicó para el análisis del controlador del eje Y teniendo en cuenta el cambio de variables como se muestra en la siguiente tabla.

Tabla 18

Variables del sistema eje X, Y

Variables eje X	Variables eje Y
ω_{GX}	ω_{GY}
θ_{incX}	θ_{incY}
ω_{GZ}	$-\omega_{GZ}$

Nota: Variables utilizadas en el sistema para los ejes X, Y.

4.5 Resultados

Las pruebas se realizaron en la estructura tipo balancín. Comparando los datos obtenidos del sistema sin control de la figura 4.6 y el sistema con controlador de la figura 4.30 este mejora los datos de ω_{GX} (velocidad angular del giroscopio eje X), en un 90% y θ_{incX} (ángulo de inclinación eje X), en un 95%.

Con respecto al bloque ω_{GZ} (velocidad angular del giroscopio eje Z), contrastando los resultados de las figuras 4.32 y 4.33, obtenidos de la estructura final en vuelo, se aprecia una reducción del 50% en la variable ω_{GZ} siendo esto suficiente para poder controlar y corregir los giros sobre el eje vertical o también llamado movimiento Yaw.

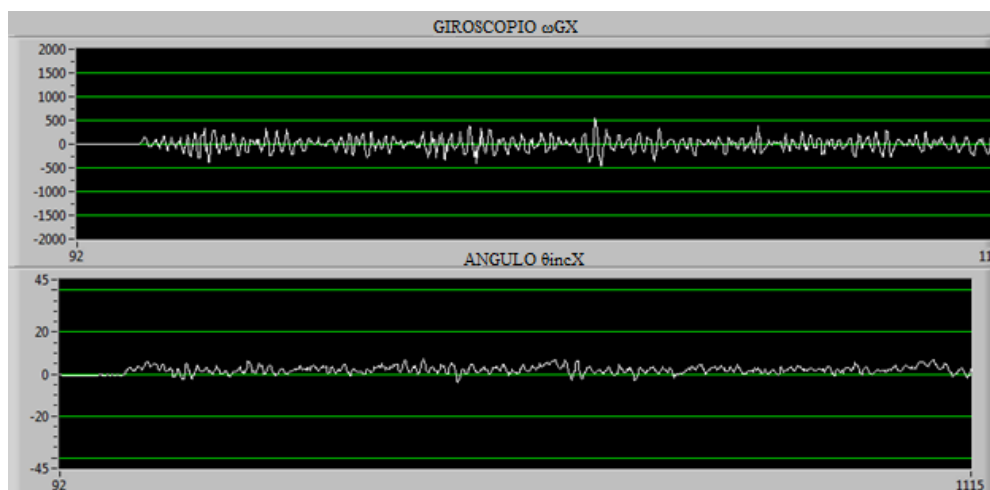


Figura 4.30. Datos de ω_{GX} , θ_{incX} del sistema con control. Datos de giroscopio en eje X (ω_{GX}) y datos de inclinación eje X (θ_{incX}).

Posteriormente se realizaron pruebas en la estructura tipo balancín con perturbaciones de un flujo de aire constante con velocidades de 1m/s a 1.2m/s para comprobar el funcionamiento del mismo, como se muestra en la figura 4.31 el sistema no sufre cambios significativos en la variación de ω_{GX} (velocidad angular del giroscopio eje X) y θ_{incX} (ángulo de inclinación eje X).

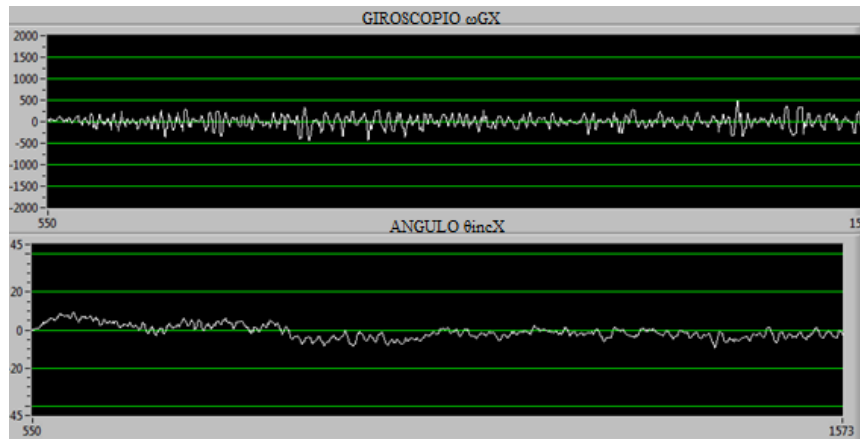


Figura 4.31. Datos de ω_{GX} , θ_{incX} del sistema con perturbaciones. Datos de giroscopio en eje X (ω_{GX}) y datos de inclinación eje X (θ_{incX}).

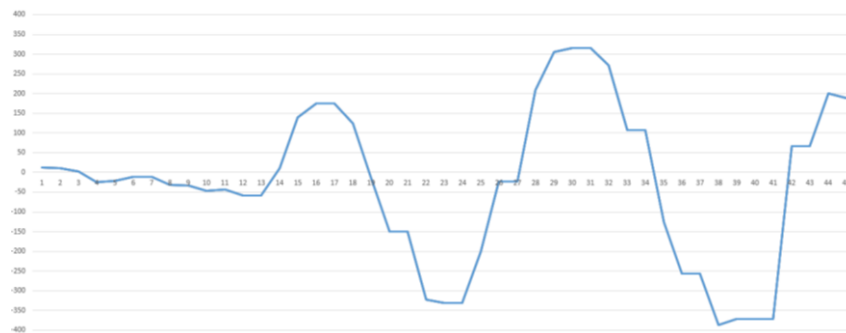


Figura 4.32. Datos de ω_{GZ} sin controlador. Datos del sistema en el eje Z sin controlador de velocidad angular.



Figura 4.33. Datos de ω_{GZ} con controlador. Datos del sistema en el eje Z con controlador de velocidad angular.

CONCLUSIONES

Como resultado de la investigación científica presentada, se puede concluir que la utilización de herramientas tecnológicas, en este caso una aeronave tipo cuadricóptero, sirve para mejorar las labores de vigilancia y supervisión en espacios rurales destinados a la agricultura, reduciendo el tiempo empleado para la realización de esta labor ya que cuenta con un rango de visión superior al que tendría un ser humano a nivel del suelo.

Por otro lado la técnica de dividir un sistema cuadricoptero y llevarlo a un sistema de control independiente por eje permite reducir la complejidad del problema y obtener un controlador que se encuentra dentro de los parámetros establecidos en el problema.

RECOMENDACIONES

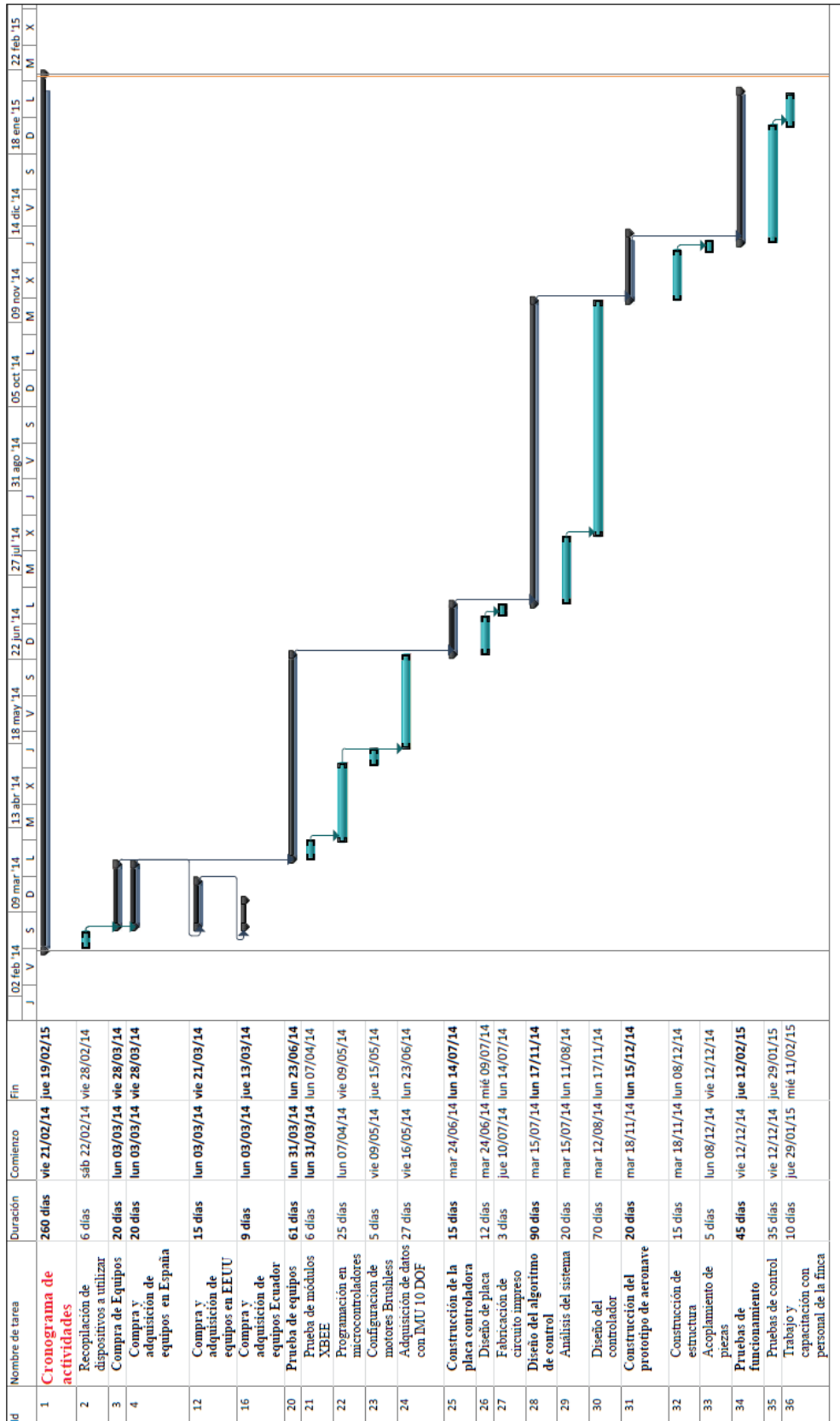
Una recomendación importante es el dimensionamiento de la batería y el actuador, conformado por variador – motor, se vuelve una de las tareas más complejas y primordiales al momento de emprender un proyecto de este tipo dado que un pequeño cambio en cualquiera de estos elementos representa una alteración total en el conjunto.

Al momento de construir y montar todas las piezas y partes de la estructura final se deben de colocar de manera equidistante para poder balancear todos los pesos de la aeronave, ya que si un lado tiene mayor peso el RPV al momento de elevarse tiende a girar o inclinarse hacia dicho lado.

Se debe fijar a presión todas las piezas a la estructura para de esta manera reducir el ruido y la vibración que pueden afectar al sistema.

Antes de comenzar a realizar el sistema de control de la aeronave es necesario construir una maqueta tipo balancín y adicionalmente crear un programa para la adquisición de datos para realizar el análisis del comportamiento del sistema de una manera más rápida y eficiente.

CRONOGRAMA



PRESUPUESTO

Tabla 19

Presupuesto general

Descripción	Cant.	Valor Unitario	Total
Madera MDF 44x44x15mm	1	\$10.00	\$10.00
Madera MDF 48x11x15mm	1	\$6.00	\$6.00
Hélices E	12	\$4.32	\$51.84
Hélices EP	12	\$6.34	\$76.14
Motores cobra	4	\$48.60	\$194.40
Variadores Turnigy	3	\$36.45	\$109.35
Programador de Variadores Turnigy	1	\$20.00	\$20.00
Batería Lipo 4S	2	\$128.25	\$256.5
Cargador de Batería	1	\$74.12	\$74.12
IMU 10 DOF	3	\$15.45	\$46.35
XBEE Pro S2	2	\$30.24	\$60.48
Adaptador XBEE Pro S2	2	\$31.46	\$62.92
Cámara FPV	1	\$60.00	\$60.00
Micro Servo	1	\$23.40	\$23.40
Transmisor de video TS58200 + RC805	1	\$70.84	\$70.84
Construcción de placa controladora			
Elaboración de placa controladora	1	\$15.00	\$15.00
Microcontrolador Atmega 328p	3	\$5.45	\$16.35
Zócalo de 28 pines	3	\$0.50	\$1.50
Resistencia de 100 ohm	3	\$0.05	\$0.15
Resistencia de 10 Kohm	1	\$0.05	\$0.05

Descripción	Cant.	Valor Unitario	Total
Diodo Led	3	\$0.10	\$0.30
Diodo Zener	1	\$0.15	\$0.15
Hilera de espadines	1	\$0.80	\$0.80
Regulador de voltaje 7812	1	\$0.75	\$0.75
Borneras de 2 pines	2	\$0.20	\$0.40
Pulsante	1	\$0.20	\$0.20
Construcción de control			
Elaboración de placa	1	\$17.00	\$17.00
Elaboración de caja de control en acrílico	1	\$30.00	\$30.00
LCD	1	\$15.00	\$15.00
Microcontrolador Atmega 328p	1	\$5.45	\$5.45
Microcontrolador Atmega 16	1	\$7.50	\$7.50
Zócalo de 28 pines	3	\$0.50	\$1.50
Zócalo de 40 pines	1	\$0.50	\$0.50
Regulador de voltaje 7809	1	\$0.75	\$0.75
Regulador de voltaje 7805	1	\$0.75	\$0.75
Capturadora de video	1	\$25.00	\$25.00
Bateria Lipo 2S	1	\$64.15	\$64.15
Materiales varios(Compra de elementos, impresiones, transporte y movilización)	1	\$300.00	\$300.00
Total de presupuesto			\$1625,59

Nota: En esta tabla se describen los materiales utilizados en la construcción del proyecto.

REFERENCIAS

- Atmel Corporation. (Julio de 2010). *Atmel*. Obtenido de <http://www.atmel.com/Images/doc2466.pdf>
- Atmel Corporation. (Febrero de 2012). *Atmel*. Obtenido de http://www.atmel.com/Images/Atmel-8271-8-bit-AVR-Microcontroller-ATmega48A-48PA-88A-88PA-168A-168PA-328-328P_datasheet_Complete.pdf
- Barrett, S., & Pack, D. (2008). *Atmel AVR Microcontroller Primer: Programming and Interfacing*. California: Morgan & Claypool Publishers.
- Barroso, R. (11 de Junio de 2014). *Aeromodelismo Fácil*. Obtenido de <http://www.aeromodelismofacil.com/>
- Baturone, A. O. (2001). *Robótica Manipuladores y robots móviles*. Barcelona: Marcombo, S.A.
- Digi International Inc. (24 de Octubre de 2014). *Digi*. Obtenido de http://ftp1.digi.com/support/documentation/90000976_V.pdf
- Genta, G. (2012). *Introduction to the Mechanics of Space Robots*. Heidelberg: Springer Science+Business Media.
- Gerin Fahlstrom, P., & James Gleason, T. (2012). *Introduction to UAV System*. Southern Gate, Chichester: John Wiley & Sons, Ltd.
- Hernández , I. (11 de Enero de 2013). *tdrobotica.co*. Obtenido de <http://tienda.tdrobotica.co/categoria/58>
- Ingeniería MCI LTDA. (Julio de 2010). *mci electronics*. Obtenido de http://www.olimex.cl/pdf/Wireless/ZigBee/XBee-Guia_Usuario.pdf
- INNOV8TIVEDESIGNS. (29 de Julio de 2005). *INNOV8TIVEDESIGNS*. Obtenido de http://www.innov8tivedesigns.com/images/specs/Cobra_2808-26_Specs.htm
- López Crespo, J. (2012). *Módulo 17. Hélices*. Madrid: Parainfo, S.A.

- M. Passino, K., & Yurkovich, S. (1998). *Fuzzy Control*. Reading, Massachusetts: Addison Wesley Longman.
- Ponce Cruz, P. (2010). *Inteligencia Artificial con aplicaciones a la ingeniería*. Mexico: Alfaomega.
- Roldán Vilorio, J. (2014). *Motores de corriente continua*. Madrid: Parainfo S.A.
- Schahzaman , R. (21 de Octubre de 2012). *Skiras*. Obtenido de Skiras: <http://skiras.blogspot.com/2012>
- Senatel. (2012). *Secretaria Nacional de Telecomunicaciones*. Obtenido de http://www.regulaciontelecomunicaciones.gob.ec/wp-content/uploads/downloads/2013/07/plan_nacional_frecuencias_2012.pdf
- Siciliano, B., & Khatib, O. (2008). *Springer Handbook of Robotics*. Stanford: Springer-Verlag.
- Sierra rc. (14 de Febrero de 2012). *Sierra rc, FPV Products and Service You Can Trust*. Obtenido de <http://www.sierrarc.com/docs/BoscamTS351.pdf>
- Somolinos, J. A. (2002). *Avances en Robótica y visión por computador*. Publicaciones de la Universidad de Castilla-La Mancha.
- V. Gadre, D. (2001). *PROGRAMMING AND CUSTOMIZING THE AVR MICROCONTROLLER*. New York: McGraw-Hill.

ANEXOS

ANEXOS

Anexo 1. Diseño y construcción de la estructura

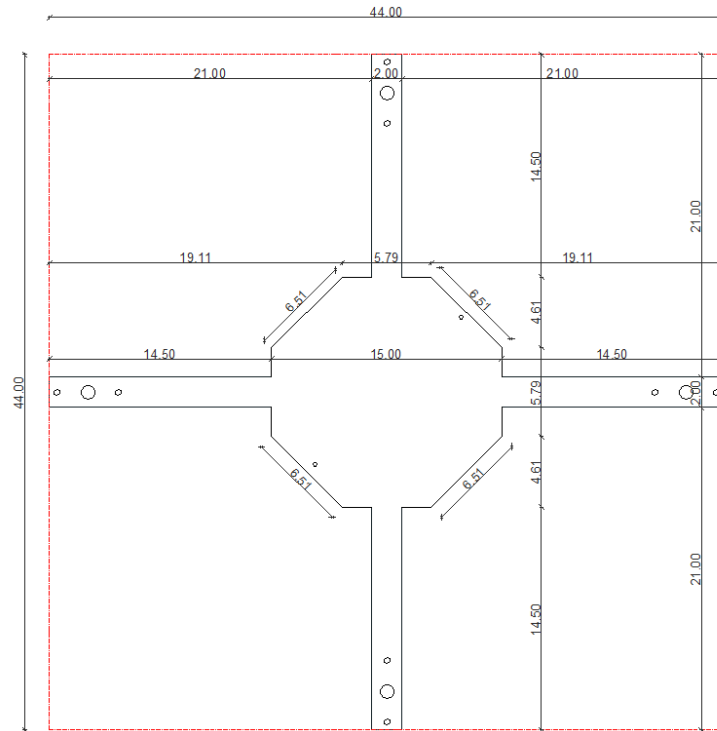


Figura A.1. Plano de la estructura. Diseño de plano de la estructura final cotas en centímetros

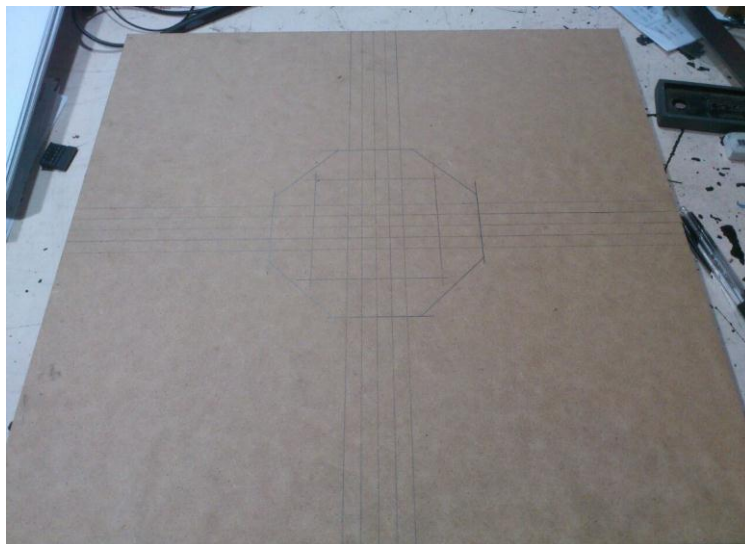


Figura A.2. Construcción de la estructura. Diseño en madera MDF de la estructura final.



Figura A.3. Perforación de estructura. Realización de orificios a la estructura final para montaje de piezas.



Figura A.4. Perforación de estructura. Realización de orificios a la estructura final para montaje de piezas.

Anexo 2. Placa Controladora construida para el proyecto

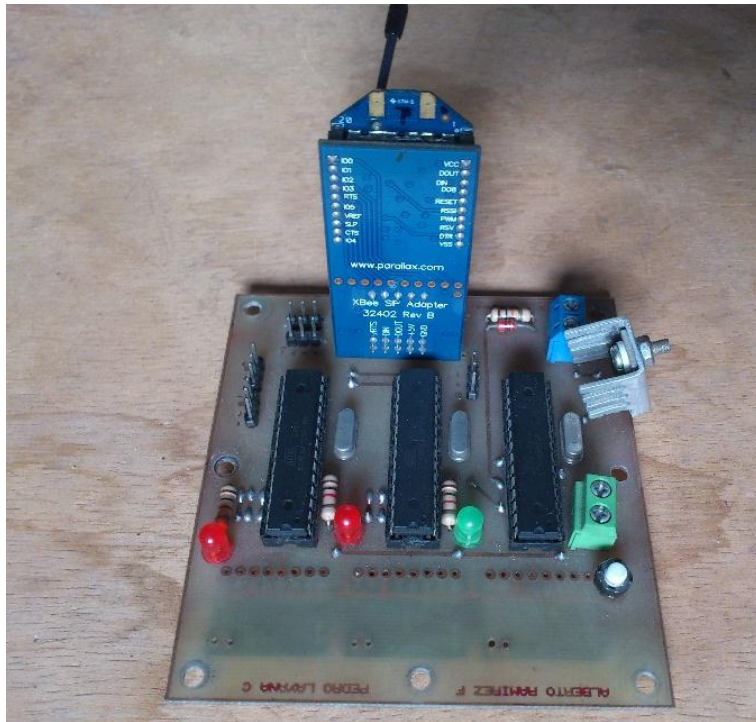


Figura A5. Vista Frontal de placa controladora. Placa controladora construida en el proyecto.

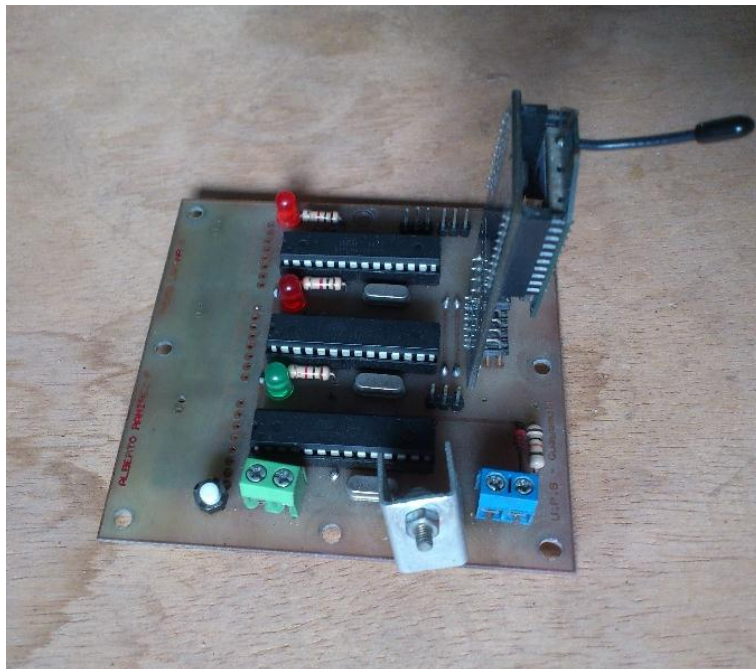


Figura A6. Vista lateral de placa controladora. Placa controladora construida en el proyecto.

Anexo 2. Armado e implementación del Drone



Figura A.7. Piezas en la estructura. Elementos principales utilizados en el proyecto.



Figura A.8. Montaje de los soportes a la estructura. Vista lateral del acople de los soportes a la estructura final.



Figura A.9. Montaje de los actuadores a la estructura. Vista lateral de elementos incorporado a la estructura final.



Figura A.10. Montaje de cámara, placa controladora y transmisor de video a la estructura. Vista lateral de elementos incorporado a la estructura final.



Figura A.11. Montaje de placa distribuidora de energía. Vista lateral de la placa que distribuye la energía a los cuatro variadores para alimentar al sistema.



Figura A.12. Estructura final con elementos acoplados. Vista superior de todos los elementos instalados en la estructura final.

Anexo 3. Programa en Labview para la adquisición de datos

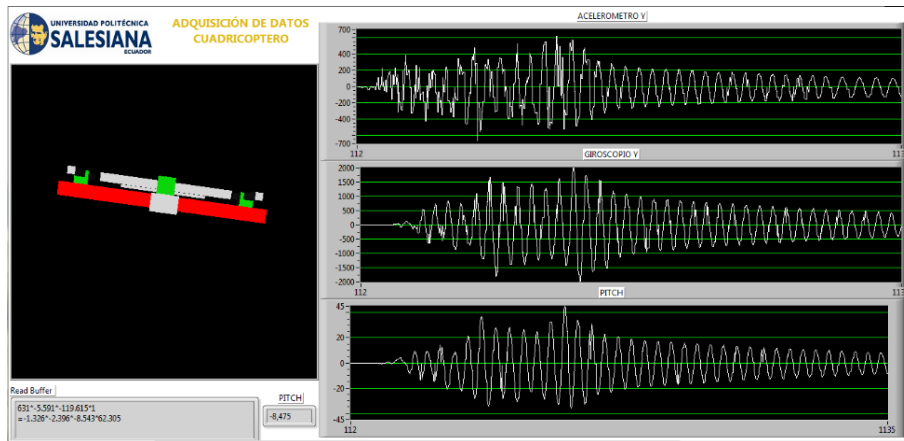


Figura A.13. Programa de Labview. Procesamiento de datos del sistema.



Figura A14. Programación de Labview para captura de datos. Configuración de Labview para procesar datos para análisis del sistema.



Figura A15. Captura de datos con Labview. Para análisis del funcionamiento del sistema se procedió a la captura de datos con Labview.

Anexo 4. Control remoto construido para el proyecto



Figura A16. Vista superior control remoto. Vista general del control remoto construido para el proyecto.



Figura A17. Mensaje de bienvenida del control remoto. Al encender el control remoto mostrará una secuencia en el display.

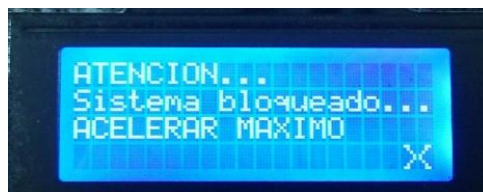


Figura A18. Mensaje para activar el control remoto. Luego del mensaje de bienvenida el control mostrará un mensaje de sistema bloqueado.



Figura A19. Mensaje de sistema listo. Al estar en preparado el sistema mostrará en el display la frase “Sistema LISTO”



Figura A20. Mensaje de funcionamiento de control remoto. Al estar trabajando el sistema se mostrará en el display los datos de batería y los datos de aceleración

Anexo 5. Pruebas de vuelo



Figura A.21. Primera prueba de vuelo. RPV volando en patios del colegio Domingo Comín.



Figura A.22. Segunda prueba de vuelo. RPV volando en patios del colegio Domingo Comín.



Figura A.23. Tercera prueba de vuelo. RPV volando en parqueadero del colegio Domingo Comín.

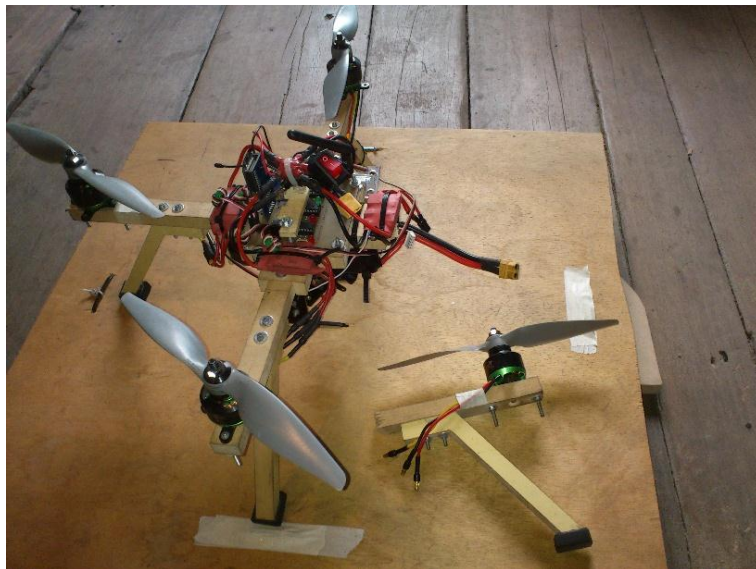


Figura A.24. Accidente luego de vuelo. RPV luego de accidente de prueba de vuelo

MANUAL DE USUARIO