



UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DEL ESTADO DE MÉXICO
CENTRO UNIVERSITARIO UAEM ATLACOMULCO



“Desarrollo de un regulador inteligente aplicado a una plataforma de emulación de
nanosatélites”

T E S I S

Que para obtener el Grado Académico de:

Maestro(a) en Ciencias de la Computación

Presenta:

Juan Felipe Tabares Hernández

Director de Tesis:

Dr. Juan Fernando García Mejía

Codirectores:

Dr. Everardo Efrén Granda Gutiérrez

M. en I. Rigoberto Reyes Morales

Septiembre del 2024

RESUMEN

Los nanosatélites son dispositivos utilizados para la investigación y monitoreo de zonas terrestres, su tamaño y bajo costo, en comparación con sus contrapartes de tamaño regular, los vuelve accesibles para centros de investigación e instituciones educativas. Una parte fundamental de un nanosatélite es el sistema de regulación de orientación, que permite contrarrestar cambios no deseados en su posición con respecto a una referencia. Un problema presente en las tecnologías espaciales es la dificultad de realizar pruebas sobre dispositivos desplegados en órbita. En este trabajo de tesis se presenta el desarrollo de una plataforma que permite emular la dinámica de un nanosatélite en estado estacionario, por medio de cojinete neumático de bajo costo, que utiliza 3 ruedas de reacción como actuadores, una computadora reducida como computadora de vuelo y una unidad de medición inercial para obtener los valores de aceleración, fuerza gravitatoria y la orientación del campo magnético de la tierra, a partir de los cuales es posible determinar la orientación del dispositivo en un entorno de tres dimensiones. La regulación de orientación del emulador se realiza por medio de lógica difusa; para esta finalidad, se realiza una comparación de controladores Mamdani de una entrada y una salida en contraste con controladores de múltiples entradas y una salida, obteniendo como resultados que los controladores difusos de tipo MISO que utilizan funciones trapezoidales permiten regular la posición de la plataforma ante perturbaciones en un menor tiempo de establecimiento y con un menor error RMS en comparación con controladores MISO que utilizan funciones gaussianas.

Palabras clave: Emulación de nanosatélites, control inteligente, plataforma de cojinete neumático, regulación de orientación.

ABSTRACT

Nanosatellites are devices used for research and monitoring of terrestrial areas. Their size and low-cost, compared to their regular-sized counterparts, made them accessible to research centers and educational institutions. A fundamental part of a nanosatellite is the attitude determination and control subsystem (ADCS), which allows counteracting unwanted changes in its attitude with respect to a reference. A problem present in aerospace technologies is the difficulty to be tested in real environments. This thesis work presents the development of a platform to emulate the dynamics of a nanosatellite in steady state, by means of a low-cost air bearing, which uses 3 reaction wheels as actuators, a reduced computer as flight computer and an inertial measurement unit to obtain the values of acceleration, gravitational force and the orientation of the earth's magnetic field, from which it is possible to determine the orientation of the device in a three-dimensional environment. The attitude regulation of the emulator is performed by means of fuzzy logic; for this purpose, a comparison of Mamdani controllers of one input and one output in contrast with controllers of multiple inputs and one output is performed, obtaining as results that the MISO type fuzzy controllers that use trapezoidal functions allow to regulate the attitude of the platform under presence of disturbances in a shorter settling time and with a lower RMS error compared to MISO controllers that use Gaussian functions.

Keywords: Nanosatellite emulation, Intelligent control, air bearing platform, attitude control.

ÍNDICE

RESUMEN.....	i
ABSTRACT.....	ii
ÍNDICE.....	iii
ÍNDICE DE TABLAS.....	vi
ÍNDICE DE FIGURAS.....	viii
1 INTRODUCCIÓN.....	12
2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	15
2.1 Definición del problema.....	15
2.2 Objetivos de investigación.....	16
2.2.1 Objetivo general.....	16
2.2.2 Objetivos específicos.....	16
2.3 Pregunta de investigación.....	16
2.4 Hipótesis.....	16
2.5 Justificación.....	16
2.6 Impactos.....	18
3 ESTADO DEL ARTE.....	19
3.1 Sistemas de Control.....	19
3.1.1 Tipos de sistemas de control automático.....	19
3.2 Sistemas de Control de orientación en nanosatélites.....	23
3.3 Sistemas de Control de orientación inteligentes en nanosatélites.....	25
3.3.1 Lógica difusa.....	26
3.3.2 Fusificación.....	27
3.3.3 Base de conocimiento e inferencia.....	31
3.3.4 Defusificación.....	33

3.4	Emulación de nanosatélites	40
4	MÉTODO	43
4.1	Geometría descriptiva de la plataforma de emulación	43
4.2	Instrumentación.....	50
4.2.1	STEMLab 125-10	50
4.2.2	Actuadores.....	51
4.2.3	Arduino NANO.....	52
4.2.4	Baterías de carga	53
4.2.5	Unidad de Medición Inercial MPU-9250.....	54
4.3	Configuración de la IMU MPU-9250	55
4.3.1	Filtro Madgwick.....	59
4.4	Desarrollo de controladores difusos.....	62
5	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	64
5.1	Pruebas y resultados de la plataforma de emulación.	64
5.2	Pruebas y resultados de la Configuración de la IMU MPU-9250.....	69
5.2.1	Muestreo de valores con plataforma en reposo.....	70
5.2.2	Muestreo de valores con movimiento por aire a presión.	71
5.2.3	Muestreo de valores con motores encendidos.....	73
5.2.4	Muestreo de valores con motores encendidos y aire a presión.	75
5.3	Pruebas y Resultados de los controladores difusos.....	77
5.3.1	Controladores SISO con funciones trapezoidales y triangulares	77
5.3.2	Controladores SISO con funciones gaussianas y sigmoides.....	81
5.3.3	Controladores MISO con funciones trapezoidales y triangulares.....	85
5.3.4	Controladores MISO con funciones gaussianas y sigmoides	91
	CONCLUSIONES	97

REFERENCIAS.....101

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 3.1 Propiedades de la lógica clásica.....	27
Tabla 3.2 Comparativa de operaciones en conjuntos.....	27
Tabla 3.3 Memoria Asociativa Difusa (FAM).....	32
Tabla 3.4 Métodos de Inferencia Clásicos y Difusos.....	32
Tabla 4.1 Características de las baterías utilizadas en el emulador	54
Tabla 4.2 Características y rangos de valores del IMU MPU-9250	55
Tabla 5.1 Características de los conjuntos de entrada del sistema SISO para los ejes Pitch y Roll.....	78
Tabla 5.2 Características de la salida difusa para los ejes Pitch y Roll	79
Tabla 5.3 Características de la entrada “error” con funciones gaussianas para Pitch y Roll	82
Tabla 5.4 Características de los conjuntos gaussianos de salida para los ejes Pitch y Roll	83
Tabla 5.5 Características de la entrada “error” con funciones trapezoidales para los ejes Pitch y Roll.....	86
Tabla 5.6 Características de la segunda entrada con funciones trapezoidales para los ejes Pitch y Roll.....	86
Tabla 5.7 Características de la salida con funciones trapezoidales y triangulares para los ejes Pitch y Roll	88
Tabla 5.8 FAM del controlador MISO con funciones trapezoidales para los ejes Pitch y Roll.....	89
Tabla 5.9 Características de la entrada “error” con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll.....	92
Tabla 5.10 Características de la derivada del error con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll.....	93
Tabla 5.11 Características de la salida con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll	94
Tabla 5.12 Definición de la memoria asociativa difusa (FAM) para los controladores MISO gaussianos	94
Tabla 5.13 Comparativa de resultados obtenidos de los controladores SISO.....	96

Tabla 5.14 Comparativa de resultados obtenidos de los controladores MISO96

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 3.1 Elementos de un sistema de control a lazo abierto basado en (Brunete, et al., 2024)	20
Figura 3.2 Diagrama de bloques de control a lazo cerrado basado en (Brunete, et al., 2024)	20
Figura 3.3 Diagrama de funcionamiento de un sistema de control digital basado en (Bai & Roth, 2019)	23
Figura 3.4 Función triangular.....	28
Figura 3.5 Función Trapezoidal	29
Figura 3.6 Función Gaussiana.....	30
Figura 3.7 Campana de Gauss Generalizada.....	30
Figura 3.8 Función Sigmoide.....	31
Figura 3.9 Método de defusificación de la altura.....	34
Figura 3.10 Método de defusificación del centroide.....	35
Figura 3.11 Método de defusificación de medias ponderadas	36
Figura 3.12 Método de defusificación del promedio máximo	37
Figura 3.13 Esquema de FIS tipo Mamdani basado en (Nguyen, et al., 2018).....	37
Figura 3.14 Esquema de FIS tipo Takagi-Sudeno basado en (Nguyen, et al., 2018)	38
Figura 4.1 Diagrama de flujo de la metodología empleada	43
Figura 4.2 Vista isométrica de semiesfera	45
Figura 4.3 Vista isométrica de la base	46
Figura 4.4 Vista isométrica de pedestal	47
Figura 4.5 Vista isométrica de la base de conexión entre semiesfera y brazos	48
Figura 4.6 Brazo para eje Roll	48
Figura 4.7 A) Brazo para eje Yaw, B) Brazo para ejes Pitch y Roll.....	49
Figura 4.8 Diseño de ruedas de reacción	50
Figura 4.9 Diagrama esquemático: A) ESC, B) Motor Brushless	52
Figura 4.10 Diagrama esquemático de un Arduino Nano.....	53
Figura 4.11 Batería TP-Link TL-PB5200	53
Figura 4.12 Diagrama esquemático del IMU MPU-9250.....	55
Figura 4.13 Diagrama de secuencia de la configuración inicial del MPU-9250	56

Figura 4.14 Metodología para el desarrollo de controlares SISO para Pitch y Roll.....	63
Figura 4.15 Metodología para el desarrollo de controlares MISO para Pitch y Roll.....	63
Figura 5.1 Cuenco y semiesfera de PLA para la estructura del emulador	64
Figura 5.2 Base para interconexión y ensamble de la instrumentación	65
Figura 5.3 Pedestal para soporte del emulador	66
Figura 5.4 Intento fallido de implementación cámara de presión	67
Figura 5.5 a) Brida y coples de polipropileno, b) Ensamblaje de brida en base del emulador.....	67
Figura 5.6 Plataforma de emulación ensamblada	69
Figura 5.7 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en estado de reposo sin filtros.	70
Figura 5.8 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en estado de reposo con el filtro complementario implementado.	71
Figura 5.9 Muestras obtenidas de la plataforma en reposo con el filtro Madwick implementado.....	71
Figura 5.10 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con aire a presión sin filtros	72
Figura 5.11 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con aire a presión con el filtro complementario implementado	72
Figura 5.12 Muestras obtenidas de la plataforma con aire a presión con el filtro Madwick implementado.....	73
Figura 5.13 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con motores funcionando...73	
Figura 5.14 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con motores encendidos con el filtro complementario implementado	74
Figura 5.15 Muestras obtenidas de la plataforma con motores encendidos con el filtro Madwick implementado.....	75
Figura 5.16 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en pleno funcionamiento sin la implementación de filtros.....	76
Figura 5.17 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en pleno funcionamiento con el filtro complementario implementado	76

Figura 5.18 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en pleno funcionamiento con el filtro Madwick implementado.....	77
Figura 5.19 Conjuntos difusos trapezoidales de la entrada “Error” para Pitch.....	78
Figura 5.20 Conjuntos difusos trapezoidales de la entrada “Error” para Roll	79
Figura 5.21 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Pitch	79
Figura 5.22 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Roll	80
Figura 5.23 Comportamiento de los controladores SISO aplicados a los ejes Pitch y Roll	81
Figura 5.24 Señal de control de los reguladores aplicados de Pitch y Roll	81
Figura 5.25 Conjuntos de la entrada “error” con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll.....	82
Figura 5.26 Conjuntos de salida gaussianos para el eje Pitch.....	83
Figura 5.27 Conjuntos de salida gaussianos para el eje Roll	83
Figura 5.28 Comportamiento de los controladores SISO gaussianos aplicados a los ejes Pitch y Roll.....	84
Figura 5.29 Señal de control de los reguladores SISO gaussianos aplicados en Pitch y Roll	84
Figura 5.30 Conjuntos de la entrada “error” trapezoidales para el eje Pitch	85
Figura 5.31 Conjuntos de la entrada “error” trapezoidales para el eje Roll.....	86
Figura 5.32 Conjuntos de la derivada del error con funciones trapezoidales para el eje Pitch	87
Figura 5.33 Conjuntos de la derivada del error con funciones trapezoidales para el eje Roll	87
Figura 5.34 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Pitch	88
Figura 5.35 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Roll	88
Figura 5.36 Comportamiento de los controladores MISO trapezoidales aplicados a los ejes Pitch y Roll.....	90

Figura 5.37 Señal de control de los reguladores MISO trapezoidales aplicados en Pitch y Roll.....	90
Figura 5.38 Conjuntos de la entrada “error” gaussianos para el eje Pitch	91
Figura 5.39 Conjuntos de la entrada “error” gaussianos para el eje Roll	91
Figura 5.40 Conjuntos gaussianos de la derivada del error para el eje Pitch.....	92
Figura 5.41 Conjuntos gaussianos de la derivada del error para el eje Roll	93
Figura 5.42 Conjuntos gaussianos de la salida para el eje Pitch.....	94
Figura 5.43 Conjuntos gaussianos de la salida para el eje Roll	94
Figura 5.44 Comportamiento de los controladores MISO gaussianos aplicados a los ejes Pitch y Roll.....	95
Figura 5.45 Señal de control de los reguladores MISO gaussianos aplicados en Pitch y Roll.....	96

1 INTRODUCCIÓN

Los satélites artificiales son dispositivos aeroespaciales que permiten el envío y recepción de información a grandes distancias de manera inalámbrica; estos han permitido el desarrollo de servicios como la geolocalización (GPS, por las siglas en inglés de *global positioning system*), el monitoreo de zonas de difícil acceso, o la interconexión de dispositivos de telecomunicación, convirtiéndose en una parte integral de las actividades que realizan las personas en su vida cotidiana. Sin embargo, su costo, peso y tiempo de desarrollo limitan su adquisición a entidades gubernamentales o empresas con grandes recursos económicos (Cardozo Trujillo & Cruz Diaz, 2023) (Camps, 2019).

Los satélites pequeños se desarrollaron con el propósito de solventar los inconvenientes inherentes a los satélites convencionales, al estar capacitados para realizar las mismas actividades que sus contrapartes de tamaño regular, pero con un costo, peso y tiempo de desarrollo inferior. Estos dispositivos pueden clasificarse con base en su peso, siendo los nanosatélites los más utilizados en el ámbito de investigación, estos se caracterizan por un peso de entre 1 y 10 kg, y son utilizados, por lo general, para misiones de reconocimiento a baja altitud (Shiroma, et al., 2011) (Baranova, et al., 2023).

Cuando un nanosatélite es desplegado en órbita, tiene la capacidad de realizar movimientos en tres ejes de rotación denominados *Pitch*, *Roll* y *Yaw*, los cuales utiliza para orientarse hacia un punto determinado, sin embargo, al igual que sus contrapartes de tamaño regular, están constantemente sometidos a perturbaciones que dificultan su estabilidad en órbita, y por lo tanto obstaculizando el cumplimiento de su misión (Fariñas-Álvarez, et al., 2022).

Un sistema de control de orientación (*Attitude Control System*, ACS por sus siglas en inglés) permite que un nanosatélite regule de forma automática su posición en órbita cuando esta se ve afectada por factores internos, como en el caso del despliegue de sus paneles solares, o externos como el efecto de la gravedad o el viento solar. Un ACS está integrado por una ley de control y un conjunto de actuadores; en este contexto, la ley de control le permite al nanosatélite determinar el curso de acción necesario para regular su orientación ante un cambio en la misma, mientras los actuadores aplican la fuerza necesaria para contrarrestar la perturbación (Hani, et al., 2018).

El desarrollo de nuevas técnicas que permita regular la orientación de nanosatélites en órbita es fundamental para asegurar su correcto desempeño. En el estado del arte recabado en esta investigación se pueden encontrar múltiples trabajos que utilizan técnicas de control clásico para la regulación de nanosatélites; sin embargo, estos requieren de un profundo análisis matemático, limitando su efectividad ante perturbaciones no contempladas. Una alternativa a este tipo de reguladores clásicos es el uso de técnicas de inteligencia artificial que brindan al nanosatélite la capacidad de adaptarse a su entorno de despliegue.

En otro orden de ideas, la implementación de nuevas leyes de control en satélites directamente en órbita es poco viable, debido a lo costoso que supone la puesta en órbita de un nanosatélite, además de que, al ser una ley no probada, no se conocen sus efectos sobre los componentes del nanosatélite, provocando en el peor escenario el reingreso a la tierra del dispositivo dañándolo en el proceso. Una alternativa que permite la comprobación de la ley de control sobre un ambiente controlado es el uso de emuladores, que no solo permiten verificar el rendimiento del controlador, sino también el desgaste que se puede producir en el hardware del dispositivo (Newton, et al., 2022).

Los emuladores de orientación tienen la capacidad de representar el movimiento que caracteriza a un nanosatélite una vez desplegado en órbita, donde el objetivo principal es mantener la orientación de este hacia una coordenada específica de manera constante, contrarrestando cualquier cambio en su posición, ya sea por una fuerza externa o bien por su dinámica inherente (Landis-Markley & L. Crassidis, 2014).

En esta investigación se desarrolla un controlador inteligente, orientado a la regulación de orientación de una plataforma de emulación, para lo cual, este trabajo está dividido en los capítulos descritos a continuación:

En el capítulo 2 se describe el planteamiento del problema, los objetivos, hipótesis, justificación e impactos de los cuales se lleva a cabo esta investigación.

El capítulo 3 se compone del estado del arte incluyendo los trabajos anteriores en el área de regulación de orientación, uso de control inteligente y emulación de nanosatélites,

además de contener los conceptos necesarios para entender la terminología empleada a lo largo de la investigación.

En el capítulo 4 se describe la metodología empleada para el desarrollo de la plataforma de emulación, está conformado por la geometría descriptiva de la estructura, las características de la instrumentación empleada, el proceso de configuración del sensor MPU-9250, las características de un filtro Madwick implementado para la atenuación del ruido y los diagramas de desarrollo para la implementación de los controladores inteligentes.

En el capítulo 5 se presentan los resultados obtenidos durante la construcción de la plataforma, la implementación del filtro Madwick y la comparativa entre el desempeño de diferentes funciones de membresía en controladores difusos tanto de una entrada y una salida (*Single Input Single Output*, SISO por sus siglas en inglés) como de múltiples entradas y una salida (*Multi Input Single Output*, MISO por sus siglas en inglés).

2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

2.1 Definición del problema

Los nanosatélites son vehículos espaciales no tripulados afectados por perturbaciones internas, como el despliegue de paneles solares, y externas, como el viento solar y la gravedad, que provocan afectaciones en su posición de despliegue. Esto se ha contrarrestado, de acuerdo con lo documentado en el estado del arte, con técnicas de control clásico, sin embargo, esto no es suficiente para lograr un comportamiento estable al presentarse perturbaciones o cambios en la referencia de orientación, esto debido al comportamiento dinámico del entorno donde se implementan.

Una alternativa de solución a la falta de eficiencia de los reguladores clásicos de orientación de nanosatélites al lidiar con entornos con comportamientos no lineales se encuentra en el control inteligente, en específico en una topología de regulador difuso de primera generación soportada en un algoritmo de tipo Mamdani. Por otra parte, una forma de diseñar y probar reguladores aplicados al control de orientación de nanosatélites, sin el riesgo de fallas que ocasionen daños por caída a tierra es por medio de plataformas de emulación, esto permite disminuir costos y considerar comportamientos similares a la dinámica de un nanosatélite en presencia de perturbaciones cuando se encuentra desplegado en órbita.

Cabe destacar que el procesamiento de señales representativas de la posición y la implementación del regulador objeto de estudio de esta propuesta es realizado en una Computadora de Tamaño Reducido (*Single Board Computer*, SBC, por sus siglas en inglés). Las cuales suelen tener prestaciones, en cuanto a velocidad de procesador y número de núcleos de este, así como capacidad de almacenamiento de la memoria de acceso aleatorio (Random Access Memory, RAM por sus siglas en inglés), similares a equipos de cómputo de gama baja, pero superior a algunas tarjetas de desarrollo basadas en microcontrolador.

2.2 Objetivos de investigación

2.2.1 Objetivo general

Evaluar los criterios de desempeño, tales como el tiempo de establecimiento, error RMS y sobre impulso, de un algoritmo difuso diseñado para la regulación de orientación de nanosatélites a través de una plataforma de emulación de tipo cojinete neumático.

2.2.2 Objetivos específicos

- Describir el estado del arte sobre sistemas de regulación de orientación de nanosatélites y control inteligente.
- Implementar la estructura de una plataforma de tipo “cojinete neumático” que permita simular los movimientos de un nanosatélite en órbita.
- Caracterizar el rango de movimiento de la plataforma de emulación por medio de una computadora de tamaño reducido STEMLab 125-10 y una unidad de medición inercial MPU-9250.
- Comparar el tiempo de establecimiento, error RMS y sobre impulso del regulador de orientación de un nanosatélite con diferentes funciones de membresía.

2.3 Pregunta de investigación

¿El uso de lógica difusa permitirá regular la orientación de un nanosatélite emulado en una plataforma basada en un cojinete neumático?

2.4 Hipótesis

Si se utiliza un algoritmo difuso tipo Mamdani es posible que una plataforma de emulación de nanosatélites regule de forma automática su posición en estado estacionario y ante perturbaciones externas.

2.5 Justificación

El uso de nanosatélites ha generado nuevas problemáticas para los investigadores debido a que son más susceptibles a perturbaciones externas que sus contrapartes de tamaño regular, esto se ha solucionado a partir del diseño de controladores, los cuales pueden ser clásicos o modernos, esto implica un conocimiento del modelo matemático, en este caso

en específico, representativo de los ejes de rotación Yaw, Roll, Pitch (Cilden-Guler, et al., 2020).

El uso de técnicas de control clásicas ha dado buenos resultados en ambientes previamente estudiados y realizando cálculos complejos que permitan contemplar en su ley de control las posibles perturbaciones en el campo de estudio, sin embargo al emplear estos nanosatélites en ambiente poco estudiados o bien con perturbaciones de carácter impredecible estas leyes de control se vuelven insuficientes provocando que el nanosatélite no pueda compensar el efecto negativo y sea incapaz de recuperar su posición original o, en el peor de los casos, sea derribado (Carrara, et al., 2017).

Una alternativa al diseño de controladores clásicos es el uso de técnicas de softcomputing como la lógica difusa, cuyas reglas y conjuntos pueden obtenerse por medio de un proceso iterativo de prueba y error. Esto implica no requerir de un modelo matemático previamente generado para su correcto funcionamiento, por esto se ha optado por el desarrollo de algoritmos difusos del tipo Mamdani de tipo SISO y MISO (Crespo Sánchez, et al., 2022).

Por otra parte, implantar un nuevo regulador de orientación en un nanosatélite y desplegarlo en la atmosfera es un proceso de costo elevado y tardado, que no garantiza el correcto funcionamiento del sistema de control. Por esta razón es necesario realizar pruebas al sistema de control de orientación antes de su implementación en un entorno real; para ello, se emplean emuladores que cuentan con sistemas físicos similares a los encontrados en un nanosatélite, esto permite no solo verificar la efectividad del control sino también aspectos físicos como el desgaste de los actuadores o el consumo energético (Bello, et al., 2023).

Diversos trabajos han documentado el desarrollo de emuladores que permiten evaluar sistemas de control de orientación, siendo los más utilizados los que utilizan cojinetes neumáticos, ya que permiten el libre movimiento del emulador en sus tres ejes de rotación con un mínimo de fricción. Dentro de esta categoría es posible resaltar dos arquitecturas basadas en el tipo de actuador que utilizan, por una parte, están los sistemas centrados en el uso del campo magnético de la tierra como referencia, valiéndose de torques magnéticos para regular el movimiento, por otro lado, están los sistemas que se centra en el uso de

ruedas de reacción, que al estar activas permiten cambiar su momento angular gracias a la fuerza generada por su rotación (Costa, et al., 2019).

Los sistemas de orientación soportados en el uso de torques magnéticos y basadas en ruedas de reacción son ampliamente utilizados en proyectos investigativos. Sin embargo, el uso de torques magnéticos supone el desarrollo de una infraestructura más compleja en relación con las ruedas de reacción debido a que son afectadas por el campo magnético generado por las estructuras que la rodean, algo que no ocurre con las ruedas de reacción, las cuales presentan un comportamiento similar sin importar la ubicación en la que se encuentren (Cardoso da Silva, et al., 2018).

Por lo anterior, se propone la implementación de un emulador de nanosatélites de tipo cojinete de aire, que utilice tres ruedas de reacción como actuadores, y que haga uso de una computadora reducida. Para este proceso investigativo se propone el modelo STEMLab 125-10 de la marca Red Pitaya, debido a que cuenta con un microprocesador de doble núcleo a 2 GHz, 250 MB de memoria RAM y una matriz de puertas lógicas programable en campo (*Field Programmable Gate Array*, FPGA por sus siglas en inglés) integrada, esto permite el desarrollo e implantación de diferentes técnicas de control inteligente que pueden suponer un alto consumo de recursos computacionales para un microcontrolador convencional como un Arduino (Preuschoff, et al., 2020).

2.6 Impactos

Se tiene previsto que los resultados obtenidos del siguiente trabajo de investigación tengan los siguientes impactos:

- Científico: Demostrar la eficiencia de las técnicas de softcomputing, en específico de algoritmos difusos de tipo Mamdani SISO y MISO, en la regulación de posición de una plataforma de emulación de nanosatélites.
- Tecnológico: Desarrollo de un sistema de emulación de nanosatélites, cuyo núcleo se compone de una computadora reducida STEMLab 125-10 y una unidad de medición inercial MPU-9250, para la evaluación de reguladores de orientación para nanosatélites.

3 ESTADO DEL ARTE

En esta sección se presenta una compilación de investigaciones documentadas que componen el estado del arte de este trabajo investigativo. En primera instancia, se documenta teoría que define a los sistemas de control y las categorías en las que se dividen, resaltando trabajos referentes al control automático de orientación en nanosatélites; esto incluye técnicas de control clásico, moderno e inteligente. Posteriormente, se describen los trabajos enfocados en emuladores de nanosatélites, resaltando su tipología y tipo de actuadores utilizados.

3.1 Sistemas de Control

La ingeniería de control es un conjunto de técnicas y estrategias que permiten regular la dinámica de una o más variables dentro de un sistema o planta a controlar para garantizar un comportamiento de salida deseado. Existen dos tipos de control: el control manual en el que un operador toma las decisiones con base en la experiencia y el control automático en el que el controlador toma las decisiones necesarias para autorregularse en base a rutinas preestablecidas (Keviczky, et al., 2019).

Los sistemas de control están constituidos por tres elementos: el primero es la referencia, definido como el valor que se desea alcanzar en la salida, el segundo elemento es la variable controlada o la salida del sistema, por último, la variable manipulada o señal de control, que el controlador modifica para afectar a la variable controlada. Con estos elementos es posible definir al control como la acción de medir el valor de la variable controlada, para modificar el valor de la variable manipulada, y así compensar diferencias en referencia al valor de salida deseado (Glad & Ljung, 2017) (Keviczky, et al., 2019).

3.1.1 Tipos de sistemas de control automático

Es posible clasificar a los sistemas de control automático en dos tipos, sistemas de control en lazo abierto (*Open-loop control system*) y sistemas de control de lazo cerrado (*Closed-loop Control System*), los primeros tienen como característica principal que el controlador no considera el valor de la variable de salida para generar una acción de control. En la Figura 3.1 es posible observar el diagrama que describe el comportamiento de un sistema de control a lazo abierto (Brunete, et al., 2024) (Nise, 2020).

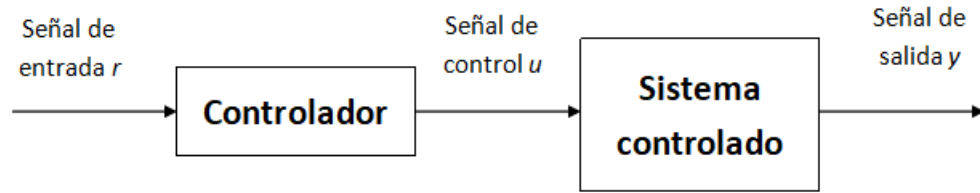


Figura 3.1 Elementos de un sistema de control a lazo abierto basado en (Brunete, et al., 2024)

Los sistemas de control a lazo abierto se caracterizan por su implementación económica, sencilla y de fácil mantenimiento, además de no tener problemas de estabilidad, sin embargo, su rendimiento depende principalmente de la calibración del sistema, no cuentan con un proceso de autorregulación que les permita realizar acciones a partir de los valores de salida, esto los vuelve especialmente propensos a ser afectados por perturbaciones externas. Para contrarrestar estos inconvenientes se desarrollaron sistemas de control de lazo cerrado (Kuo & Golnaraghi, 2017).

Un sistema de control de lazo cerrado o retroalimentado realiza una acción de control en función de la salida, es decir el controlador considera los valores de entrada, de salida y a la diferencia entre ambos para realizar acciones que regulan el sistema, esto permite una regulación sobre las variables al retroalimentar la señal controlada, compararla con la señal de referencia y, en consecuencia, actualizar la señal de control para reducir la diferencia entre ambas. En la Figura 3.2 es posible observar un esquema de bloques de un controlador a lazo cerrado (Brunete, et al., 2024) (Keviczky, et al., 2019).

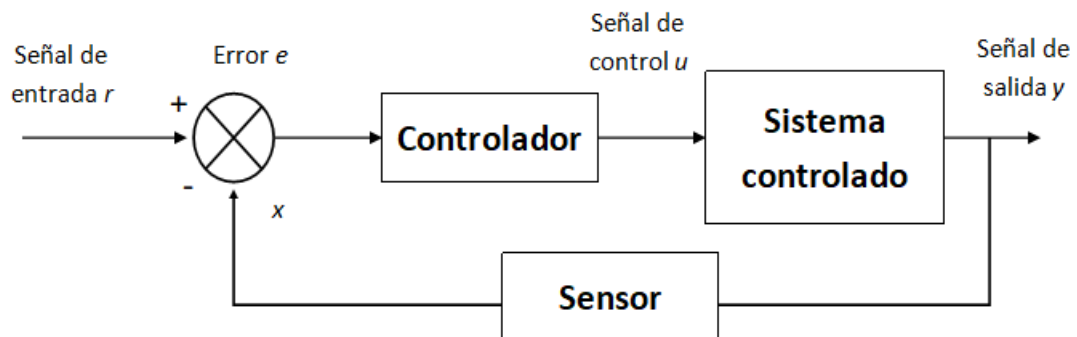


Figura 3.2 Diagrama de bloques de control a lazo cerrado basado en (Brunete, et al., 2024)

Los sistemas de control a lazo cerrado se caracterizan por ser complejos en su implementación en comparación con los sistemas de lazo abierto, sin embargo, tienen estabilidad frente a perturbaciones externas y variaciones del sistema, además de reducir el valor del error medido debido al ajuste automático de la señal de control determinado por la retroalimentación. Este tipo de sistemas de control son los principales referentes de los sistemas de control automático, dado que permiten la autorregulación del sistema sin intervención del operador (Brunete, et al., 2024).

Los sistemas de control también pueden dividirse por el número de entradas y salidas que los constituyen; cuando un sistema consta de una entrada y una salida se le considera un sistema SISO; cuando un sistema posee dos o más entradas y dos o más salidas se le conoce como MIMO (multi inputs multi outputs), para ambos casos es posible definir su comportamiento por medio de funciones de transferencia, en el caso de los sistemas SISO se describen por medio de la ecuación (1), mientras en el caso de los sistemas MISO se describe con la ecuación (2), donde R y Y son la entrada y salida del sistema respectivamente, s es el conjunto difuso, e i y j representan el número de entradas y salidas del sistema respectivamente (Hernández Gaviño, 2010).

$$G(s) = \frac{Y(s)}{R(s)} \quad (1)$$

$$G_{i,j}(s) = \frac{Y_i(s)}{R_j(s)} \quad (2)$$

Es posible clasificar a los sistemas control retroalimentados a partir de métodos de análisis y diseño que requieren. En esta clasificación se encuentran los sistemas lineales y no lineales. Los sistemas lineales son modelos idealizados creados a partir de la limitación de los rangos de funcionamiento en las magnitudes de las señales del sistema, este tipo de sistemas es equivalente al principio de superposición, es decir, si la entrada del sistema es la suma de dos o más secuencias, entonces la salida es equivalente al actuar independiente de cada secuencia en conjunto con la suma de las salidas (Bai & Roth, 2019).

Cabe mencionar que un sistema es considerado estable cuando siempre retorna a un estado en concreto, de lo contrario, si se aleja de forma ilimitada de cualquier estado, el sistema es considerado inestable. Existen casos de sistemas que no retornan a una sola posición

en concreto, pero a su vez no se alejan de su punto de origen, a estos casos se les conoce como sistemas marginales (Nise, 2020).

Algunas metodologías utilizadas para el control de sistemas lineales están soportadas por técnicas de control clásico como el control Proporcional Integral Derivativo (PID). De forma práctica, no existen sistemas que presenten comportamientos lineales de manera natural, es decir, que es necesario acotar los rangos de funcionamiento del sistema para que presenten este tipo de comportamiento; sin embargo, si los rangos se extienden entonces el principio de linealidad se pierde, cuando esto ocurre se considera que el sistema presenta un comportamiento no lineal (Kuo & Golnaraghi, 2017).

Los sistemas no lineales se caracterizan por ser variables en el tiempo y no cumplir con el principio de superposición; todos los sistemas físicos presentan este tipo de comportamiento hasta cierto punto. A algunos sistemas se le agregan características no lineales intencionalmente con el propósito de mejorar la eficiencia del sistema de control. Un ejemplo de esto son los propulsores de los cohetes espaciales, que no controlan la potencia a la que se activan, sino el tiempo que están encendidos o apagados (Kuo & Golnaraghi, 2017).

Es posible también clasificar a los sistemas de control retroalimentados con base en el tipo de implementación que tienen, categorizándose en sistemas de control analógicos y sistemas de control digitales. Un sistema de control es analógico o continuo cuando presenta un comportamiento tal que, en todo intervalo de tiempo determinado la función correspondiente a ese instante de tiempo tiene un valor específico finito, y tanto los valores de los límites izquierdo y derecho son iguales al valor de la función en ese momento, esto es posible expresarlo por medio de la ecuación (3) (Bai & Roth, 2019).

$$\text{Si } \lim_{t \rightarrow t_0^-} f(t) = \lim_{t \rightarrow t_0^+} f(t) = f(t_0) \mid t \in R \text{ entonces } f(t) \text{ es continuo en } R \quad (3)$$

La mayoría de los sistemas reales operan con señales continuas, las cuales no pueden ser analizadas de forma directa por dispositivos de procesamiento automático como microprocesadores, los cuales se componen de un conjunto de transistores capaces de procesar señales digitales. Debido a lo anterior, los sistemas de control digital o discretos requieren el uso de convertidores de señal analógica a digital que permitan transformar la

señal de entrada del sistema continuo a valores propios de un sistema discreto para, una vez procesados los valores, se genere una salida que sea transformada de nuevo a valores analógicos, en la Figura 3.3 se describe el un sistema de control digital (Bai & Roth, 2019).

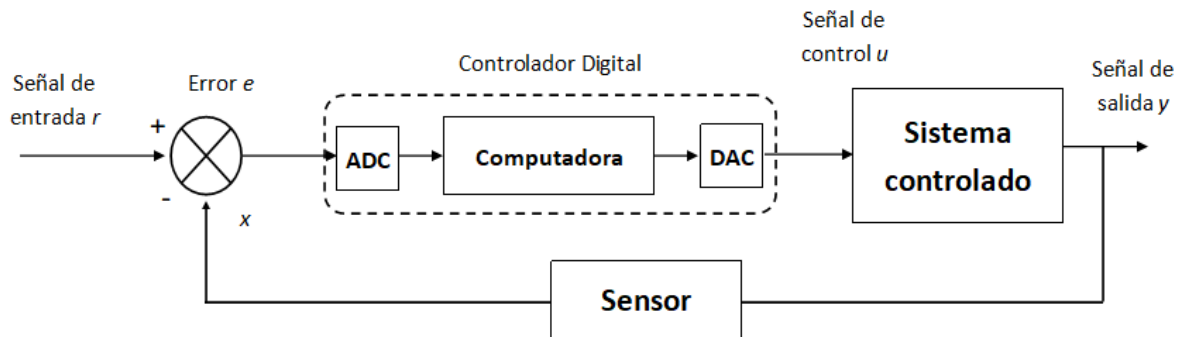


Figura 3.3 Diagrama de funcionamiento de un sistema de control digital basado en (Bai & Roth, 2019)

Debido a la dinámica que presenta un nanosatélite en órbita, es posible clasificarlo como un sistema no lineal; sin embargo, al acotar su rango de funcionamiento es posible emplear técnicas de control clásico para poder regular su comportamiento. Un ejemplo de esto son los sistemas de control de orientación que permiten mantener estable un nanosatélite mientras esta desplegado en órbita, ya sea en un estado de reposo o mientras sigue una órbita establecida.

3.2 Sistemas de Control de orientación en nanosatélites

Un sistema de control de orientación es fundamental para el cumplimiento de las misiones aeroespaciales, dado que permite que un nanosatélite en órbita se mantenga estable y apuntando a una referencia establecida, sin importar las posibles perturbaciones que puedan surgir. Para lograr este propósito, cuentan con un subsistema de actuadores, que les permiten contrarrestar cualquier cambio en su posición preestablecida, estos actuadores se componen de ruedas de reacción y/o torques magnéticos (Landis-Markley & L. Crassidis, 2014).

Un ejemplo de un ACS se ha documentado en Ivanov & Roldugin (2019), donde se desarrolla un regulador de orientación basado en 2 actuadores magnéticos y la Ley de

Lyapunov¹, esta garantiza la estabilidad de un sistema no lineal. Este sistema es viable para misiones de órbita baja con una moderada inclinación, esto debido a la incapacidad de los torques para mantener la estabilidad en inclinaciones menores a los 30 grados, sin embargo, pueden funcionar para nanosatélites que cuentan con poca capacidad de carga útil y como medida de respaldo cuando se implementa en conjunto con otro tipo de actuadores, como ruedas de reacción.

Un enfoque alternativo a la Ley de Lyapunov para el ACS es propuesto en Hazza, et al. (2018), donde se plantea la simulación de un controlador de orientación de tipo Proporcional Integral Derivativo (PID) con auto ajuste comparado con un control PID de ajuste manual. Estos implementaron en una planta inestable representada por un nanosatélite de tipo InnoSat que cuenta con tres ruedas de reacción como actuadores, el objetivo fue determinar si el ajuste automático era capaz de estabilizar al nanosatélite y contrarrestar el error con éxito sin intervención humana, concluyendo que el control de ajuste automático no fue suficiente para lidiar una planta inestable, dando mejores resultados el ajuste manual para contrarrestar el error.

Tanto en (Hazza, et al., 2018) como en (Ivanov & Roldugin, 2019), el uso de actuadores a partir de ruedas de reacción y torques magnéticos respectivamente han regulado la posición de nanosatélites en entornos controlados de manera independiente, sin embargo, es frecuente encontrar sistemas que integran ambos para compensar las fallas que puedan presentar entre sí. Un ejemplo de lo anterior se presenta en Sadigh (2018) donde el ACS de un nanosatélite consistente en ruedas de reacción como actuador primario y torques magnéticos como secundario.

En Sadigh (2018) se usa como regulador un esquema basado en un controlador de modo deslizante en conjunto con un algoritmo B-dot², esto con el propósito de compensar cualquier fallo por parte del actuador primario, como resultados se obtuvieron que las

¹ El teorema de Lyapunov establece que, ante una perturbación pequeña, un punto de equilibrio se considera estable si las soluciones que se originan cerca del punto de equilibrio permanecen cerca de este. Por otra parte, si las soluciones que inician cercanas al punto de equilibrio permanecen cerca de este y además tienden hacia el equilibrio cuando el tiempo se aproxima a infinito se considera al punto asintóticamente estable (Ríos Bravo, 2024).

² El algoritmo B-dot es empleado para el control de orientación en el despliegue de nanosatélites, se basa en el uso de torques magnéticos para generar un dipolo magnético que se opone al campo magnético terrestre para contrarrestar a la rotación del satélite y así reducir su velocidad angular (Sankar, 2023).

limitaciones de los torques magnéticos como las interferencias electromagnéticas o su corto rango de acción se pueden compensar con la combinación de ruedas de reacción, permitiendo una rápida respuesta y convergencia a cero de las velocidades angulares en los 3 ejes.

Una alternativa a la regulación realizada por Sadigh (2018) es desarrollada por Krishna, et al. (2018), donde se utiliza una arquitectura de tres ruedas de reacción en conjunto con tres torques magnéticos, esto permite descargar el impulso inercial que puede saturar la rotación en las ruedas, para acelerar la respuesta de los motores se implementó un control PID, que en conjunto con un algoritmo B-dot para el control de los torques magnéticos, permiten que el CubeSat³ se mantenga estable aun si alguna de las ruedas resulta afectada por alguna perturbación.

3.3 Sistemas de Control de orientación inteligentes en nanosatélites

El uso de técnicas de control clásico para la regulación de orientación de nanosatélites ha demostrado tener un buen desempeño cuando se implementa en sistemas cuyo modelo matemático presenta un comportamiento estable, sin embargo, esto no es así para sistemas marginalmente inestables o cuyo modelo matemático es desconocido (Hazza, et al., 2018). Una solución a esta problemática es el uso de sistemas de control digital que permiten utilizar técnicas computacionales para regular la dinámica de sistemas no lineales sin la necesidad de acotar su funcionamiento.

Un sistema de control digital combina técnicas de inteligencia artificial, las características del control automático y los sistemas informáticos para dar origen a la teoría de control inteligente, cuyo principal soporte son las técnicas basadas en computación inteligente o *softcomputing*. Estas son metodologías bioinspiradas, caracterizadas por la tolerancia a la imprecisión, incertidumbre y ambigüedad propia de los sistemas no lineales, debido a esto no se requiere de un modelo matemático para su diseño (Falcone, et al., 2020).

El control inteligente permite imitar la conciencia y cognición biológica, esto dota al controlador de la capacidad de aprendizaje por experiencia, incluso en ámbitos donde no

³ Un CubeSat es un satélite pequeño de forma cubica compuesto por una sola unidad de 10 cm de largo, estas unidades pueden ensamblarse en grupos para complementar su funcionalidad o agregar diferentes cargas útiles (Villela, et al., 2019).

existe experiencia directa. Algunas de las técnicas empleadas para el diseño de controladores inteligentes son redes neuronales, algoritmos genéticos y lógica difusa, siendo esta última una técnica que permite el modelado de sistemas a partir de conocimiento ambiguo, además de poder adaptarse con facilidad para su implementación en conjunto con otras técnicas de control para mejorar su desempeño (Falcone, et al., 2020).

3.3.1 Lógica difusa

La lógica difusa es una técnica de softcomputing que permite trabajar con un conocimiento conceptual impreciso del lenguaje natural humano para llegar a conclusiones razonadas propias del formalismo matemático utilizando la teoría de conjuntos, la cual es posible describir por medio de la ecuación (4), donde X representa al conjunto de elementos que componen al universo de discurso, A es un conjunto difuso dentro del universo de discurso, y $\mu_A(x)$ representa el grado de pertenencia de x en A (Bělohlávek, et al., 2017).

$$A = \{(x, \mu_A(x))\} \quad | \quad x \in X \quad (4)$$

Es posible definir un conjunto difuso como un grupo de objetos que tiene una función característica que describe el porcentaje de pertenencia en un intervalo $[0,1]$, aunque, teóricamente, es posible exceder el valor de uno, en la práctica esto nunca ocurre. Cuando su universo de discurso es finito y discreto se le puede representar matemáticamente como la sumatoria de sus funciones de membresía, como se muestra en la ecuación (5), por otra parte, si su universo de discurso es infinito y continuo se representa con una integral como se expresa en la ecuación (6) (Nguyen, et al., 2018).

$$A = \left\{ \frac{\mu_A(x_1)}{x_1} + \frac{\mu_A(x_2)}{x_2} + \dots \right\} = \sum_i \frac{\mu_A(x_i)}{x_i} \quad (5)$$

$$A = \left\{ \int \frac{\mu_A(x)}{x} \right\} \quad (6)$$

Algunas propiedades de la lógica clásica han sido heredadas a los conjuntos difusos. Las propiedades de involución, conmutativa, de idempotencia, de identidad, transitiva, asociativa y distributiva, son presentas en forma matemática en la Tabla 3.1, donde A , B y C son conjuntos difusos dentro del universo de discurso. (Hooda, et al., 2022).

Tabla 3.1 Propiedades de la lógica clásica

Propiedad	Representación Matemática
Involución	$\bar{\bar{A}} = A$
Conmutativa	$A \cup B = B \cup A$
Idempotencia	$A \cup A = A \mid A \cap A = A$
Identidad	$A \cup \emptyset = A \mid A \cap X = A$ $A \cap \emptyset = A \mid A \cup X = A$
Transitiva	Si $A \subseteq B$ y $B \subseteq C$ entonces $A \subseteq C$
Asociativa	$(A \cup B) \cup C = A \cup (B \cup C)$ $(A \cap B) \cap C = A \cap (B \cap C)$
Distributiva	$A \cap (B \cup C) = (A \cap B) \cup (A \cap C)$ $A \cup (B \cap C) = (A \cup B) \cap (A \cup C)$

En lógica difusa es posible realizar operaciones entre conjuntos como intersección (AND), la unión (OR) y la negación (NOT), al igual que en la lógica clásica, sin embargo, este proceso se realiza de manera diferente, en la Tabla 3.2 es posible encontrar una comparativa entre las representaciones matemáticas para estas operaciones aplicadas a dos conjuntos tanto para lógica clásica como difusa a partir de un universo de discurso X (Bělohávek, et al., 2017).

Tabla 3.2 Comparativa de operaciones en conjuntos

Operador	Lógica clásica	Lógica Difusa
Intersección (AND)	$C = A \cap B$	$\mu_C(x) = \min \{(\mu_A(x), \mu_B(x))\} \mid x \in X$
Unión (OR)	$D = A \cup B$	$\mu_D(x) = \max \{(\mu_A(x), \mu_B(x))\} \mid x \in X$
Negación (NOT)	$E = \bar{A}$	$\mu_e(x) = 1 - \mu_A(x) \mid x \in X$

3.3.2 Fusificación

Mientras en la lógica clásica solo existe una función de pertenencia o membresía (V_A) representada en la ecuación (7), en la lógica difusa existen múltiples versiones de esta, algunas de las cuales pueden ser implementadas con facilidad en microcontroladores

debido a su simplicidad matemática, un ejemplo de esto son las funciones de tipo triangular, las cuales están constituidas de tres puntos (a, b, c) y una variable x que identifica el grado de pertenencia a dicha función, en la ecuación (8). Es posible observar su representación matemática (Li, 2024).

$$V_A = \begin{cases} 1 & \text{si } x \text{ pertenece a } A \\ 0 & \text{si } x \text{ no pertenece a } A \end{cases} \quad (7)$$

$$f(x; a, b, c) = \begin{cases} 0, & x < a \\ \frac{x-a}{b-a} & a \leq x \leq b \\ \frac{c-x}{c-b} & b \leq x \leq c \\ 0, & x > c \end{cases} \quad (8)$$

Una alternativa para expresar una función triangular se muestra en la ecuación (9). En ambas funciones, a y c identifican la base de la función, mientras que b representa el punto máximo del triángulo, es posible apreciar esto de forma gráfica en la Figura 3.4 (Li, 2024).

$$f(x; a, b, c) = \max\left(\min\left(\frac{x-a}{b-a}, \frac{b-a}{c-x}\right), 0\right) \quad (9)$$

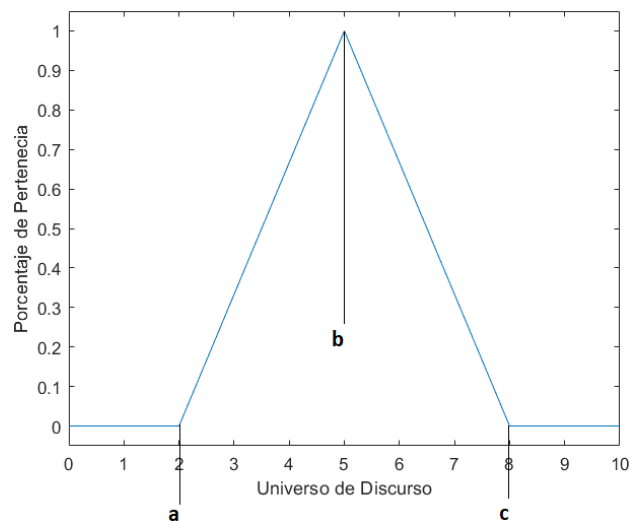


Figura 3.4 Función triangular

Similares a las funciones triangulares, las funciones trapezoidales son una alternativa de baja complejidad matemática para la representación de conjuntos difusos, observable en la Figura 3.5, consta de cuatro puntos $(a, b, c$ y $d)$, además de la variable x , donde a y d representan la base de la función, mientras b y c representan el valor máximo alcanzable, es posible observar su representación matemática en la ecuación (10). Al igual que en la

función triangular, es representable matemáticamente de forma simplificada como se muestra en la ecuación (11) (Bělohávek, et al., 2017).

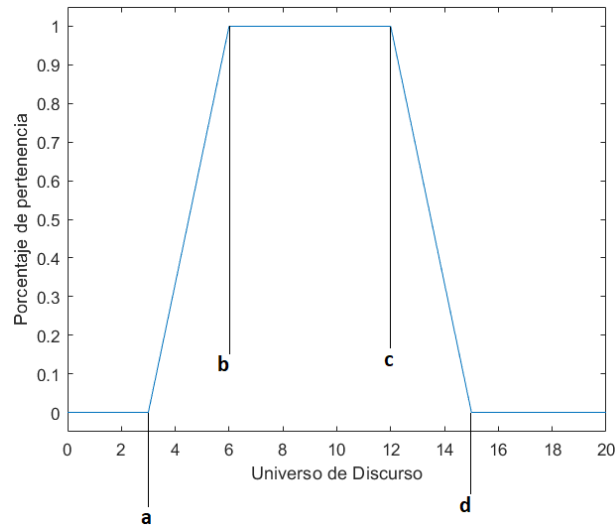


Figura 3.5 Función Trapezoidal

$$f(x; a, b, c, d) = \begin{cases} 0, & x < a \\ \frac{x - a}{b - a}, & a \leq x \leq b \\ 1 & b \leq x \leq c \\ \frac{d - x}{d - c}, & c \leq x \leq d \\ 0, & d < x \end{cases} \quad (10)$$

$$f(x; a, b, c, d) = \max\left(\min\left(\frac{x - a}{b - a}, 1, \frac{d - x}{d - c}\right), 0\right) \quad (11)$$

Es posible utilizar funciones de membresía que permiten un movimiento más suave entre los valores que componen el universo de discurso, sin embargo, su complejidad matemática aumenta debido al uso de la constante de Napier, un ejemplo de esto es la función Gaussiana, cuyo comportamiento está representado por la ecuación (12), donde $\frac{1}{\sigma}$ determina el ancho de la campana, mientras c representa el punto central de esta, una representación gráfica de esta función puede observarse en la Figura 3.6 (Hooda, et al., 2022).

$$f(x; \sigma, c) = e^{-\frac{(x-c)^2}{2\sigma^2}} \quad (12)$$

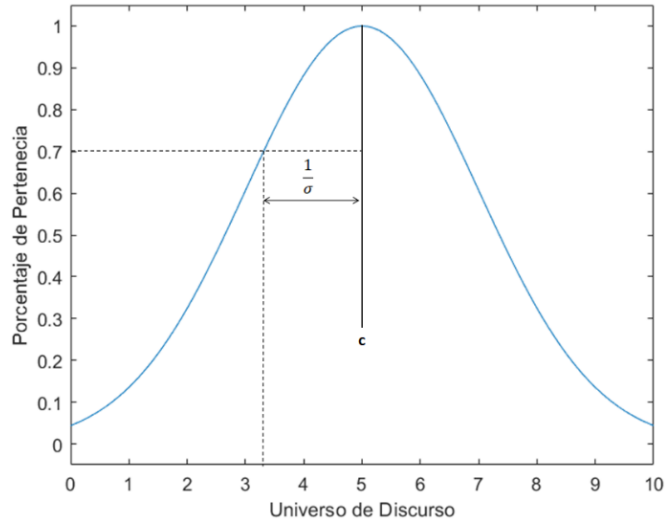


Figura 3.6 Función Gaussiana

Una función difusa que puede ser implementada es la campana de Gauss generalizada, que es definida matemáticamente por medio de la ecuación (13). Está compuesta por tres constantes (a , b y c) además de la variable x , donde b es un valor positivo que representa el valor de la campana c denota el valor central de la campana y a es la mitad de la anchura máxima de la campana. La representación gráfica de esta función es observable en la Figura 3.7 (Hooda, et al., 2022).

$$f(x; a, b, c) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x - c}{a} \right|^{2b}} \quad (13)$$

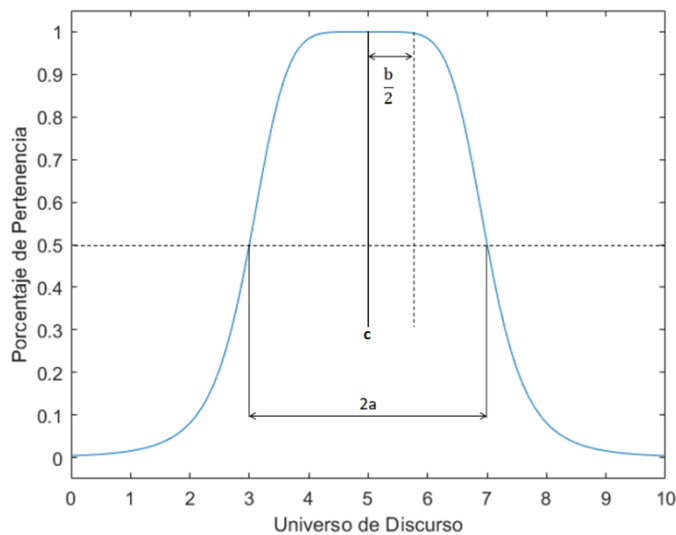


Figura 3.7 Campana de Gauss Generalizada

La función sigmoide o sigmoidal es otra función de pertenencia que también hace uso de la constante de Napier, puede expresarse de forma matemática como se muestra en la ecuación (14). Esta función se compone de dos constantes (a y c) además de la variable x , donde c es el valor central de la sigmoide, mientras que a representa la dirección de apertura de la función, si a tiene un valor positivo o negativo la apertura se realiza a la derecha o a la izquierda respectivamente, en la Figura 3.8 se ejemplifica gráficamente una función sigmoide con apertura a la izquierda (Li, 2024).

$$f(x; a, c) = \frac{1}{1 + e^{-a(x-c)}} \quad (14)$$

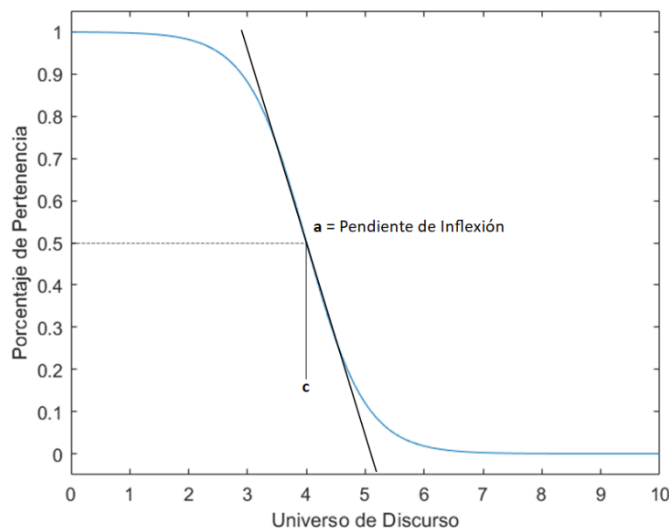


Figura 3.8 Función Sigmoide

3.3.3 Base de conocimiento e inferencia

En lógica difusa se puede definir la inferencia como el proceso de obtener un valor de salida a partir de uno de entrada, esto se lleva a cabo utilizando una base de conocimiento o un conjunto de reglas aportadas por un experto a través de la experiencia que posee sobre el funcionamiento del sistema, tal que, todas las entradas al sistema deben tener una salida y no deben entrar en conflicto entre sí, tales que deben cumplir la forma *Si se cumple una condición de entrada, entonces genera una salida específica*, como se muestra en la ecuación (15) (Nguyen, et al., 2018).

$$\underbrace{\text{Si } x \text{ es } A \text{ AND } y \text{ es } B}_{\text{Secuente}} \underbrace{\text{ THEN } z \text{ es } C}_{\text{Consecuente}} \quad (15)$$

La ecuación (15) se compone de x y y como las variables de entrada del sistema. A y B son etiquetas lingüísticas asociadas a los conjuntos de entrada, z es la salida del sistema y C es la etiqueta lingüística asociada a la salida. Es posible representar el conjunto de reglas que asocian a los conjuntos de entrada y salida utilizando una tabla de memoria asociativa difusa (*Fuzzy Associative Memory*, FAM por sus siglas en ingles), que facilita interpretar la relación entre conjuntos y sus respectivas salidas, en la Tabla 3.3 se presenta un ejemplo de FAM (Augustin, 2020).

Tabla 3.3 Memoria Asociativa Difusa (FAM)

Entrada 1 \ Entrada 2	B ₁	B ₂	B ₃
A ₁	C ₁	C ₂	C ₂
A ₂	C ₁	C ₁	C ₂
A ₃	C ₃	C ₂	C ₃

Desde el punto de vista de la lógica clásica es posible interpretar la asociación de las reglas difusas por medio de diferentes métodos de inferencia como *modus ponens*, este asegura que si se cumple el antecedente entonces se cumple el consecuente, de manera opuesta, en el método *modus tollens*, se puede negar el antecedente si se niega el consecuente. Por otra parte, un silogismo es una forma de razonamiento inductivo conformado por 2 o más premisas, mientras que una contraposición es combinación de juicios positivos y negativos, en la Tabla 3.4 se observa la forma matemática de estos métodos tanto para la lógica clásica como para la lógica difusa (Kwak, et al., 2021).

Tabla 3.4 Métodos de Inferencia Clásicos y Difusos

Método	Representación Clásica	Representación Difusa
Modus ponens	$(a \wedge (a \Rightarrow b)) \Rightarrow b$	$\mu_A(a \wedge b) = \mu_A(a) \wedge \mu_A(b)$ $= \min\{\mu_A(a), \mu_A(b)\}$

Modus Tollens	$(\bar{b} \wedge (a \Rightarrow b)) \Rightarrow \bar{a}$	$\mu_A(a \vee b) = \mu_A(a) \vee \mu_A(b)$ $= \max\{\mu_A(a), \mu_A(b)\}$
Silogismo	$(a \Rightarrow b) \wedge (b \Rightarrow c) \wedge (a \Rightarrow c)$	$\mu_A(a \Rightarrow b) = \mu_A(a) \Rightarrow \mu_A(b)$ $= \min\{1, 1 + \mu_A(b) - \mu_A(a)\}$
Contraposición	$(a \Rightarrow b) \Rightarrow (\bar{b} \Rightarrow \bar{a})$	$\mu_A(a \Leftrightarrow b) = \mu_A(a) \Leftrightarrow \mu_A(b)$ $= 1 - \mu_A(b) - \mu_A(a) $

La salida de un sistema difuso se obtiene a través de la inferencia como resultado de las reglas establecidas en el sistema, cada regla genera un conjunto difuso de salida, los cuales deben unificarse por medio de un proceso de agregación para generar una salida en términos de una variable exacta. Una versión adaptada del método *modus ponens* es empleada por la lógica difusa a través del proceso de inferencia, expresa que, *Si x es A', entonces y es B'*, que se interpreta como *Si A' es un conjunto similar que A, entonces B' es similar que B*, con lo cual una entrada similar al Secuente produce una salida similar al Consecuente (Kwak, et al., 2021).

En la ecuación (16) se puede observar la representación del método modus ponens difuso, donde $a_i, b_j \in S$, $\mu_A(a_i), \mu_A(b_j) \in [0,1], i = 1, \dots, n \geq 1, j = 1, \dots, m \leq \infty$ aplica para $1 \leq i \leq n, 1 \leq j \leq m$. Este método se interpreta como un producto de vectores, por medio de una composición de máximos y mínimos, aplicable para múltiples conjuntos o variables (Bělohlávek, et al., 2017).

$$\mu_A(a_1, \dots, a_n) \wedge \mu_A(b_1 \dots b_n) \wedge \max\{\min\{\mu_A(a_i), \mu_A(b_j)\}\} \quad (16)$$

3.3.4 Defusificación

En la defusificación, a partir del valor del conjunto difuso obtenido de la combinación de las funciones de pertenencia de los consecuentes generan una salida no difusa o *crisp* que pueda ser utilizada por el sistema a controlar. Existen múltiples métodos que permiten la transformación de salidas difusas a valores en el dominio del discurso del problema, uno de estos métodos que resalta por su simpleza es el método de la altura, el cual se encuentra expresado matemáticamente en la ecuación (17), donde z^* es el valor defusificado de

$\mu_A(z)$ cuyo universo de discurso es Z , esto es apreciable gráficamente en la Figura 3.9 (Chakraverty, et al., 2019).

$$\mu_A(z^*) \geq \mu_A(z) \forall z \in Z \quad (17)$$

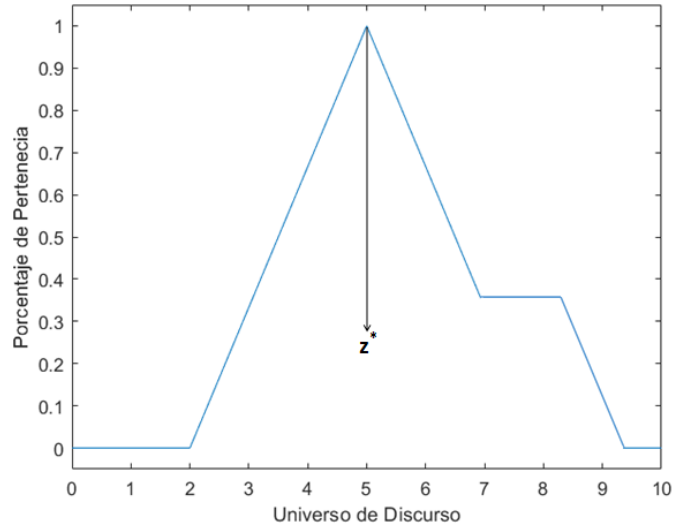


Figura 3.9 Método de defusificación de la altura

Uno de los métodos más utilizados para la defusificación es el método del centroide o de centro de gravedad, el cual consiste en calcular el punto donde el conjunto es dividido en dos partes de igual tamaño, a diferencia de otros métodos no es necesario ajustar ningún coeficiente y solo se requiere conocer las funciones de membresía de los conjuntos. Este método se puede expresar matemáticamente como se muestra en la ecuación (18) y gráficamente como se observa en la Figura 3.10 (Pokorádi, et al., 2021).

$$z^* = \frac{\int \mu_A(z) * z dz}{\int \mu_A(z) dz} \quad (18)$$

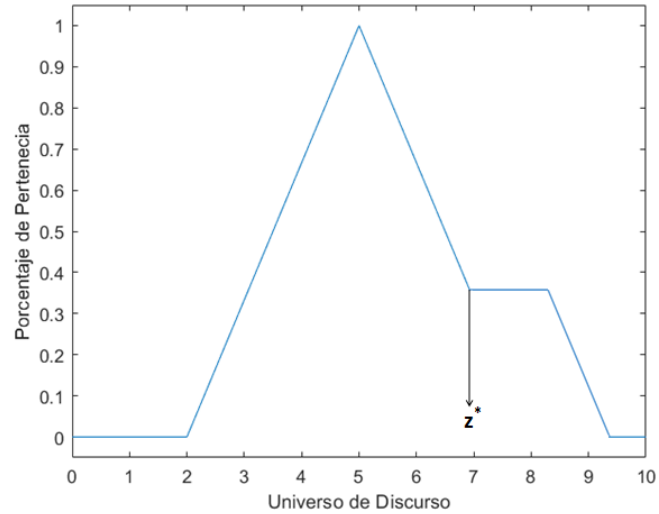


Figura 3.10 Método de defusificación del centroide

Una versión simplificada del método del centro de gravedad es el método de medias ponderadas, cuya expresión matemática se puede apreciar en la ecuación (19), en este método se realiza una sumatoria de centros de gravedad de las funciones de membresía en lugar de la integración. Debido a su simplicidad matemática puede ser implementado con facilidad en microcontroladores con limitados recursos de procesamiento. Una representación gráfica de este método se encuentra en la Figura 3.11 (Pokorádi, et al., 2021).

$$z^* = \frac{\sum \mu_A(\bar{z}) * \bar{z}}{\sum \mu_A(\bar{z})} \quad (19)$$

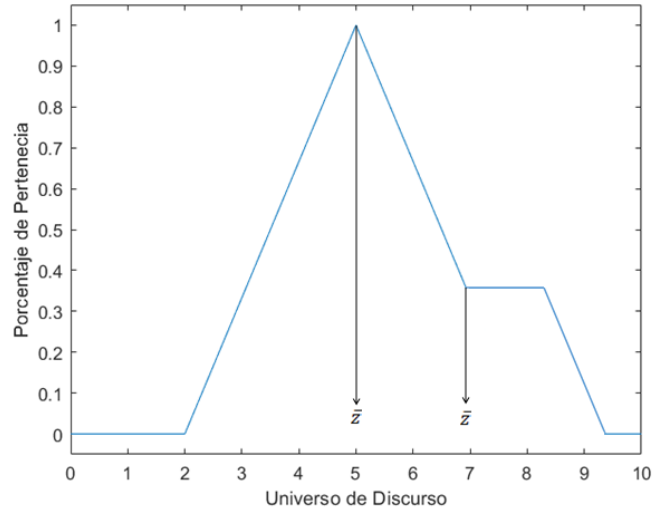


Figura 3.11 Método de defusificación de medias ponderadas

El método más simple de defusificación que puede aplicarse es el método de promedio máximo, cuya principal ventaja radica en su simplicidad matemática en comparación con el método del centroide, esto le permite ser implementado en sistemas con muy pocos recursos de procesamiento, sin embargo, existe una pérdida de precisión en el cálculo de los valores defusificados. Se puede expresar matemáticamente como se muestra en la ecuación (20), donde a , b representan los valores máximos de pertenencia. Una representación gráfica de este método se muestra en la Figura 3.12 (Nasiboglu & Abdullayeva, 2018).

$$z^* = \frac{a + b}{2} \tag{20}$$

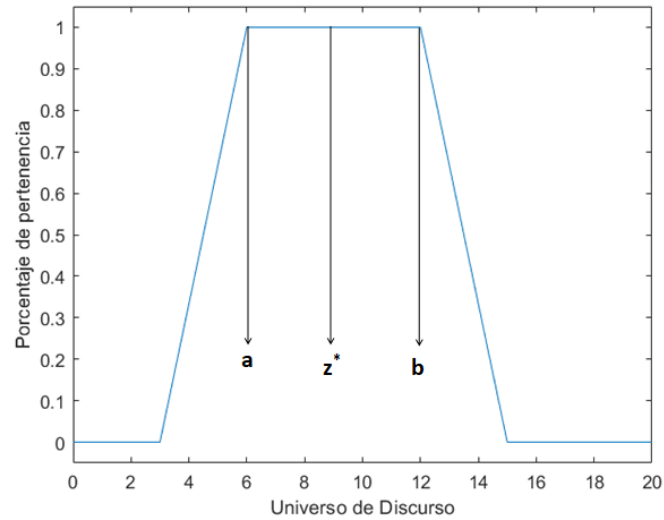


Figura 3.12 Método de defusificación del promedio máximo

Un sistema de inferencia difuso (*Fuzzy Inference System*, FIS por sus siglas en inglés) está integrado por las fases previamente mencionadas, en la Figura 3.13 se muestra el esquema que representa un FIS tipo Mamdani de una entrada y una salida, en los que las reglas se definen a través del conocimiento experto, en contraste, en la Figura 3.14 se muestra un esquema de un FIS de tipo Takagi-Sugeno el cual es comparativamente más simple debido a que el consecuente está formado por una función matemática y no cuenta con fase de defusificación, sin embargo, esto dificulta la representación de conocimiento empírico (Nguyen, et al., 2018).

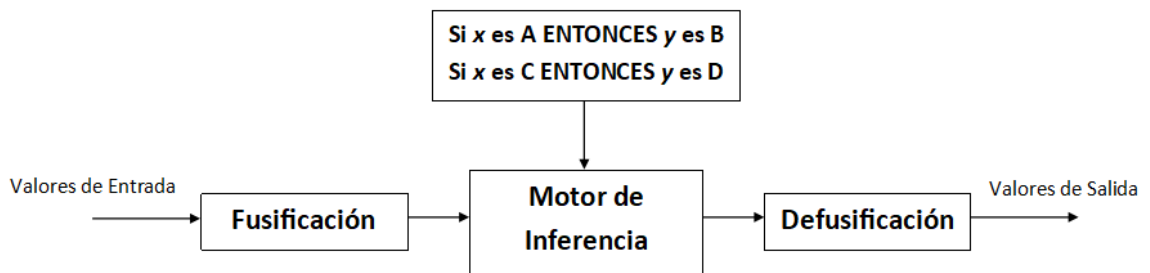


Figura 3.13 Esquema de FIS tipo Mamdani basado en (Nguyen, et al., 2018)

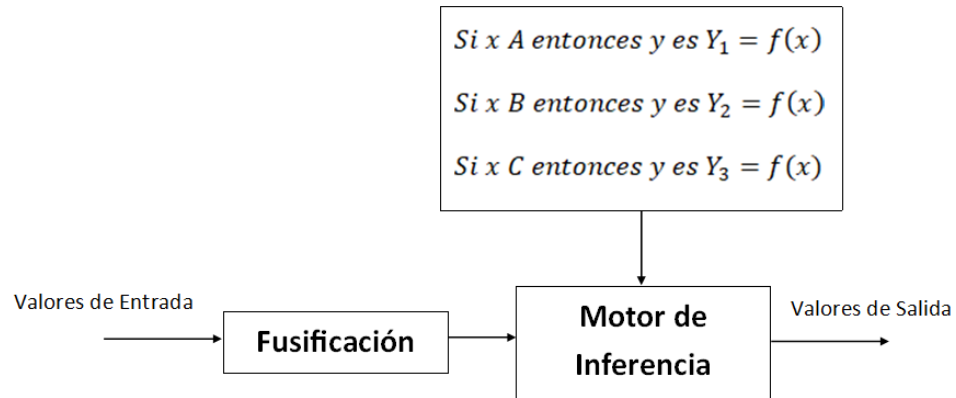


Figura 3.14 Esquema de FIS tipo Takagi-Sudeno basado en (Nguyen, et al., 2018)

Un ejemplo de control inteligente que emplea lógica difusa es desarrollado por Bello, et al. (2023), donde se implementa un control difuso tipo MISO con un esquema Sugeno que regula la orientación de un emulador de nanosatélite tipo ESAT⁴, cuyos actuadores son dos torques magnéticos y una rueda de reacción. Los criterios de desempeño del controlador tales como consumo energético y tiempo de establecimiento son comparados a los obtenidos por un PID clásico y su variante adaptativa, siendo menores los registrados por el esquema difuso, sin embargo, el esquema adaptativo del PID demostró una mayor precisión reduciendo mejor el error en estado estable en comparación al controlador difuso.

Es importante destacar el trabajo de Bakri, et al. (2016), donde se propone el desarrollo de un control adaptativo difuso para un nanosatélite de tipo InnoSat, para lo cual se presentaron tres estructuras de control difuso: un Proporcional Derivativo (PD), un Proporcional Integral (PI) y un PID, comparando el rendimiento de cada una de ellas para determinar la óptima, como actuador se utilizó una arquitectura de una rueda de reacción de tres ejes para mantenerlo estable. Como resultado se obtuvo que el controlador PID difuso es la mejor opción obteniendo un tiempo de establecimiento de 80 segundos para

⁴ ESAT es un emulador de nanosatélites desarrollado para fines educativos por la Universidad Politécnica de Madrid, se compone de un panel solar, un magnetómetro, una ruda de reacción y dos torques magnéticos que permiten regular su orientación. (Space, 2017)

el eje Roll, 68 segundos para el eje Pitch y 80 segundos para el eje Yaw, mientras sus contrapartes obtuvieron resultados no menores a 90 segundos en sus tres ejes.

En la misma línea de investigación, se encuentra Ahmed, et al. (2019), donde se propuso una estructura de control difuso de tipo PD+I para el control de orientación de un nanosatélite que, en comparación a un control difuso PID clásico, ofrece un mejor rendimiento y una robusta resistencia a las interferencias, se resalta que esta técnica muestra un sobre impulso muy pequeño y una rápida respuesta de estabilidad.

Otro ejemplo, que compara el desempeño de un controlador clásico y uno ajustado con lógica difusa se puede encontrar en Cerezo (2017), donde se realiza una comparativa entre el uso de un control PID con ajuste clásico y un controlador adaptativo-difuso, estos son aplicados al control de orientación de un nanosatélite con pares magnéticos y ruedas de reacción como actuadores, como resultados se obtuvieron que el controlador adaptativo-difuso es hasta un 70% más eficiente en términos de consumo energético, y hasta 250% más preciso que el controlador PID clásico ante perturbaciones externas.

Es posible combinar lógica difusa con otras técnicas de softcomputing, como los algoritmos genéticos, un ejemplo se documenta en Alemayehu (2020), donde se desarrolló un sistema de control de orientación para nanosatélites con ruedas de reacción y par gradiente de gravedad⁵ como actuadores. El regulador consiste en un sistema de inferencia neuro-difuso adaptativo que permite generar un sistema difuso a partir de los resultados obtenido de un regulador lineal cuadrático (*Linear-Quadratic Regulator*, LQR por sus siglas en inglés) sintonizado genéticamente, esto debido a que, si bien un LQR con ajuste manual ha mostrado buenos resultados, no es óptimo para el manejo del rendimiento y saturación de los actuadores.

Después de la realización de pruebas, y comparando el ajuste del LQR genético con un control difuso, se obtuvo como resultado un tiempo de establecimiento de menos de 12.2

⁵ El método del gradiente de gravedad consiste en alinear el eje que presenta mayor momento de inercia acorde a la vertical local, una forma de obtener mejores resultados de este método es incrementar artificialmente el momento de inercia por medio de varillas con contrapesos llamadas booms (Calvo Cerezo, 2017).

segundos y un error en estado estable de 0 por parte del LQR genético, dejando al control difuso ligeramente debajo con 12.5 segundos.

3.4 Emulación de nanosatélites

Un emulador es un sistema compuesto por hardware y/o software que tiene como propósito imitar el comportamiento y funcionalidad de otro sistema (Ruiz Olaya & Franco Mejía, 2015), esto permite realizar pruebas que podrían resultar invasivas para el modelo original, obteniendo resultados similares, pero con un menor costo y riesgo de daño. Para el desarrollo de nuevos sistemas de control de nanosatélites es necesario crear herramientas que permitan realizar pruebas constantes en un entorno controlado y económico, por ello, los investigadores comenzaron el desarrollo de plataformas de emulación que representan la dinámica de un satélite en órbita.

Existen diferentes tipos de estructuras para emular los movimientos de un nanosatélite, una de las más comunes se basa en el uso de cojinetes neumáticos, estos son dispositivos que permiten mantener suspendida en el aire una esfera o semiesfera a través de aire a presión, permitiendo el libre movimiento de esta. Un ejemplo de esto es Newton, et al. (2022), donde se desarrolla una plataforma de emulación de nanosatélites que consta de un CubeSat integrado a una plataforma móvil, como actuadores utiliza tres ruedas de reacción, además de utilizar un sistema de equilibrado automático que ajusta el centro de gravedad al centro del giro, esta plataforma se reguló por medio de técnicas de control clásico (PD).

En Papakonstantinou et al. (2022), se desarrolló un emulador de nanosatélites utilizando como actuadores micro giroscopios de momento de control (Control Moment Gyroscope, CMG por sus siglas en inglés), es posible rescatar de este trabajo el diseño mejorado de la plataforma neumática en comparación con otros trabajos, dado que reduce la estructura para potenciar la funcionalidad de los micro giroscopios y su efectividad en comparación con plataformas de emulación debido a las condiciones de fricción mínima que ofrece, sin embargo al ser utilizada con actuadores diferentes reduce su eficiencia, por lo que es una alternativa de diseño que se limita únicamente al uso de CMG.

Los emuladores de tipo cojinete neumático también pueden emplear torques magnéticos como actuador principal, como en el caso de Costa, et al. (2019), donde se desarrolló una plataforma de emulación de tipo cojinete neumático circular, la cual permite el libre movimiento en los tres ejes de rotación, en esta plataforma de emulación se desarrollaron dos técnicas de control que fueron contrastadas entre sí, por una parte el método de linealización por retroalimentación y por otra la ecuación de Riccati dependiente del estado (State-Dependent Riccati Equation, SDRE por sus siglas en inglés), dando como resultado un mejor rendimiento por parte de la SDRE.

Otro ejemplo del uso de torques magnéticos en plataformas de emulación es Cardoso da Silva, et al. (2018), que desarrollaron una plataforma de emulación de tipo cojinete neumático unida a una jaula Helmholtz, el propósito de esto es representar las condiciones magnéticas de la órbita terrestre para la comprobación de desempeño de nanosatélites con actuadores de tipo toque magnético, el principal problema de esta técnica radica en lo voluminoso de la estructura debido a la jaula cuya intención es evitar interferencias magnéticas externas, algo que podría evitarse al hacer uso de ruedas de reacción como actuadores al no verse afectados por el campo magnético.

Otro punto a favor de la arquitectura basada en rueda de reacción, además de la libertad de movimiento y facilidad para adaptarse a diferentes tipos de actuadores, es su desarrollo con materiales de bajo costo, lo cual permite a instituciones educativas crear estas herramientas para la enseñanza de sus alumnos, un ejemplo es Martínez, et al. (2022), donde se muestran diferentes diseños para el desarrollo de plataformas de emulación de nanosatélites que sirven para la investigación de nuevos sistemas de control de orientación, ya sea basados en ruedas de reacción o torques magnéticos.

En Martínez, et al. (2022) se hace uso de un controlador PID y un algoritmo B-dot para validar el funcionamiento de esta plataforma y observar su rendimiento, a pesar que solo son capaces de controlar un ángulo de movimiento, los resultados mostraron que una plataforma de emulación de nanosatélites es una herramienta excelente para probar diferentes leyes de control antes de implantarlas en una planta real reduciendo el costo y las fallas al estudiarlas en un ambiente controlado.

Dados los trabajos anteriores, es posible concluir que el control de orientación en nanosatélites es fundamental para su correcto funcionamiento, también que el uso de emuladores por parte de los investigadores como apoyo en la creación de nuevos sistemas de regulación facilita la experimentación y elimina el riesgo de daños a los sistemas reales en caso de fallos, por otra parte, es resaltable que existen diferentes técnicas de control que permiten la regulación de orientación, sin embargo, las técnicas basadas en inteligencia artificial son las que mejores resultados generan.

4 MÉTODO

En este capítulo se describe el esquema metodológico usado para el desarrollo del presente trabajo, la cual se describe de manera general en la Figura 4.1.

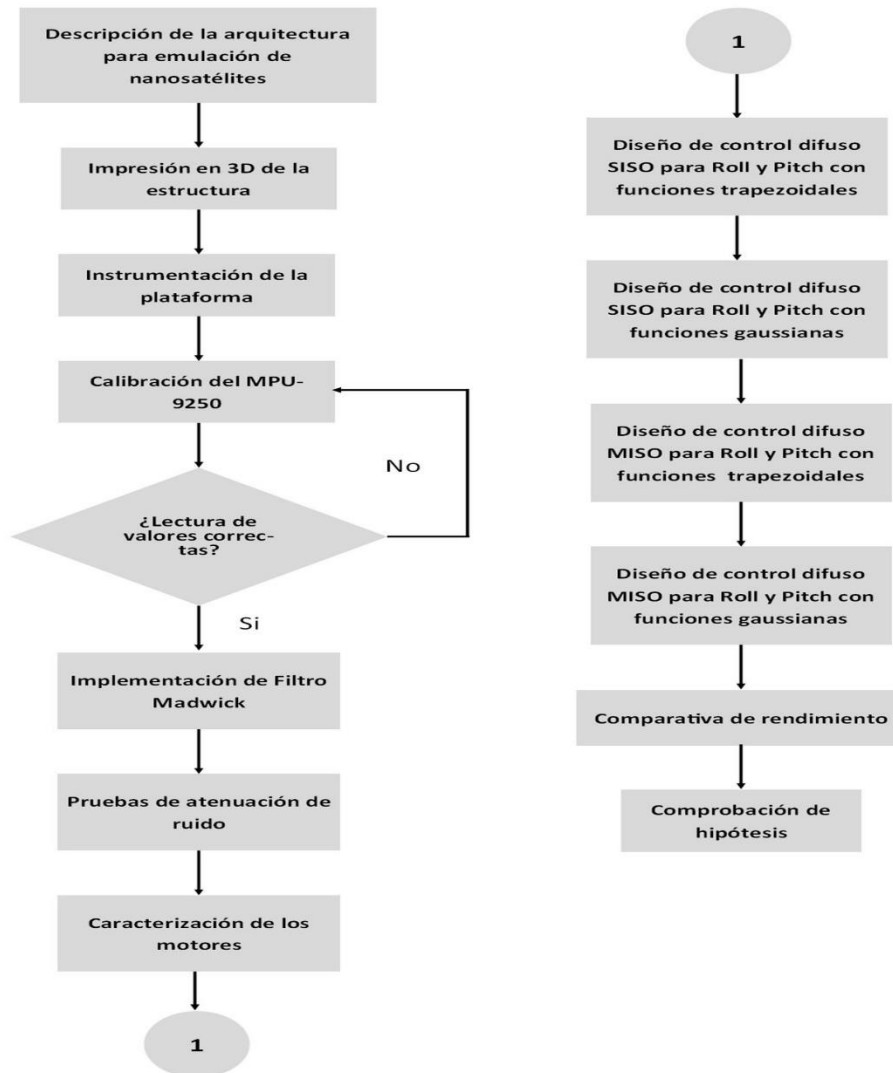


Figura 4.1 Diagrama de flujo de la metodología empleada

4.1 Geometría descriptiva de la plataforma de emulación

Debido a la información contenida en el estado del arte fue posible determinar que una plataforma de emulación del tipo cojinete neumático cumple con las características requeridas para imitar la dinámica de un nanosatélite en órbita. Sin embargo, para asegurar

su correcto funcionamiento, es necesario determinar las dimensiones y forma que deben tener las partes que componen la plataforma.

La plataforma de tipo cojinete neumático, que es documentada en la presente propuesta de investigación, consta de dos estructuras principales: la primera es una base que permite el paso aire a presión a través de ella, y la segunda es una semiesfera que, al entrar en contacto con el aire a presión, se mantiene separada de la estructura principal debido a una fina capa de aire que permite el libre movimiento de rotación.

La semiesfera tiene un radio de 5 cm, cuenta con tres orificios con una profundidad de 2 cm y un diámetro de 8.2 mm cada uno, estos permiten unir la semiesfera a la base que contendrá la instrumentación para el sistema de control. En la Figura 4.2 se observa el diseño de la semiesfera.

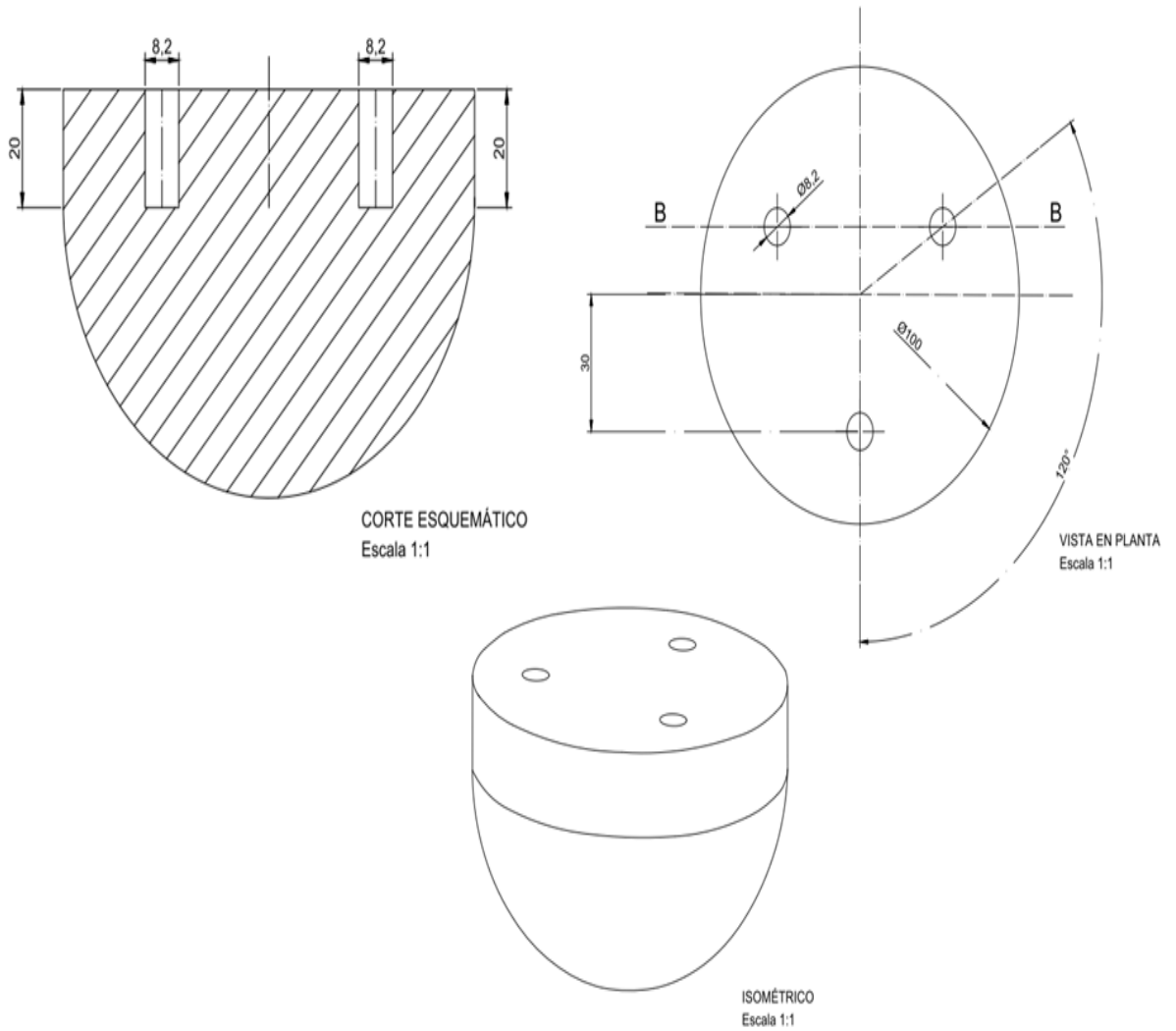


Figura 4.2 Vista isométrica de semiesfera

Por otra parte, la base que se encarga de conducir el aire a presión hasta la semiesfera tiene un diámetro de 15 cm y una altura de 5 cm, en el centro cuenta con una superficie cóncava de 8 cm de diámetro. En esta se encuentran 12 orificios de 1.5 mm de diámetro a través de los cuales circula el aire a presión. El diagrama de esta estructura se observa en la Figura 4.3.

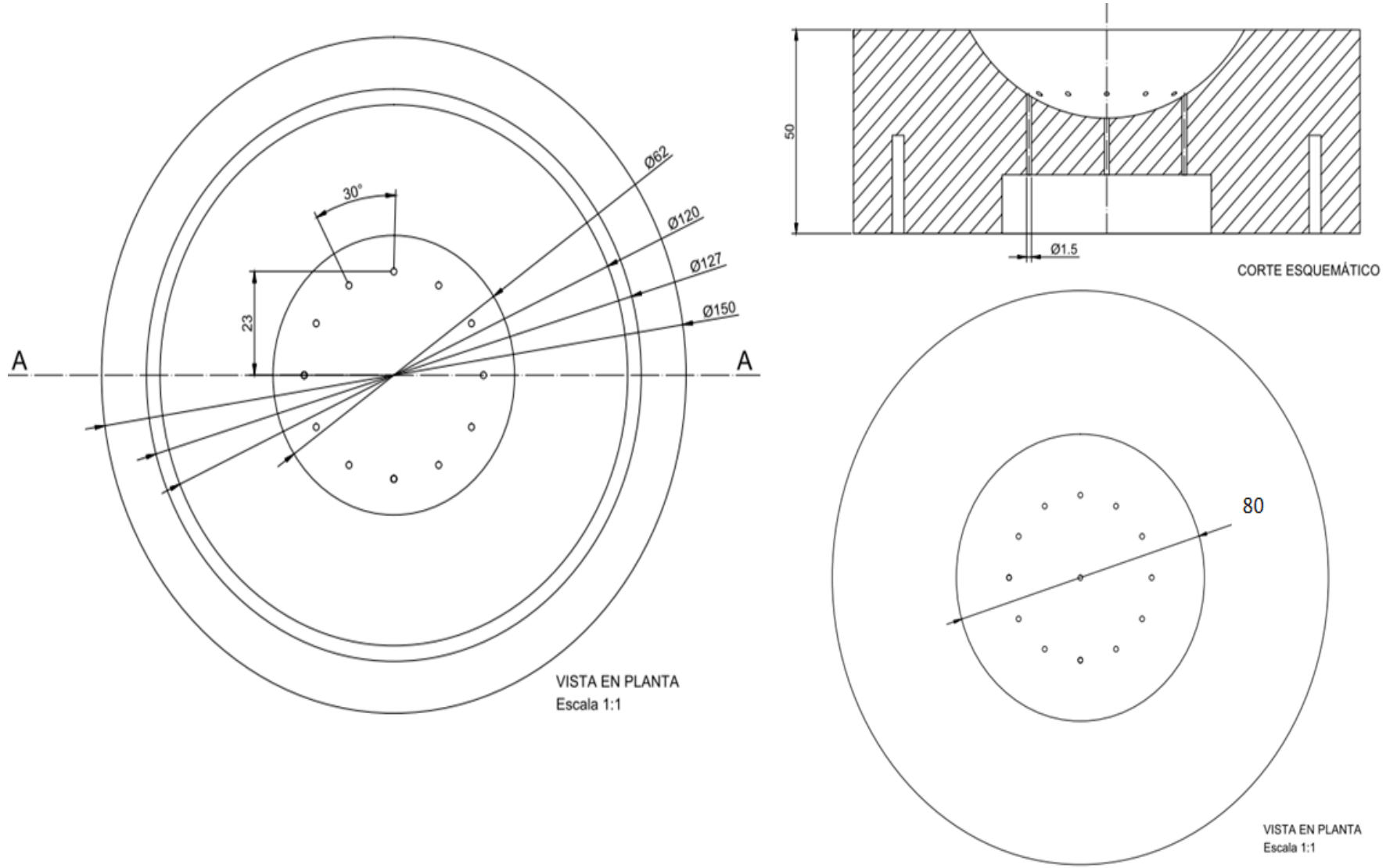


Figura 4.3 Vista isométrica de la base

Para soportar la estructura y ofrecer estabilidad mientras está en funcionamiento se utiliza un pedestal de 1 m de alto y 12 cm de diámetro, este se encuentra unido a una base de 30 cm². El pedestal cuenta además con un orificio de 0.5 cm de diámetro a través del cual se realiza la conexión de la base con la compresora de aire, el diseño de esta estructura se encuentra en la Figura 4.4.

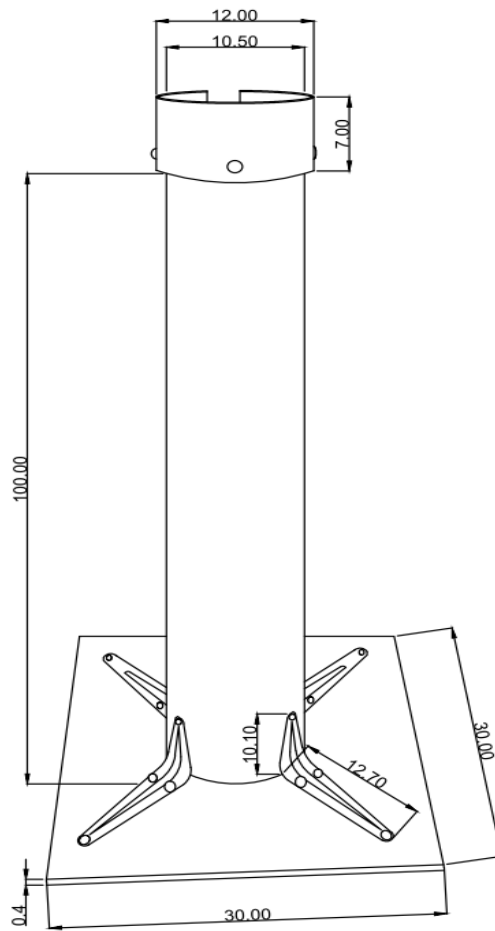


Figura 4.4 Vista isométrica de pedestal

Tomando en consideración el tamaño necesario para el acoplamiento de la instrumentación del proyecto, el cual requiere una superficie mínima de 15 cm², se utiliza una base plana de 17 cm² y 4 mm de ancho, que permite la instalación de la instrumentación y permite la conexión entre la semiesfera y los brazos para las ruedas de reacción; el diseño de esta interfaz se observa en la Figura 4.5.

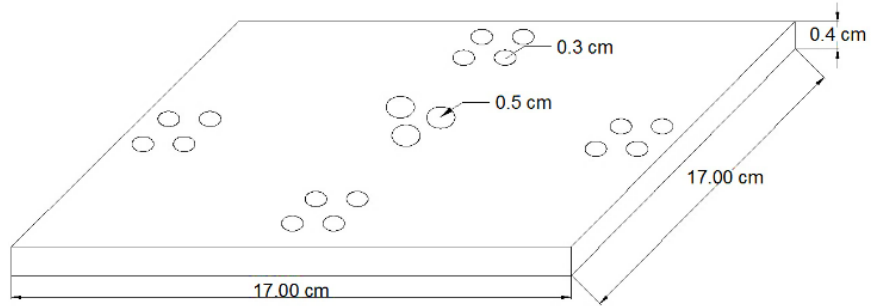


Figura 4.5 Vista isométrica de la base de conexión entre semiesfera y brazos

Tanto las ruedas de reacción como la batería están conectadas a la plataforma a través de brazos de 15 cm de largo, esto permite mantener en equilibrio el peso que debe soportar el emulador, para este efecto se cuenta con tres diseños diferentes, el primero dirigido a ser la base de la batería que alimenta a la computadora encargada del control, y el segundo y tercero a integrar las ruedas encargadas del movimiento en los ejes Yaw, Pitch y Roll. El diseño del primer elemento se puede observar en la Figura 4.6 y el segundo y tercero se observa en la Figura 4.7.

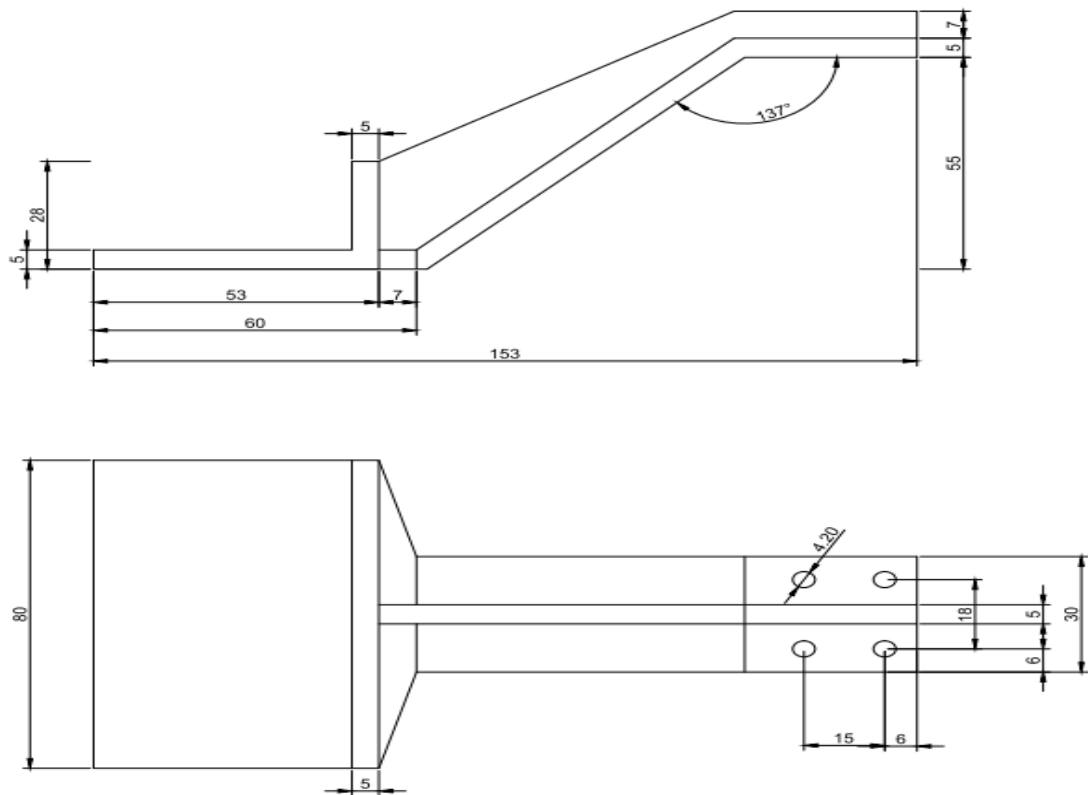


Figura 4.6 Brazo para eje Roll

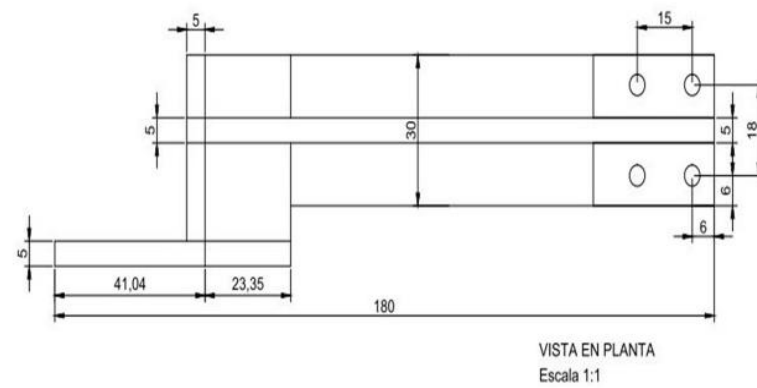
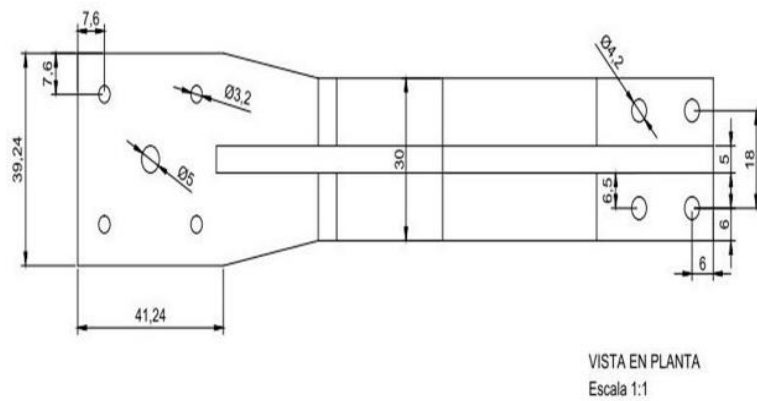
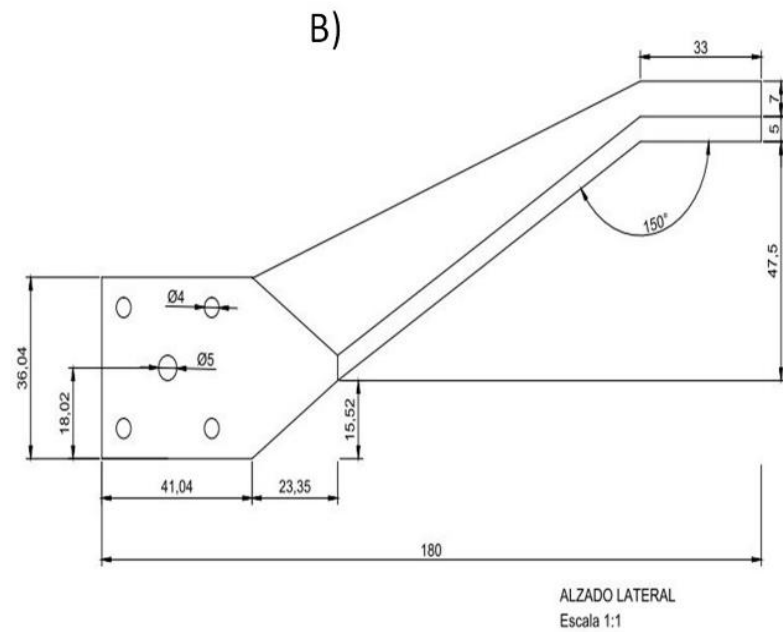
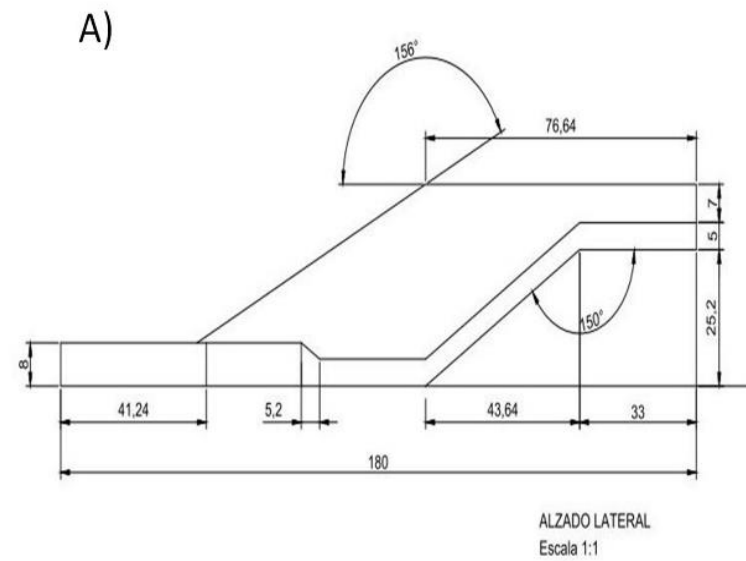


Figura 4.7 A) Brazo para eje Yaw, B) Brazo para ejes Pitch y Roll

Las ruedas de reacción diseñadas para este proyecto tienen una dimensión de 9 cm de diámetro y 2 cm de ancho, esto permite que al rotar generen la inercia necesaria para ajustar la posición de la plataforma una vez se vea afectada por alguna perturbación física, el diseño de estas se encuentra en la Figura 4.8.

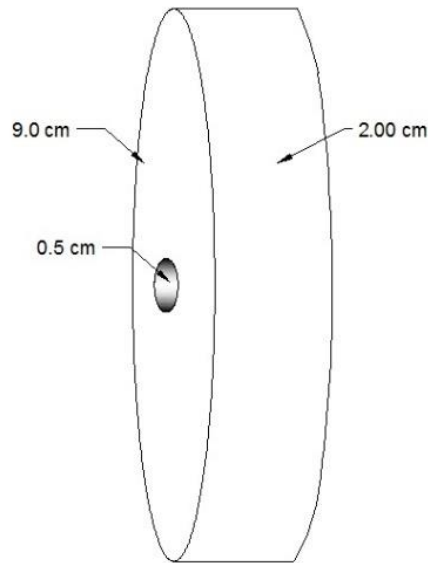


Figura 4.8 Diseño de ruedas de reacción

Finalizado el diseño de los componentes estructurales del emulador, es necesario seleccionar los circuitos electrónicos que permitirán la adquisición de datos y el procesamiento de las rutinas de control.

4.2 Instrumentación

Diseñada la estructura principal de la plataforma, es necesario elegir los dispositivos que se encargan de medir la posición de la plataforma, procesar esa información y generar la señal de control que permita a los actuadores responder ante cambios en su posición respecto a la referencia establecida, dichos dispositivos y sus principales características se describen a continuación.

4.2.1 STEMLab 125-10

Debido a que se requiere desarrollar tres controles de orientación diferentes, que además sean capaces de realizar sus funciones de manera paralela para el control de cada uno de los ejes, es necesario que la computadora de control cuente con la capacidad de

procesamiento necesaria para dicha tarea. Por esto, no es recomendable el uso de microcontroladores de un solo núcleo como los implementados en algunas gamas de la tarjeta de desarrollo Arduino, tales como UNO, Leonardo, Mega o Nano, debido a que su capacidad está limitada para este propósito; en su lugar, se utiliza una computadora reducida STEMLab 125-10 de marca Red Pitaya, cuyas principales características son (Pitaya, 2017):

- Procesador Dual Core ARM Cortex A9 a 2GHz.
- Mini FPGA Xilinx Zynq 7010 SOC
- Memoria RAM de 256 MB (2GB)
- Sistema de almacenamiento Micro SD de 32GB
- Interfaces de comunicación I2C, SPI, UART y CAN
- Osciloscopio y Generador de funciones integrado.

Esta computadora STEMLab 125-10 cuenta con la capacidad de realizar múltiples tareas de forma concurrente, esto permite obtener y procesar la posición en la que se encuentre la plataforma al igual que ejecutar las rutinas de control en paralelo.

4.2.2 Actuadores

Para la implementación de los actuadores usados en la plataforma se escogieron motores sin escobillas o *brushless*, estos tienen características como un alto número de revoluciones por minuto, mayor fuerza de torque y vida útil, esto en comparación con los motores de DC convencionales (Manda & Kumar Veeramalla, 2021). El modelo A2212/13T a 1000KV en específico alcanza 10000 rpm con un voltaje de alimentación de 10 V y una corriente de 0.5 A en condiciones sin carga.

Para interactuar con motores *brushless* se requiere de un driver, o Sistema Electrónico de Control de Velocidad (*Electronic Speed Controller System*, ESC por sus siglas en inglés) que convierta la señal del modulador de ancho de pulso (*Pulse Width Modulation*, PWM por sus siglas en inglés) que es generada por la STEMLab 125-10 a un rango de funcionamiento adecuado para el motor, para este trabajo los drivers empleados tienen una capacidad de 30 A y, al igual que los motores, están dirigidos su uso en drones, es de resaltar que estos drivers solo permiten que los motores giren en una sola dirección, la

cual está determinada por su conexión. En la Figura 4.9-A se puede observar el diagrama esquemático de un ESC.

Los motores sin escobillas se utilizan generalmente dentro del aeromodelismo en drones, lo que facilita su adquisición a un costo accesible, esto sumado al torque que son capaces de generar, los convierte en una buena opción para mover las ruedas de reacción de la plataforma, en la Figura 4.9-B se muestra el diagrama esquemático de un motor *brushless*.

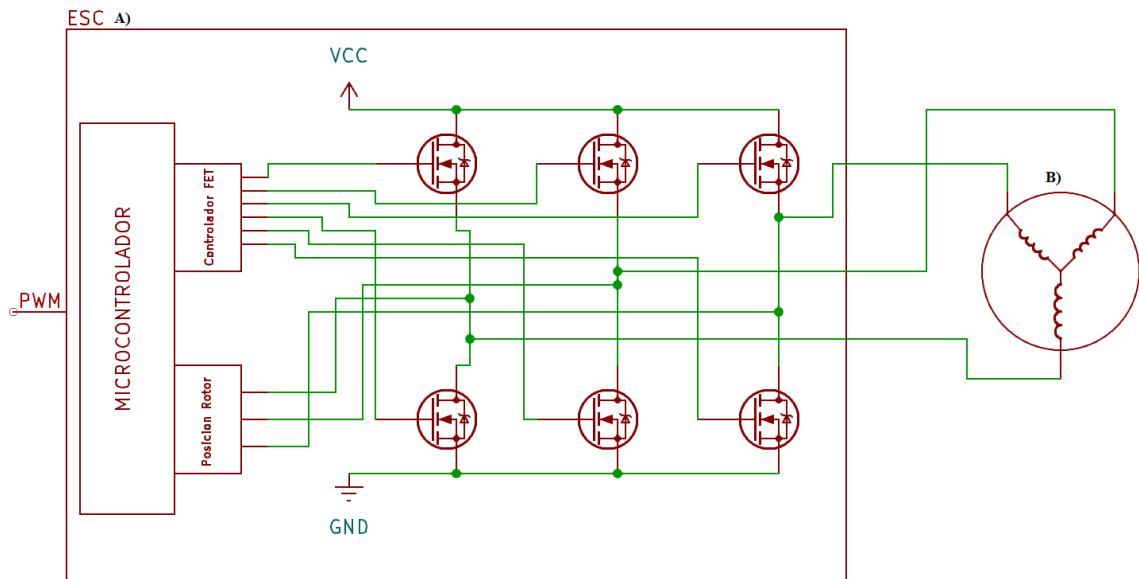


Figura 4.9 Diagrama esquemático: A) ESC, B) Motor Brushless

4.2.3 Arduino NANO

Una característica de la computadora STEMLab 125-10 es la generación de señales del tipo PWM, para este fin dispone de dos pines de salida, sin embargo, esto dificulta su implementación para el control de los 3 motores empleados en las ruedas de reacción. Para solventar esta problemática, se utiliza una tarjeta de desarrollo Arduino Nano, representada en la Figura 4.10 como interfaz de conexión entre los drivers de los motores y la STEMLab, esta interacción es realizable a través de librería “Servo.h”, ajustando los valores del PWM a los rangos empleados en servomotores y motores sin escobillas.

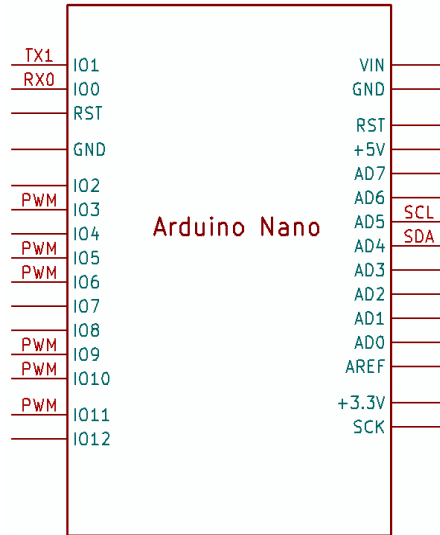


Figura 4.10 Diagrama esquemático de un Arduino Nano

4.2.4 Baterías de carga

Para energizar los circuitos electrónicos que forman del hardware de esta propuesta se eligieron 2 baterías de polímero de iones de litio o Li-Po, la primera, de la marca TP-Link modelo TL-PB5200, se encarga de energizar a la computadora STEMLab 125-10 y mantener equilibrada la plataforma, mientras la segunda, de la marca Gens ace modelo G-Tech 2200mAh, se encarga de polarizar a los tres motores y al Arduino nano y se encuentra situada de forma externa a la plataforma lo que evita sumar peso extra, es posible observar dicha batería en la Figura 4.11.

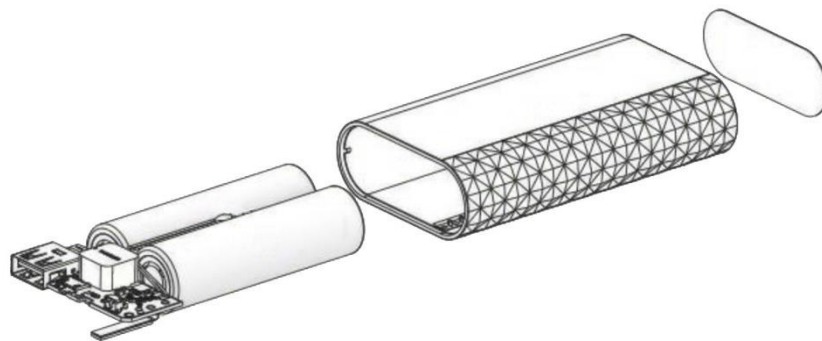


Figura 4.11 Batería TP-Link TL-PB5200

Los desarrollos documentados en el estado del arte optan por el uso de una sola batería, esto debido principalmente a que el consumo de corriente es menor dadas las características de polarización. Por otro lado, en el caso de este proyecto, el uso de la

STEMLab requiere de un suministro constante de 5v a 1.5 A, mientras que los motores y la tarjeta Arduino requieren de un voltaje no inferior a los 7 V, debido a esto utilizar solo una batería requeriría de implementar un convertidor de DC-DC para regular el voltaje que llega a cada dispositivo, sin embargo, esto requiere un espacio extra en la interfaz de conexión del cuenco.

Un factor adicional en la elección de la batería es su capacidad, dado que, al suministrar corriente a más dispositivos, disminuye el tiempo de uso posible para las pruebas a realizar antes de una recarga, sin embargo, el mayor inconveniente se encuentra en el peso, el cual se incrementa en función del aumento en la capacidad de carga, provocando un desbalance en la plataforma. En la Tabla 4.1 es posible observar las principales características de las baterías empleadas (TP-LINK, 2014) .

Tabla 4.1 Características de las baterías utilizadas en el emulador

Características	Marca	
	TP-Link	Gens ace
Voltaje	7.4 V	5 V
Corriente	2.4 A	2.2 A
Capacidad	5200 mAh	4400 mAh
Numero de Celdas	2	3
Watts/hora	16.28 Wh	26 Wh

4.2.5 Unidad de Medición Inercial MPU-9250

Para la detección de la posición de la plataforma se utiliza una unidad de medición inercial (*Inertial Measurement Unit*, IMU por sus siglas en inglés), específicamente un circuito electrónico MPU-9250, observable en la Figura 4.12, este se compone de un acelerómetro, un giroscopio y un magnetómetro, cuyos rangos de funcionamiento y características se pueden observar en la Tabla 4.2 (Inc., 2016):

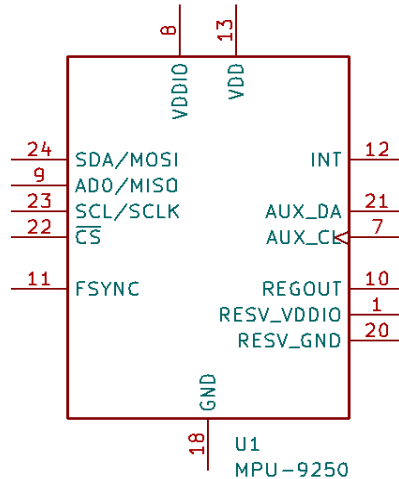


Figura 4.12 Diagrama esquemático del IMU MPU-9250

Tabla 4.2 Características y rangos de valores del IMU MPU-9250

Voltaje de alimentación	3.3 V
Tipo de comunicación	I2C
Acelerómetro (g)	$\pm 2, \pm 4, \pm 8, \pm 16$
Giroscopio ($^{\circ}/s$)	$\pm 250, \pm 500, \pm 1000, \pm 2000$
Magnetómetro (μT)	± 4800

El IMU MPU-9250 permite la configuración del rango de sus mediciones, en este caso es necesario que sea capaz de detectar el movimiento de la plataforma propuesta en los tres ejes de rotación y, a su vez, reducir la detección de vibraciones que se producen debido al movimiento de las ruedas de reacción. La configuración, pruebas y filtros implementados son abordados en la siguiente sección.

4.3 Configuración de la IMU MPU-9250

El MPU-9250 es capaz de detectar movimientos en los tres ejes de rotación Yaw, Pitch y Roll, sin embargo, es necesario realizar una configuración precisa del mismo para asegurar que los valores entregados correspondan a la posición en la que se encuentra, en la Figura 4.13 se representa la secuencia de pasos necesarios para la activación y configuración del acelerómetro, giroscopio y magnetómetro, esta secuencia permite establecer el rango de funcionamiento de los sensores, su tiempo de muestreo y calibración.

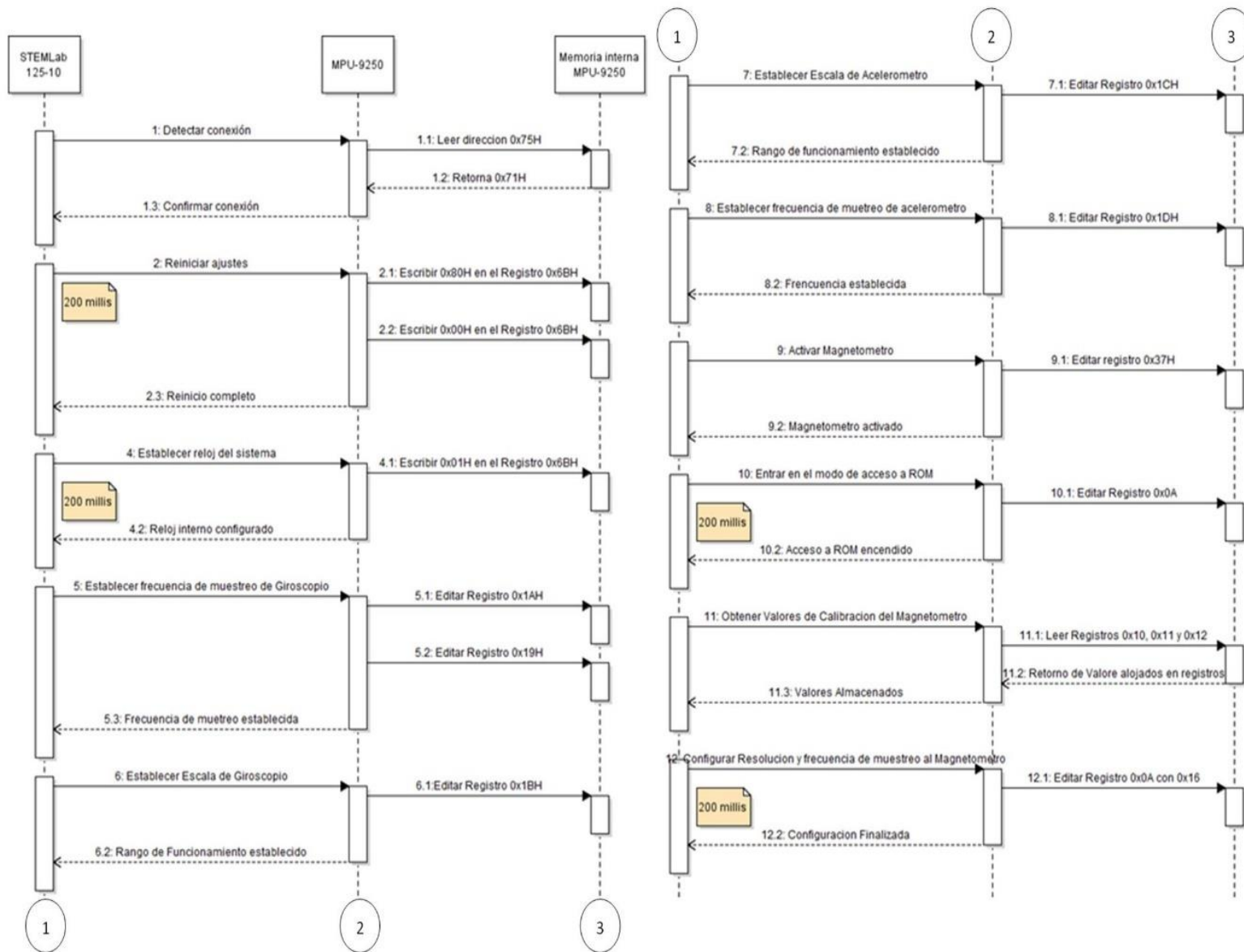


Figura 4.13 Diagrama de secuencia de la configuración inicial del MPU-9250

Una vez configurados los sensores de la IMU MPU-9250, el acceso a los valores del acelerómetro, giroscopio y magnetómetro es a través de sus registros de memoria interna, los cuales se configuraron para actualizar su contenido cada 10 ms. Cada sensor es capaz de detectar datos en los tres ejes X, Y, Z, divididos en 2 registros de 8 bits cada uno representando el bit más significativo (*Most Significant Bit*, MSB por sus siglas en inglés) y el bit menos significativo (*Least Significant Bit*, LSB por sus siglas en inglés) de cada eje, debido a esto, es necesario sumar ambos valores para obtener el valor real del eje deseado.

Habiéndose obtenido el código digital representativo del valor de cada eje, es necesario ajustar los valores a la escala de sensibilidad que fue configurada en cada sensor; esto se logra multiplicando el valor sin ajuste obtenido del sensor por la escala de sensibilidad seleccionada entre el rango máximo de lectura del sensor de 16 bits (0 a 32768), este proceso se presenta en las ecuaciones (21) y (22) para el acelerómetro y giroscopio respectivamente (Komarizadehasl, et al., 2020).

$$A_x = V_{ax} * \left(\frac{esc_a}{ran_{mx}} \right) \quad (21)$$

$$G_x = V_{gx} * \left(\frac{esc_g}{ran_{max}} \right) \quad (22)$$

Donde A_x es la aceleración expresada en valores discretos, en múltiplos de 9.81 m/s^2 correspondientes a la fuerza de gravedad G . Por otro lado G_x es la frecuencia angular ajustada. V_{ax} y V_{gx} son los valores sin ajuste obtenidos del acelerómetro y giroscopio en el eje X, esc_a y esc_g son la escala en fuerza G a la que se configuro el acelerómetro (2, 4, 8 o 16) y la escala en grados sobre segundos configurada en el giroscopio (250, 500, 1000, 2000), y ran_{max} es el rango máximo de lectura del sensor (32768.0) (Komarizadehasl, et al., 2020).

Por otra parte, es necesario ajustar los valores del magnetómetro para contrarrestar posibles interferencias en el campo electromagnético debido a las estructuras metálicas y dispositivos electrónicos que se encuentren alrededor del sensor, y así poder detectar con precisión el norte magnético de la tierra, para lo cual se utiliza la ecuación (23) (Niespodziany, 2018).

$$M_x = (M_d - B) * A \quad (23)$$

$$A = \begin{pmatrix} \cos \phi & \sin \phi & 0 \\ -\sin \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (24)$$

Donde M_x es el valor del magnetómetro ajustado, M_d es el valor en bruto obtenido del magnetómetro en X, B es la corrección de efecto de hierro duro, obtenible a través de la ecuación (24), donde ϕ es el eje de rotación. Por otra parte, A es la corrección de efecto de hierro suave, cuyos valores se obtienen a través de los registros de *offset* del sensor.

El cálculo de Yaw, Pitch y Roll es realizado a partir de los valores obtenidos del acelerómetro, aplicando las ecuaciones (25), (26) y (27) respectivamente, esto requiere de un mayor consumo de recursos computacionales en comparación al cálculo de cuaterniones⁶. Al realizar la conversión de manera directa, la señal de salida obtenida tiene presencia de ruido de alta y baja frecuencia resultado del movimiento libre de la plataforma y por la vibración generada por la rotación de los motores, es posible utilizar únicamente el giroscopio para este fin, sin embargo, este genera un constante crecimiento de errores a lo largo del tiempo de uso (Hernández Montero, et al., 2020).

$$\theta = \tan^{-1} \left(\frac{A_x}{\sqrt{A_y^2 + A_z^2}} \right) \quad (25)$$

$$\psi = \tan^{-1} \left(\frac{A_y}{\sqrt{A_x^2 + A_z^2}} \right) \quad (26)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\sqrt{A_x^2 + A_y^2}}{A_z} \right) \quad (27)$$

Donde A_x, A_y, A_z son los valores ajustados obtenidos del acelerómetro en los tres ejes de medición X,Y,Z.

Debido a la presencia de ruido de alta y baja frecuencia proveniente de las vibraciones y los movimientos bruscos debido al movimiento de los motores, diversos trabajos han optado por el uso de un filtro complementario que es una simplificación del filtro

⁶ Son vectores de números complejos de 4 dimensiones, utilizados para representar la rotación en tres dimensiones de un objeto en el espacio, el cálculo de estos es más eficiente a nivel de almacenamiento y velocidad de procesamiento que el cálculo directo de los ángulos de Euler. (Goldman, 2010)

Kalman⁷, el cual tiene como objetivo compensar la sensibilidad del acelerómetro a ruido de baja frecuencia y la deriva generada por el giroscopio a lo largo del tiempo, para ello se combinan los valores resultantes de aplicar un filtro pasa bajas al acelerómetro y los valores obtenidos del filtro pasa altas aplicado al giroscopio, este proceso se representa por medio de la ecuación (28) (Hernández Montero, et al., 2020).

$$Ang = C * (Ang + wG * t) + (1 - C) * Acel_{ang} \quad (28)$$

Donde Ang es el valor de ángulo medido, C es la ganancia que puede tener un valor entre 0 y 1 dependiendo de la prioridad asignada al acelerómetro o al giroscopio, wG es la frecuencia angular ajustada obtenida del giroscopio, t es el tiempo de muestreo, y $Acel_{ang}$ es el valor del ángulo medido por el acelerómetro.

La implementación del filtro complementario permitió la reducción del ruido, pero no fue capaz de atenuar las componentes frecuenciales generadas por el funcionamiento de los motores y el movimiento brusco producido por el cojinete neumático, debido a esto, se optó en su lugar por el uso de un filtro Madgwick.

4.3.1 Filtro Madgwick

Desarrollado en 2011 por Sebastian Madwick, es un filtro que representa la orientación de un objeto por medio de cuaterniones; estos cuentan con la ventaja de requerir un menor consumo de recursos computacionales en comparación con el cálculo directo de ángulos de Euler, convirtiéndolos en una opción comparativamente mejor para su aplicación en microcontroladores (Rodríguez & Chérigo, 2017).

Para realizar el filtrado de las mediciones obtenidas de los sensores se utiliza el método del gradiente descendente⁸ para determinar el comportamiento del error medido por el giroscopio, de tal manera que utiliza los valores obtenidos de cada iteración para determinar el error de la siguiente medición y así minimizarlo (Rodríguez & Chérigo, 2017).

⁷ Es un algoritmo recursivo de estimación que permite determinar el valor de variables ocultas con base en muestras previamente medidas en sistemas no lineales. (Becker, 2023)

⁸ Método empleado para la minimización de funciones objetivo a través del uso iterativo de la derivada o gradiente hasta alcanzar el valor de optimo. (Cuevas, 2021)

El filtro Madwick consta de cuatro etapas principales: la primera es la integración de la frecuencia angular en radianes medida por el giroscopio, para esto se deben expresar los valores obtenidos por el giroscopio en sus ejes X, Y, Z en forma vectorial como se muestra en la ecuación (29), de esta forma es posible obtener la tasa de cambio de orientación del campo terrestre con respecto al sensor en un tiempo t integrando la derivada del cuaternión, esto se encuentra representado por la ecuación (30) y la ecuación (31) (Madgwick, 2010).

$$S_\omega = [0, \omega_x, \omega_y, \omega_z] \quad (29)$$

$$\dot{q}_{\omega,t} = \frac{1}{2} \hat{q}_{est,t-1} \otimes S_{\omega t} \quad (30)$$

$$q_{w,t} = \hat{q}_{est,t-1} + \dot{q}_{w,t} \Delta t \quad (31)$$

Donde $\dot{q}_{w,t}$ es la derivada del cuaternión con respecto a un tiempo t , $\hat{q}_{est,t-1}$ es la posición anterior estimada, Δt es el periodo de muestreo, y ω identifica que el cuaternión se calcula a partir de valores angulares.

La segunda etapa del filtro es la corrección de cuaterniones, para esta etapa se utilizan tanto los valores de la fuerza de gravedad obtenidos del acelerómetro como los valores del campo magnético de la tierra obtenidos por el magnetómetro, esta última medida permite determinar la posición del sensor con respecto al norte magnético de la tierra, y si bien es posible representar esta rotación por medio de ángulos de Euler en lugar de cuaterniones, esto no es recomendable ya se puede producirse un efecto denominado bloqueo de Cardán en el que dos ejes quedan paralelos uno al otro, provocando que solo pueda obtenerse la orientación de 2 ejes en lugar de tres (Madgwick, 2010).

El bloqueo de Cardán puede abordarse como un problema de optimización, definido por la ecuación (32), donde $f(\hat{q}, \hat{d}, \hat{s})$ es la función objetivo a minimizar, \hat{q} es la solución óptima del problema representada por la expresión $\hat{q} = [q_1, q_2, q_3, q_4]$, \hat{d} es la referencia predefinida del campo magnético de la tierra expresado como el vector $\hat{d} = [0, d_x, d_y, d_z]$, \hat{s} la dirección medida por el magnetómetro expresada como $\hat{s} = [0, s_x, s_y, s_z]$, la ecuación (33) describe el método del gradiente descendiente aplicado a $n=4$ iteraciones para obtener la siguiente posición estimada a partir de las anteriores, donde μ es la dirección del gradiente (Madgwick, 2010).

$$\min f(\hat{q}, \hat{d}, \hat{s}) = \hat{q}^{*\otimes\hat{d}\otimes\hat{q}} - \hat{s} \mid \hat{q} \in \mathbb{R}^4 \quad (32)$$

$$q_{k+1} = \hat{q}_k - \mu \frac{\nabla f(\hat{q}_k, \hat{d}, \hat{s})}{\|\nabla f(\hat{q}_k, \hat{d}, \hat{s})\|}, k = 0, 1, \dots, n \quad (33)$$

Para la tercera etapa del filtro se requiere recombinar las estimaciones previamente calculadas en las ecuaciones (31) y (33), esto se logra por medio de la ecuación (34), donde $q_{est,t}$ es la recombinación de las estimaciones, γ_t y $(1 - \gamma_t)$ son pesos aplicados a cada uno de los cálculos de orientación, cabe mencionar que γ_t está sujeto a $0 \leq \gamma_t \leq 1$, y es posible calcularla por medio de la ecuación (35), donde la constante β se obtiene por medio de la ecuación (36), ω_β representa el error obtenido de las mediciones del giroscopio. Para la última, etapa se debe aplicar la ecuación (37) para normalizar el valor del cuaternión obtenido (Rodríguez & Chérigo, 2017).

$$q_{est,t} = \gamma_t q_k + (1 - \gamma_t) q_{w,t} \quad (34)$$

$$\gamma_t = \frac{\beta}{\frac{\mu_t}{\Delta_t} + \beta} \quad (35)$$

$$\beta = \sqrt{\frac{3}{4}} \omega_\beta \quad (36)$$

$$\hat{q}_{w,t} = \frac{\hat{q}_{w,t}}{\|\hat{q}_{w,t}\|} \quad (37)$$

Obtenidos los valores de orientación del sensor en cuaterniones, se deben aplicar las ecuaciones (38), (39) y (40) para convertirlos en ángulos de Euler, donde q_r, q_x, q_y, q_z son los valores obtenidos del filtro Madwick, esta etapa es necesaria para que se pueda entender con claridad la posición en la que se encuentra la plataforma y así el control pueda regular la posición de esta en consecuencia (Bernardes & Viollet, 2022).

$$Roll = \arctan(q_x + q_z, q_r - q_y) - \arctan(q_z - q_x, q_y + q_r) \quad (38)$$

$$Pitch = \arccos\left(\frac{(q_r - q_y)^2 + (q_x + q_z)^2 - 1}{2}\right) - \frac{\pi}{2} \quad (39)$$

$$Yaw = \arctan(q_x + q_z, q_r - q_y) + \arctan(q_z - q_x, q_y + q_r) \quad (40)$$

4.4 Desarrollo de controladores difusos

La metodología empleada en este trabajo para el desarrollo de los controladores de orientación de los ejes Roll y Pitch, inicia con la caracterización de los motores para determinar los valores que componen el universo de discurso de los controladores, y así determinar los valores de pertenencia de los conjuntos difusos. Sintonizados los valores de pertenencia de los controladores se declaran las reglas difusas que permiten al sistema determinar la acción a tomar acorde a la entrada recibida.

Para finalizar, se aplica el método del centroide como defusificador debido a su simplicidad matemática, que a su vez conlleva un menor costo computacional por parte del procesador. Cabe mencionar que, debido a la no linealidad del emulador, y a que cada eje es controlado de manera independiente, los conjuntos difusos de ambos controladores son sintonizados de manera independiente, y por ende no son simétricos en la mayoría de los casos presentados.

Es importante mencionar que no se desarrolló un controlador para el eje Yaw debido a que se optó por enfocar el proyecto en la regulación de perturbaciones en sentido vertical que afectan a los ejes Pitch y Roll, con el objetivo de mantener estable la plataforma en su posición de 0 grados, y en contrarrestar cualquier cambio a esa posición en el menor tiempo posible.

En la Figura 4.14 se describe el desarrollo y comparativa de cuatro controlares Mamdani de una entrada y una salida (SISO), los dos primeros utilizando funciones trapezoidales y triangulares, mientras los segundos utilizan funciones gaussianas y sigmoides. Por otra parte, en la Figura 4.15 se describe un proceso similar, pero utilizando controladores de dos entradas y una salida (MISO).

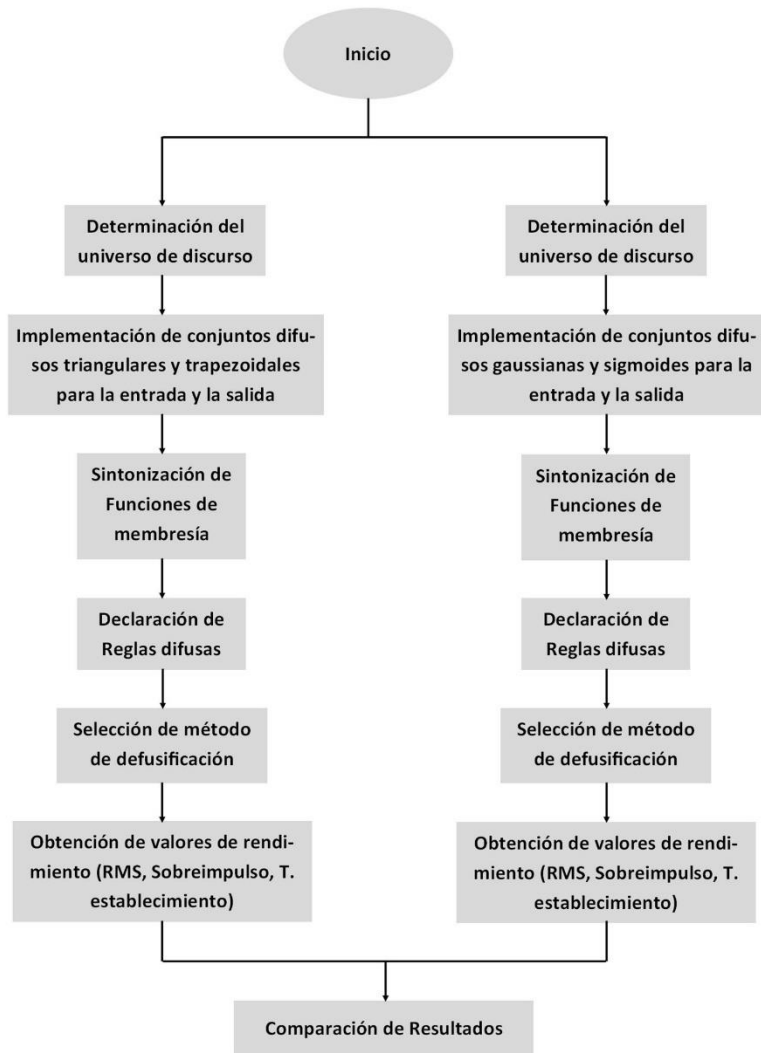


Figura 4.14 Metodología para el desarrollo de controlares SISO para Pitch y Roll

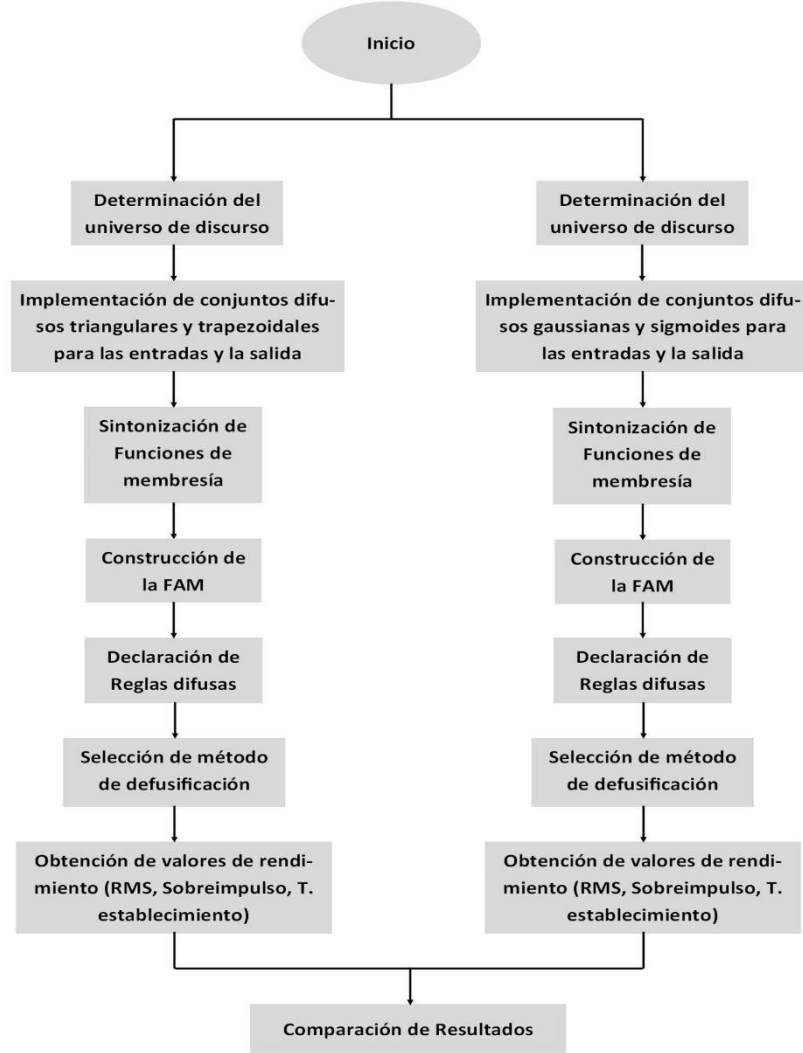


Figura 4.15 Metodología para el desarrollo de controlares MISO para Pitch y Roll

5 RESULTADOS Y DISCUSIÓN

5.1 Pruebas y resultados de la plataforma de emulación.

Para la construcción de la plataforma se requirió de un material resistente y flexible, tal que las vibraciones no lo dañaran y no fuera afectado por campos electromagnéticos externos. Fue necesario que el material fuese ligero, esto debido a que el compresor de aire que se tiene disponible para el desarrollo propuesto en este trabajo es un Sprayit SP94002 con una capacidad de 24 L y un flujo máximo de 116 PSI (800 kPa), sin embargo, solo puede generar un flujo de 14.5 PSI (200 kPa) de manera constante.

Debido a los requerimientos descritos, tanto la semiesfera, la base, los brazos y las ruedas de reacción, están fabricadas a través de un proceso de impresión 3D, utilizando ácido poliláctico (Polilactic Acid, PLA por sus siglas en inglés), este es un material biodegradable, que cuenta con la facilidad de adaptarse a la forma y tamaño que el usuario especifique, además de contar con una densidad de 1.25 g/cm^3 , que si bien es mayor que la densidad que presentan otros materiales como la madera (0.55 g/cm^3) o el MDF (0.450 g/cm^3), tiene una mayor capacidad para moldearlo y un costo menor (Campozano Mendoza & Antonieta Riera, 2022) . La semiesfera y el cuenco para la plataforma creados por impresión 3D se pueden observar en la Figura 5.1.



Figura 5.1 Cuenco y semiesfera de PLA para la estructura del emulador

Para la interconexión entre la semiesfera y los brazos se utiliza una placa de perfocel que es un material ligero, rígido y fácil de perforar, esto agiliza la unión de la estructura y la instrumentación, además de ser fácilmente reemplazable en caso de daño o desgaste, la placa en conjunto con los brazos para las ruedas de reacción se puede apreciar en la Figura 5.2.

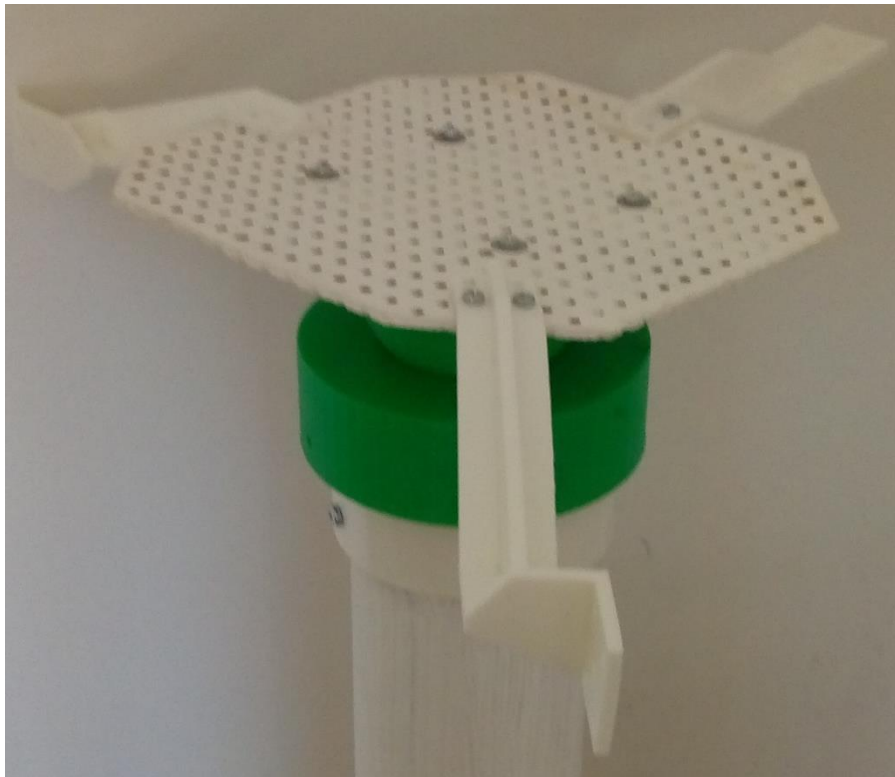


Figura 5.2 Base para interconexión y ensamble de la instrumentación

El pedestal de la plataforma utiliza un tubo de Policloruro de Vinilo (*Polyvinyl Chlorid*, PVC por sus siglas en inglés) dado que su rigidez y tamaño hacen estable a la plataforma, además de ser económica su adquisición, sin embargo, debido a que el diámetro de la base es superior al de un tubo convencional se utiliza un cople que permite adaptar la entrada del cuenco a la entrada del tubo asegurándolo posteriormente con tornillos para mantenerlo rígido, por otra parte, para la base del pedestal se utiliza una placa de Fibra de Mediana Densidad, (*Medium Density Fiberboard*, MDF, por sus siglas en inglés) unida al tubo por medio de tres ménsulas metálicas para asegurar la estabilidad de la plataforma, esta estructura se puede observar en la Figura 5.3.

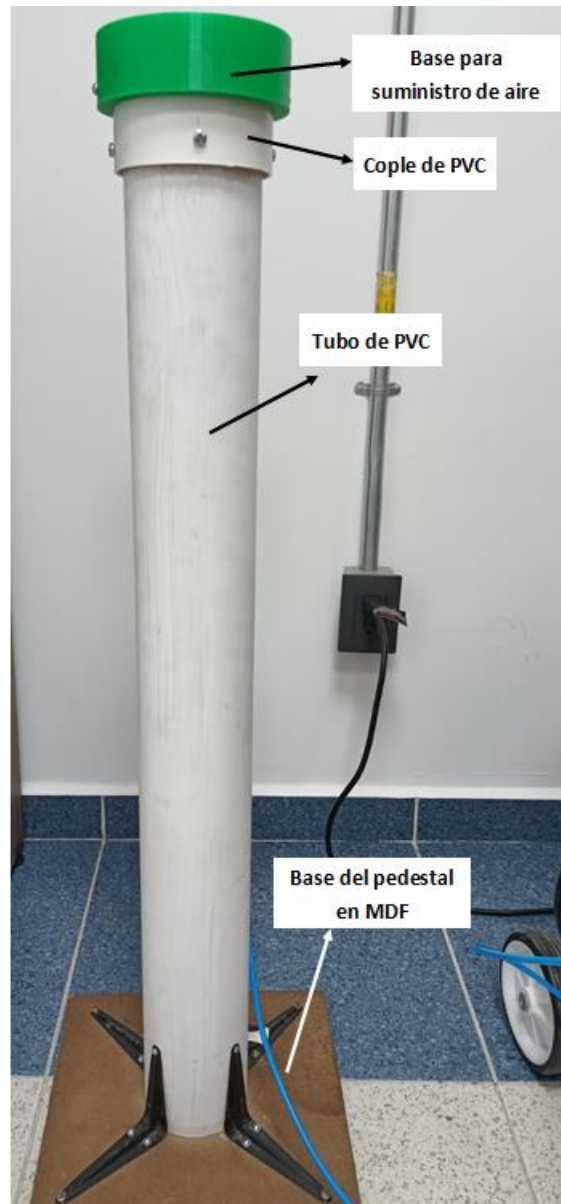


Figura 5.3 Pedestal para soporte del emulador

Para aprovechar mejor la capacidad con la que cuenta el compresor de aire del que se dispone, se utiliza una cámara de presión que está unida a la parte inferior del cuenco base por medio de resina epóxica. Inicialmente esta estructura estaba compuesta por un embudo de plástico unido a una boquilla para compresor neumático, sin embargo, durante la realización de pruebas no fue capaz de soportar la presión que se le suministró (4 bares), dañándose en el proceso, los resultados de esta prueba se pueden observar en la Figura 5.4.

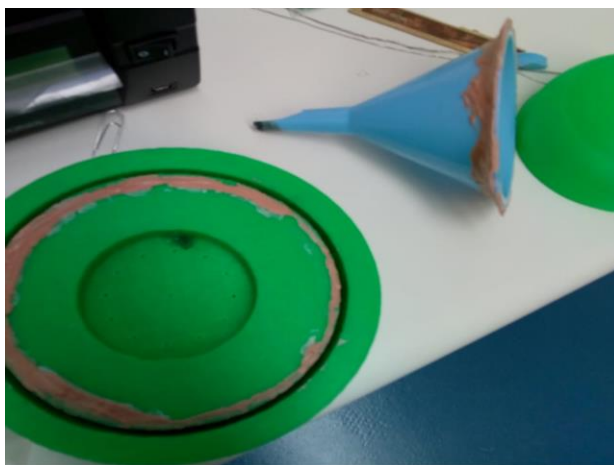


Figura 5.4 Intento fallido de implementación cámara de presión

Debido a lo anterior, se sustituyó el embudo por una brida, como la mostrada en la Figura 5.5-a, esto debido a que posee una estructura más sólida en contraste con el embudo, además de permitir la conexión de adaptadores a través de su rosca, esto genera una estructura compuesta de partes reemplazables en caso de desgaste, además de mejorar el sellado de la cámara debido a la exactitud de sus piezas. La unión de la brida y la base del emulador se puede observar en la Figura 5.5-b.



Figura 5.5 a) Brida y coples de polipropileno, b) Ensamblaje de brida en base del emulador

Ensamblada la nueva cámara de presión se realizaron pruebas para determinar la cantidad máxima de presión que es capaz de soportar, dichas pruebas muestran que esta nueva estructura puede soportar una presión superior a 7 bares manteniendo su integridad con la estructura principal.

Realizadas las pruebas de resistencia en la nueva cámara de presión, se agregó la instrumentación requerida para el funcionamiento de la plataforma al igual que se ensamblaron los brazos, motores y ruedas de reacción a la base principal, esto puede apreciarse en la Figura 5.6 que muestra la forma final de la plataforma una vez ensamblada.

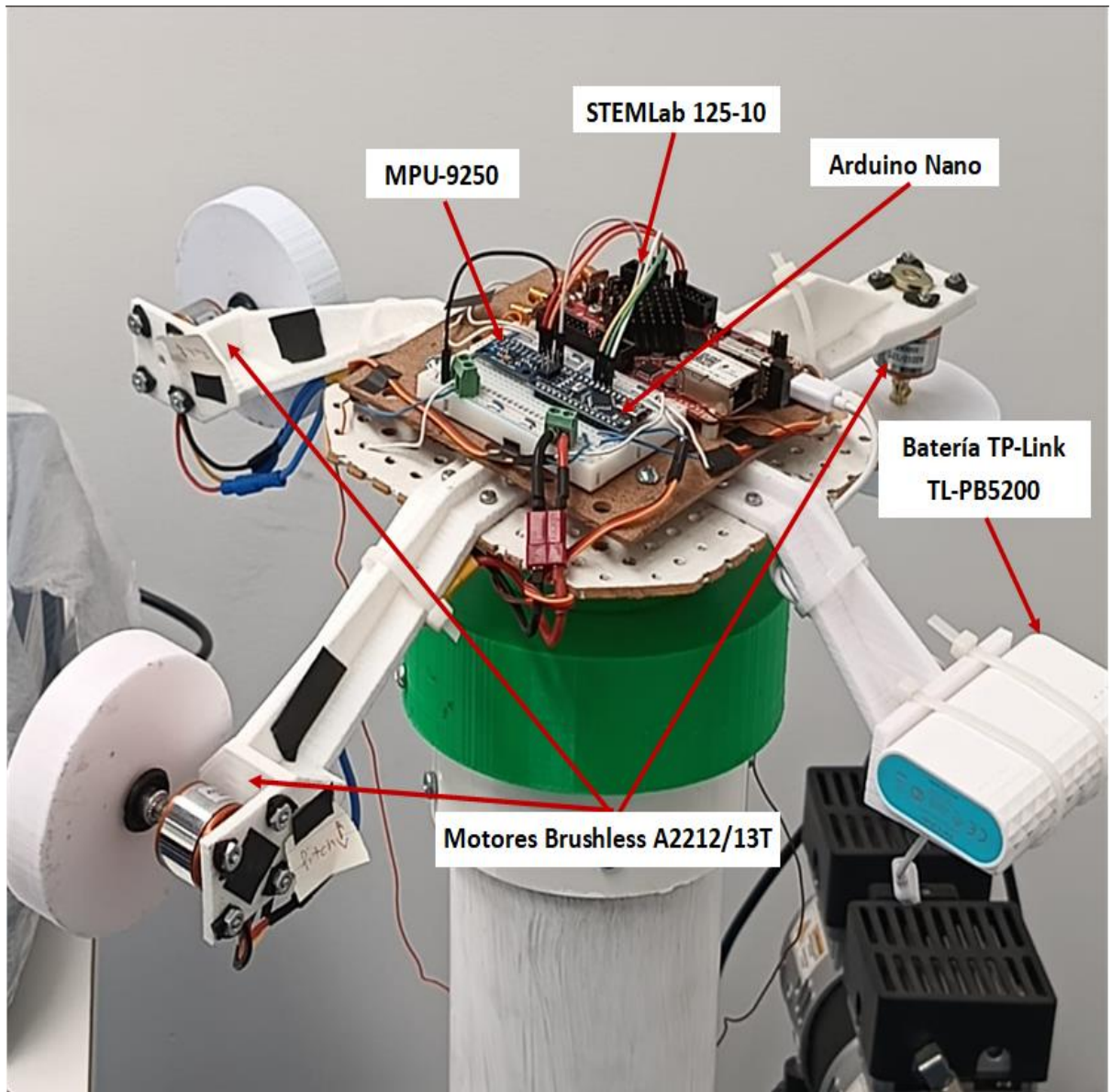


Figura 5.6 Plataforma de emulación ensamblada

5.2 Pruebas y resultados de la Configuración de la IMU MPU-9250

Una vez configurado el sensor para detectar y generar valores en ángulos de Euler se realizaron pruebas para comprobar la dinámica de la plataforma y el comportamiento del sensor ante las posibles perturbaciones producto del funcionamiento propio del emulador, para esto se detectaron los valores obtenidos de la plataforma en cuatro escenarios:

- Estado de reposo (plataforma estática).

- Movimiento libre (suministrando aire a presión).
- Motores funcionando con plataforma estática.
- Motores funcionando en movimiento libre.

Es importante mencionar que las pruebas se realizaron bajo condiciones similares, sin embargo, el libre movimiento de la plataforma producto del funcionamiento de los motores y el constante suministro de aire provocaron movimientos diferentes en cada prueba, esto no es un problema debido a que el objetivo de estos experimentos es comparar la atenuación del ruido debido a la implementación de un filtro complementario en contraste con la implementación de un filtro Madwick, en los ejes Pitch, Roll y Yaw.

5.2.1 Muestreo de valores con plataforma en reposo

Para la primera prueba se tomó una muestra de valores generados por el sensor en un lapso de 20 segundos mientras la plataforma se encontraba estática en una posición de cero grados para los ejes Pitch, Roll y Yaw, los resultados obtenidos muestran lecturas estables con una pequeña variación de ± 1 grado para las tres implementaciones. En la Figura 5.7 se muestran los valores obtenidos por la plataforma sin la implementación de filtros, en la Figura 5.8 se observa los resultados de la acción del filtro complementario y en la Figura 5.9 los valores generados por el filtro Madwick.

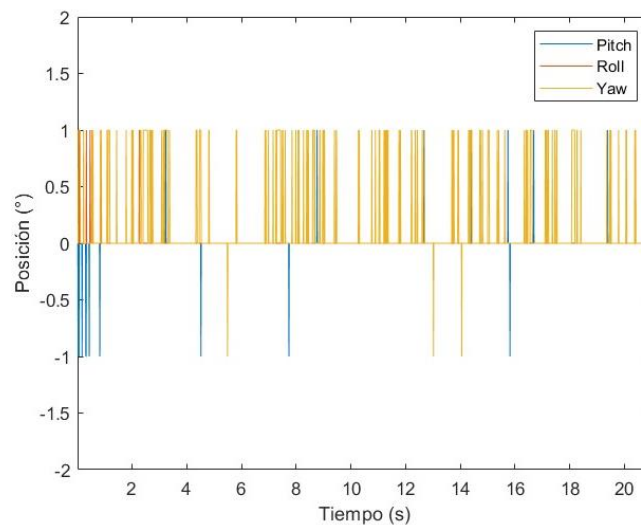


Figura 5.7 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en estado de reposo sin filtros.

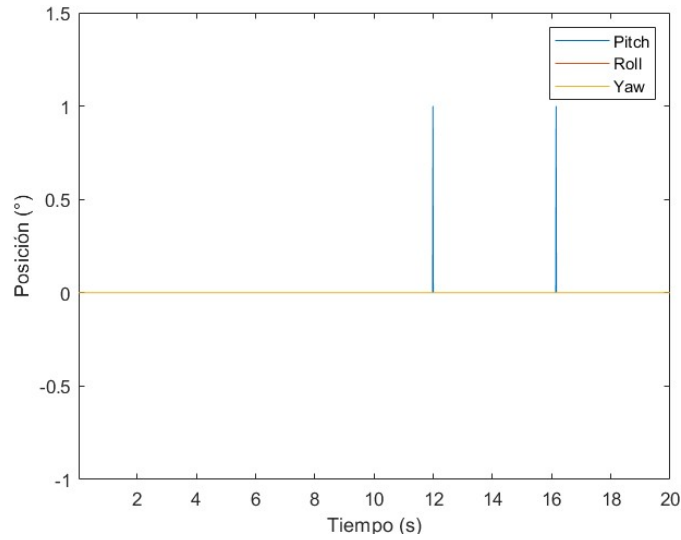


Figura 5.8 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en estado de reposo con el filtro complementario implementado.

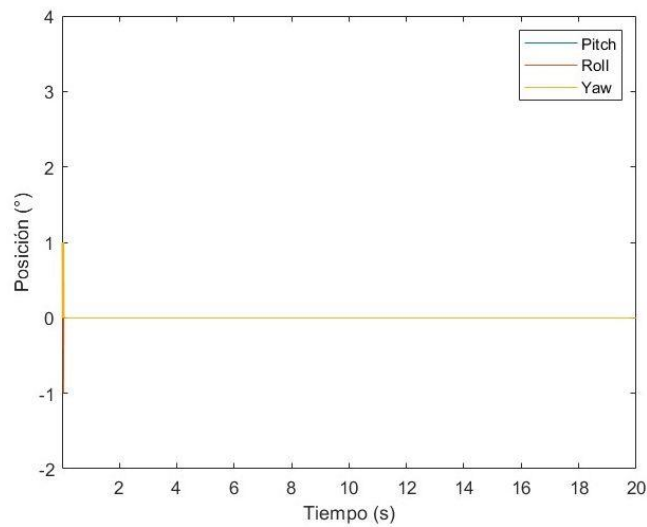


Figura 5.9 Muestras obtenidas de la plataforma en reposo con el filtro Madwick implementado.

5.2.2 Muestreo de valores con movimiento por aire a presión.

Para la segunda prueba se suministró una presión constante de 2 bares, permitiendo el libre movimiento de la plataforma, especialmente en el eje de giro Yaw donde se observaron valores en rangos más prolongados a lo largo del tiempo en comparación a los ejes Pitch y Roll para las tres implementaciones, en la Figura 5.10 se puede apreciar la presencia de ruido en los valores obtenido en los ejes Pitch y Roll, sin embargo, esto se

ve atenuado con la implementación del filtro complementario y Madwick, representados en la Figura 5.11 y Figura 5.12 respectivamente.

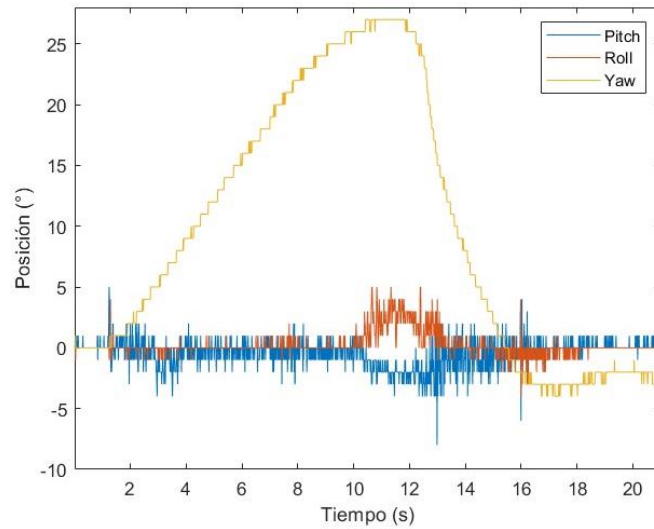


Figura 5.10 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con aire a presión sin filtros

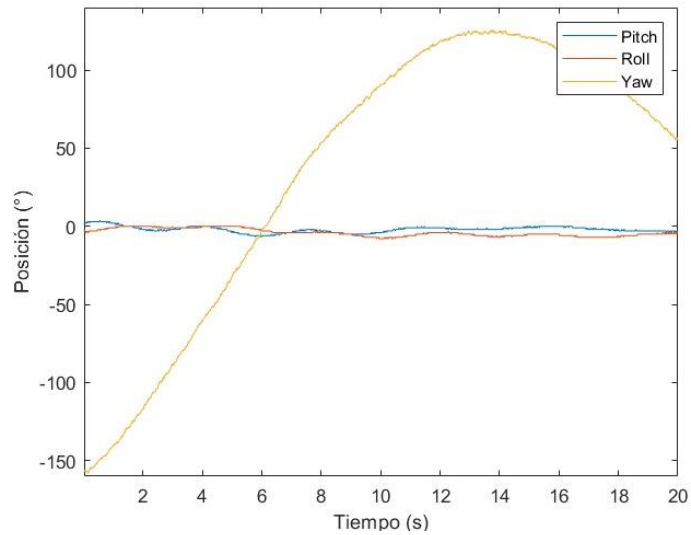


Figura 5.11 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con aire a presión con el filtro complementario implementado

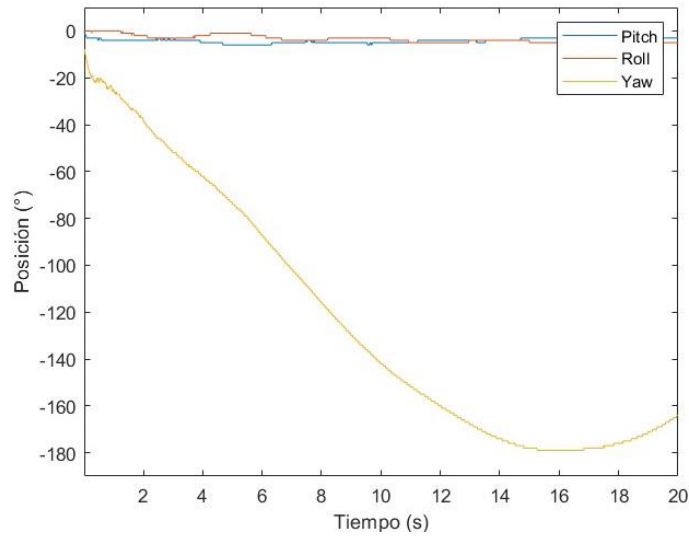


Figura 5.12 Muestras obtenidas de la plataforma con aire a presión con el filtro Madwick implementado

5.2.3 Muestreo de valores con motores encendidos.

En el tercer experimento se retiró el suministro de aire a presión y se inició el funcionamiento de las ruedas reacción, generando vibraciones en la plataforma y provocando la presencia de ruido en las lecturas de los ejes Pitch y Roll en las lecturas sin filtrar, esto debido a que ambos ejes utilizan al giroscopio y al acelerómetro como sensores principales para su funcionamiento, volviéndolos sensibles a las vibraciones y movimientos bruscos, como se observa en la Figura 5.13.

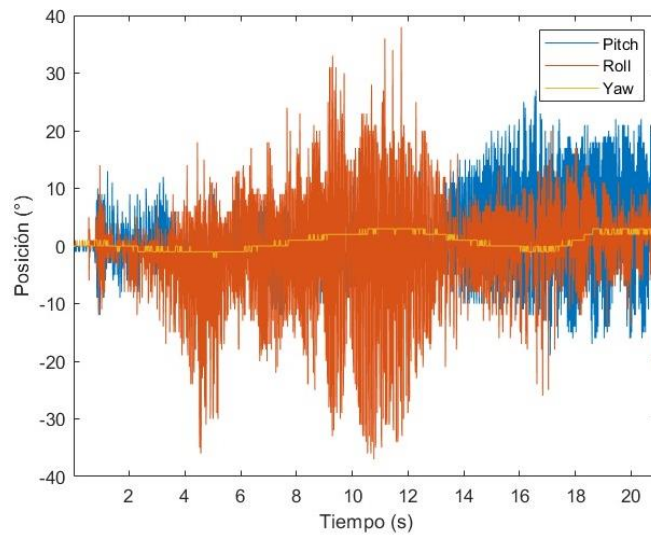


Figura 5.13 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con motores funcionando

Con la implementación del filtro complementario fue posible atenuar el ruido en la señal obtenida de los ejes Pitch y Roll producto del movimiento de las ruedas de reacción, sin embargo, no fue posible eliminarlo por completo, aunque se generaron valores comparativamente mejores que la primera implementación, pero no aptos para ser utilizados para el diseño de un controlador automático, esto se puede observar en la Figura 5.14.

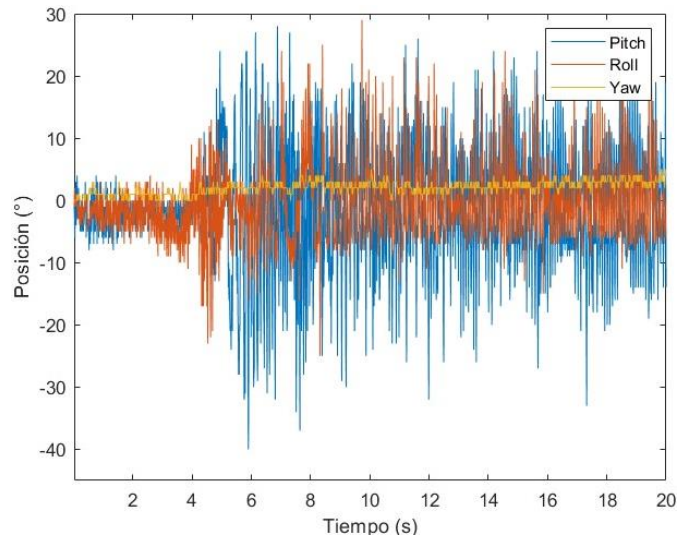


Figura 5.14 Muestra de valores obtenidos de la plataforma con motores encendidos con el filtro complementario implementado

En la Figura 5.15 es posible observar la señal generada por la plataforma de emulación con la implementación del filtro Madwick, donde fue posible atenuar en gran medida el ruido presente en las muestras obtenidas de Pitch y Roll en comparación con los métodos anteriores, manteniendo una variación en los valores de lectura de ± 1 grado. Es importante mencionar que en las tres implementaciones el eje de giro Yaw no se ve afectado por las vibraciones debido a que su funcionamiento depende en su mayoría de un magnetómetro y no del acelerómetro.

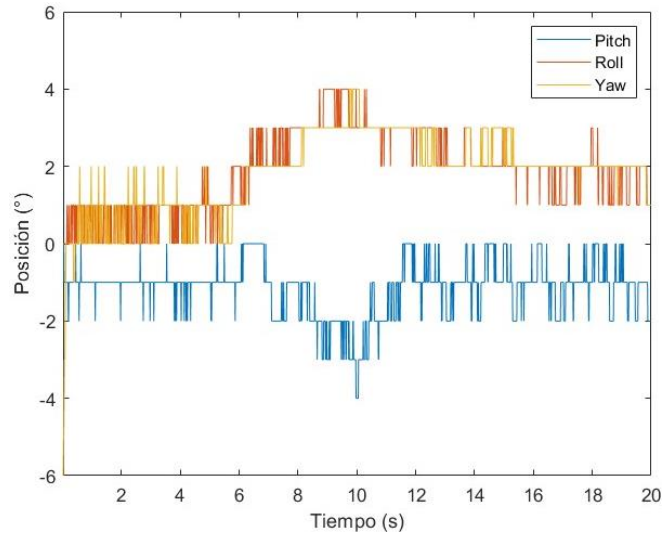


Figura 5.15 Muestras obtenidas de la plataforma con motores encendidos con el filtro Madwick implementado

5.2.4 Muestreo de valores con motores encendidos y aire a presión.

Para el último experimento, se le suministro a la plataforma de emulación 2 bares de presión al mismo tiempo que se activaron las tres ruedas de reacción al 80% de su capacidad permitiendo que la plataforma se moviera de forma libre con la presencia de vibraciones constantes. Esto representa las condiciones normales sobre las que tendrá que trabajar la plataforma para poder ser controlada. Sin la implementación de filtros se pudo observar la presencia de ruido mostrando valores de hasta ± 60 grados con respecto a su valor inicial, esto se puede observar en la Figura 5.16.

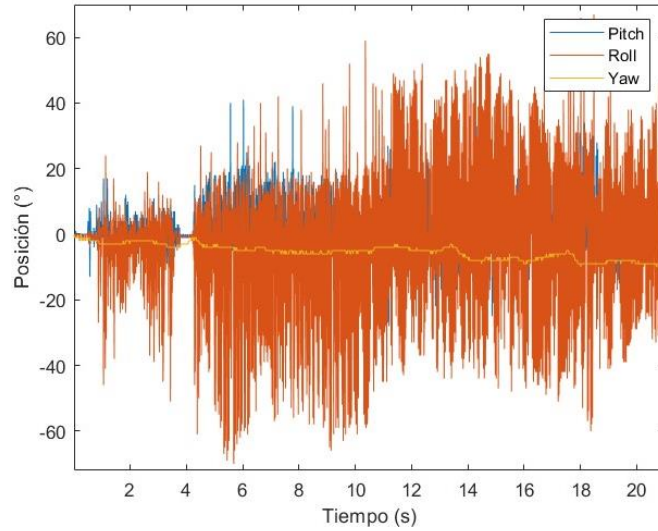


Figura 5.16 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en pleno funcionamiento sin la implementación de filtros

El resultado obtenido por la implementación del filtro complementario, observable en la Figura 5.17, mostró visualmente una reducción del ruido que afecta a las señales generadas por los ejes Pitch y Roll, generando valores de entre -28 hasta los 43 grados, sin embargo, no logró atenuarlo lo suficiente para obtener valores aptos para ser empleados en este proyecto, motivo por el cual se debe descartar su implementación en sistemas con una alta presencia de vibraciones, como los sistemas que utilizan ruedas de reacción como actuadores.

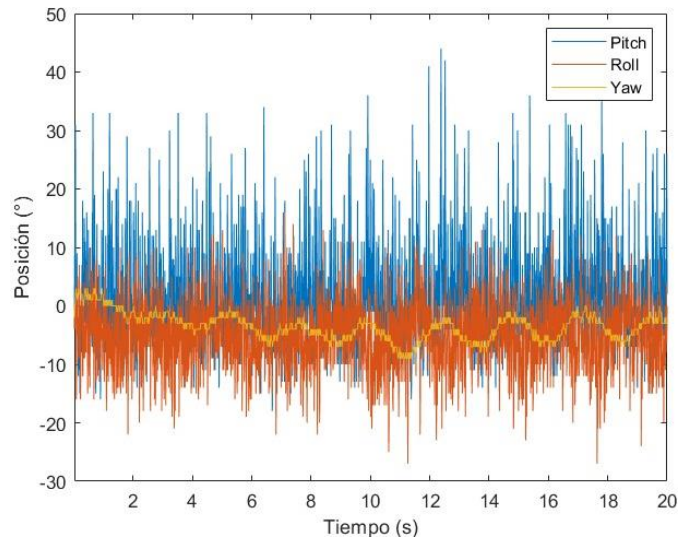


Figura 5.17 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en pleno funcionamiento con el filtro complementario implementado

Como resultado de la implementación del filtro Madwick cuando las ruedas de reacción están en pleno funcionamiento y existe un suministro constante de aire a presión se obtuvo la atenuación del ruido producto de la dinámica inherente de la plataforma, manteniendo un rango de lectura de ± 1 grado en sus tres ejes, y mostrando variaciones únicamente debido el movimiento libre de la plataforma, En la Figura 5.18 se puede observar la representación gráfica de las muestras obtenidas.

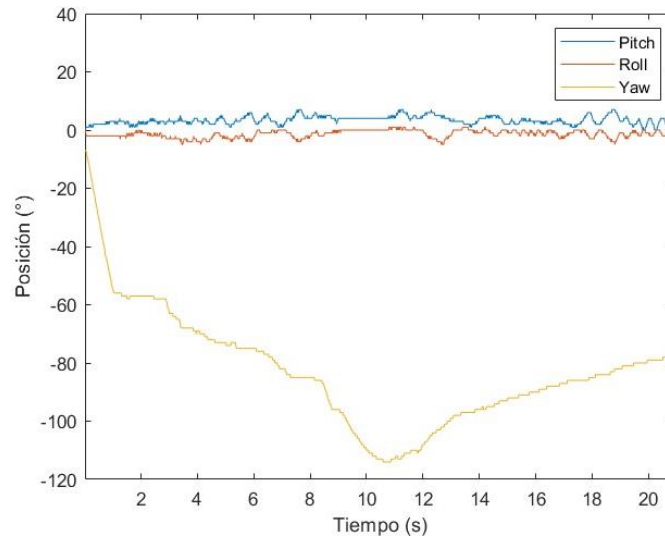


Figura 5.18 Muestra de valores obtenidos de la plataforma en pleno funcionamiento con el filtro Madwick implementado

5.3 Pruebas y Resultados de los controladores difusos

En esta sección se describe el proceso para el diseño e implementación de controladores difusos orientados a la regulación de orientación de los ejes Pitch y Roll de la plataforma de emulación, desarrollando controladores de tipo SISO y MISO, comparando su desempeño al utilizar funciones triangulares y trapezoidales con el uso de funciones gaussianas y sigmoides a través de la posición en estado estable, el error RMS y el sobre impulso compensativo y el tiempo de establecimiento como criterios de desempeño. Debido a la dinámica de la plataforma se decidió obtener el tiempo de establecimiento a partir del primer valor que se encuentra entre 0 y 2 grados después del estado transitorio.

5.3.1 Controladores SISO con funciones trapezoidales y triangulares

En el primer experimento se diseñaron dos controladores SISO, utilizando funciones trapezoidales y triangulares, para ello se definió el universo de discurso de la variable de

entrada “Error” para cada controlador en un intervalo de entre -20 a 20 grados divididos en tres conjuntos difusos, cuyas etiquetas lingüísticas, valores de pertenencia y tipo de función se encuentran en la Tabla 5.1, mientras que sus formas gráficas se pueden observar en la Figura 5.19 para el eje Pitch y en la Figura 5.20 para el eje Roll.

Tabla 5.1 Características de los conjuntos de entrada del sistema SISO para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Error Negativo	EN	[-20 -0.5]	[-20 -1]	Trapezoidal
Error Cero	EZ	[-10 -0.5 0.5 10]	[-15 -1 1 15]	Trapezoidal
Error Positivo	EP	[0.5 20]	[1 20]	Trapezoidal

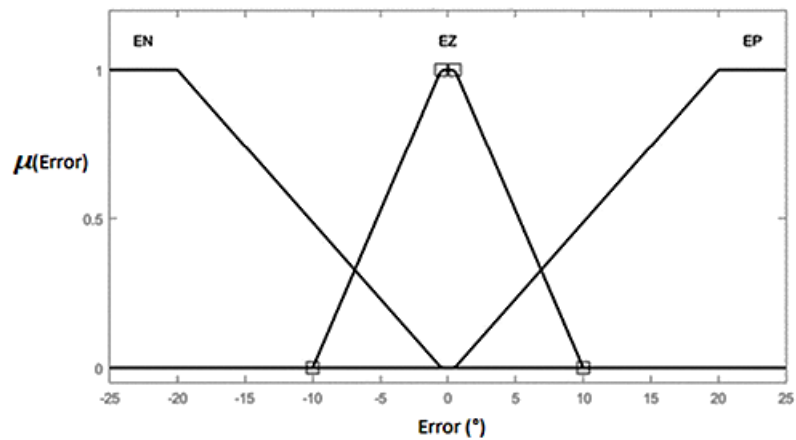


Figura 5.19 Conjuntos difusos trapezoidales de la entrada “Error” para Pitch

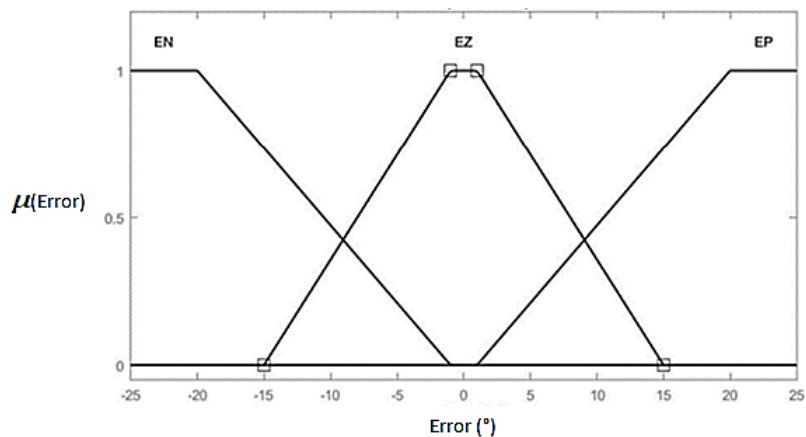


Figura 5.20 Conjuntos difusos trapezoidales de la entrada "Error" para Roll

La salida del controlador para el eje Pitch se compone de tres conjuntos, observables en la Figura 5.21, cuyo universo de discurso tiene un rango de entre 0.65 a 1.6, donde 0.65 es la mínima cantidad necesaria para mover la rueda de manera constante, y 1.5 representa el 80% de la velocidad máxima alcanzable por la rueda de reacción. Por otra parte, los conjuntos de salida para el eje Roll se pueden encontrar en la Figura 5.22, donde su universo de discurso va de 0.6 a 1.5. En ambos controladores las reglas difusas se definieron de manera directa, tal que cada conjunto de entrada corresponde a su equivalente en posición en el conjunto de salida. Las características de los conjuntos de salida se pueden encontrar en la Tabla 5.2.

Tabla 5.2 Características de la salida difusa para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Salida Baja	SB	[0.65 1]	[0.6 0.93]	Trapezoidal
Salida Media	SM	[0.85 1.05 1.25]	[0.78 0.98 1.18]	Triangular
Salida Alta	SA	[1.1 1.5]	[1.03 1.5]	Trapezoidal

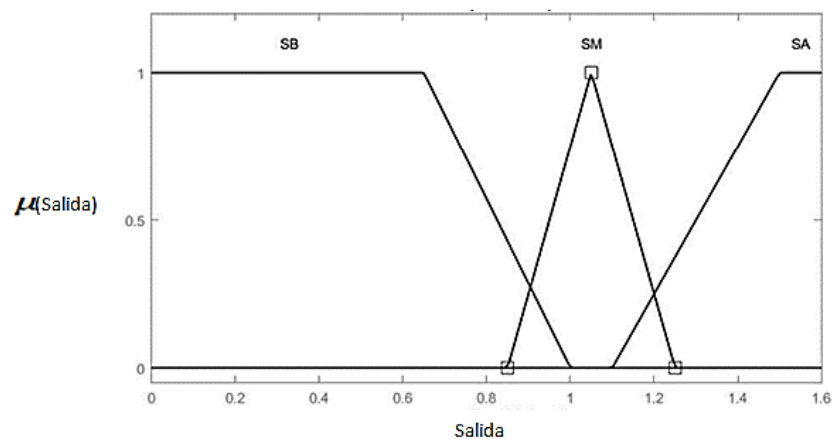


Figura 5.21 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Pitch

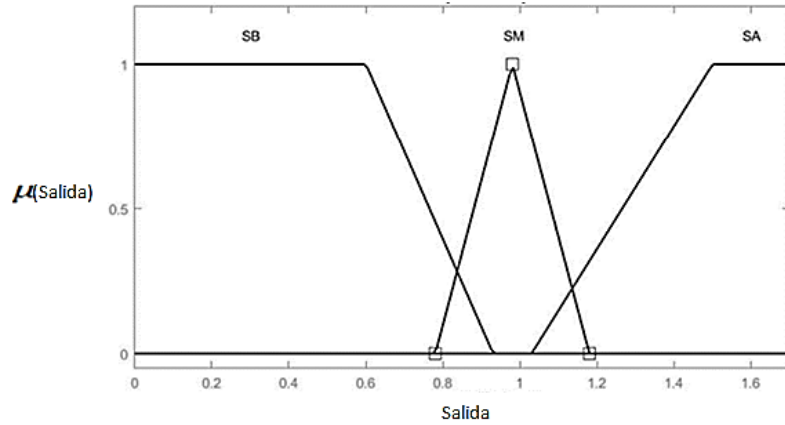


Figura 5.22 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Roll

Los resultados obtenidos de la implementación de ambos controladores en sus respectivos ejes durante un periodo de funcionamiento de 190 segundos al aplicar una fuerza descendente que modificó la orientación de la plataforma en 17 grados muestran un sobre impulso de compensación de 14 grados con un tiempo de estabilización de 31.358 segundos para el eje Pitch, mientras que al eje Roll le toma 36.159 segundos, con un sobre impulso de compensación de 10 grados estabilizarse. Por otra parte, se obtuvo un error RMS de 2.31 para el eje Pitch y 2.25 para el eje Roll, es importante mencionar que ambos controladores funcionan en paralelo y de manera independiente.

Para ambos controladores fue imposible mantener la plataforma en equilibrio debido a la constante interferencia de la gravedad y a la eventual pérdida de inercia por parte de las ruedas de reacción, sin embargo, se logró mantener la plataforma dentro de un rango de precisión de ± 2 grados con respecto a su punto de referencia para ambos ejes, esto se puede observar en la Figura 5.23, mientras que las señales de control generadas se encuentran representadas en la Figura 5.24.

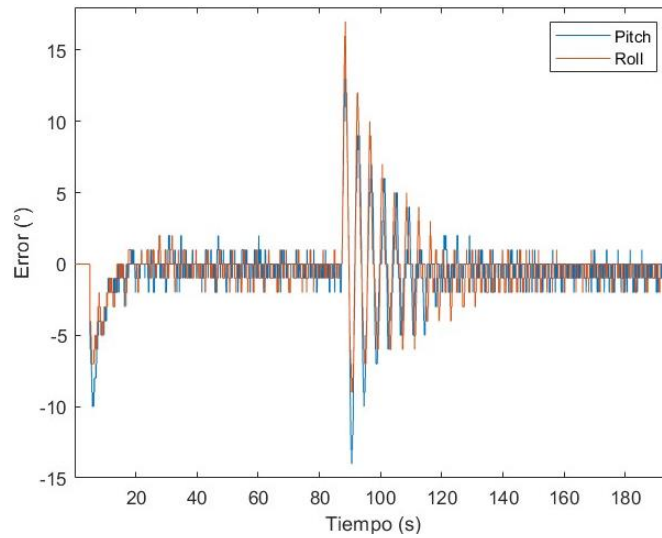


Figura 5.23 Comportamiento de los controladores SISO aplicados a los ejes Pitch y Roll

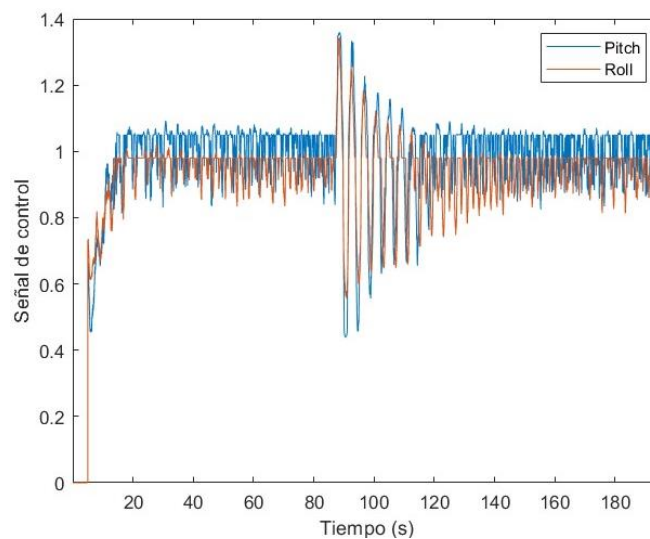


Figura 5.24 Señal de control de los reguladores aplicados de Pitch y Roll

5.3.2 Controladores SISO con funciones gaussianas y sigmoides

Para el segundo experimento de controlador difuso SISO se emplearon funciones gaussianas, debido a que permiten una mayor sensibilidad a los cambios en los valores de pertenencia de los conjuntos en comparación con el uso tradicional de funciones trapezoidales; sin embargo, esto requiere de un mayor uso de recursos computacionales. La Tabla 5.3 y en la Figura 5.25 muestra las características y forma gráfica de los conjuntos de entrada implementados en los ejes Pitch y Roll, manteniendo en ambos casos un universo de discurso con un rango de entre -20 a 20 grados de error.

Tabla 5.3 Características de la entrada “error” con funciones gaussianas para Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch y Roll	Tipo de función
Error Negativo	EN	[-0.589 -10]	Sigmoide
Error Cero	EZ	[7 1.6 0]	Gaussiana
Error Positivo	EP	[0.589 10]	Sigmoide

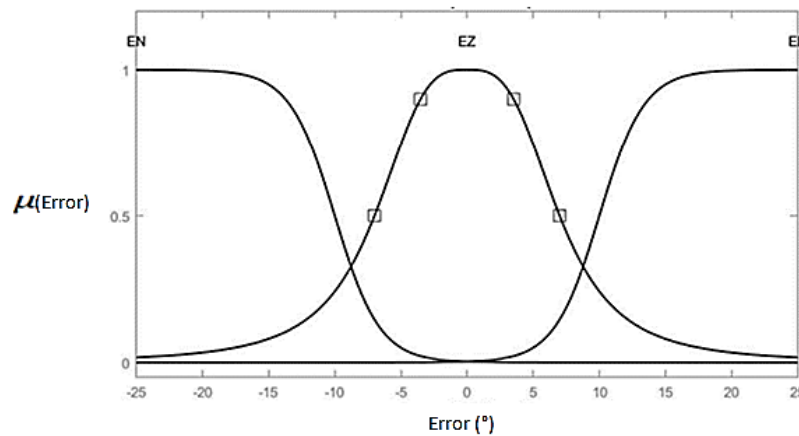


Figura 5.25 Conjuntos de la entrada “error” con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll

Al igual que en la implementación con funciones trapezoidales las reglas difusas se definieron de manera directa, es decir, cada conjunto de entrada corresponde, a su equivalente en posición, a un conjunto de salida, trabajando con un universo de discurso de 0.6 a 1.6, sin embargo, los valores de membresía se sintonizaron de manera diferente para ambos reguladores, esto se puede observar en la Figura 5.26 que representa la salida del regulador implementado en el eje Pitch, y la Figura 5.27 que muestra los conjuntos de salida para el eje Roll, mientras que la Tabla 5.4 contiene las características de los conjuntos.

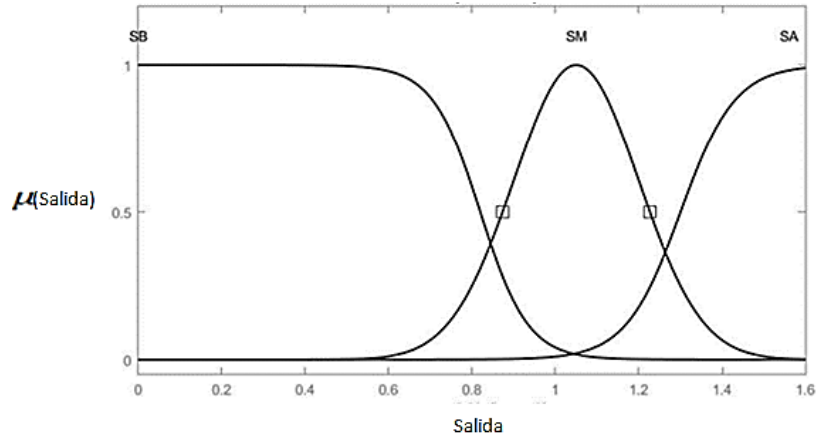


Figura 5.26 Conjuntos de salida gaussianos para el eje Pitch

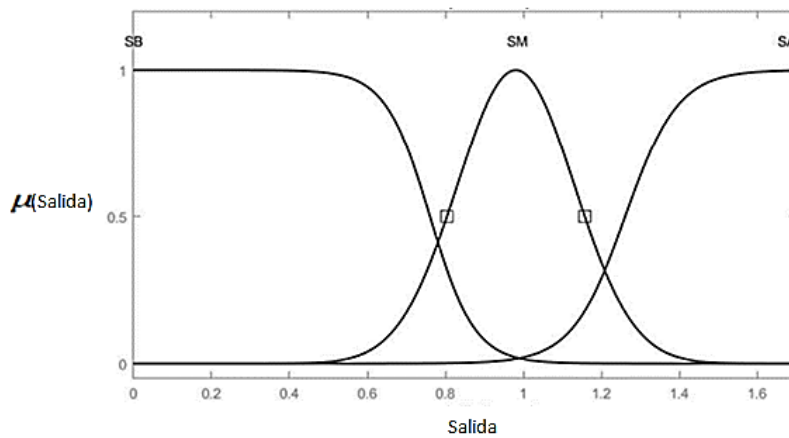


Figura 5.27 Conjuntos de salida gaussianos para el eje Roll

Tabla 5.4 Características de los conjuntos gaussianos de salida para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Salida Baja	SB	[-17.51 0.82]	[-17.51 0.76]	Sigmoide
Salida Media	SM	[0.15 1.05]	[0.15 0.98]	Gaussiana
Salida Alta	SA	[15.3 1.3]	[14.75 1.26]	Sigmoide

Una vez implementados los controladores en ambos ejes, se realizó una prueba durante 190 segundos para analizar el desempeño del controlador, obteniendo que ante una perturbación de 18 grados el regulador tarda 33.63 segundos en regresar al valor de

establecimiento determinado por la referencia en el eje Pitch, mientras que en el eje Roll el regulador tardo 34.57 segundos en contrarrestar una perturbación de 18 grados, por otra parte, se obtuvo un valor de RMS de 2.83 en el eje Pitch y 2.75 en el eje Roll. En la Figura 5.28 se muestra la gráfica del error tomada a partir de las muestras de ambos ejes, mientras que en la Figura 5.29 se muestra la señal de control resultante.

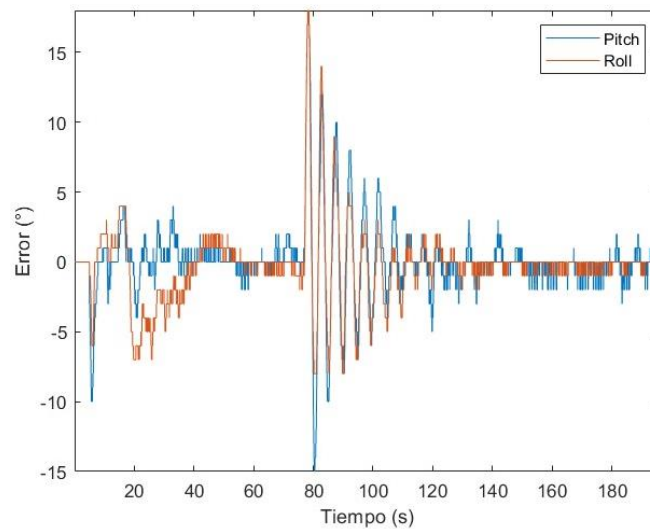


Figura 5.28 Comportamiento de los controladores SISO gaussianos aplicados a los ejes Pitch y Roll

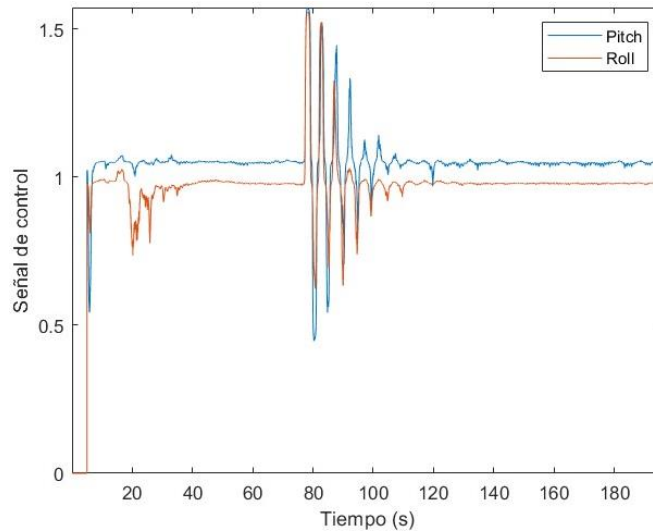


Figura 5.29 Señal de control de los reguladores SISO gaussianos aplicados en Pitch y Roll

En ambos controladores SISO se presentaron un considerable número de oscilaciones previas a su estabilización, esto debido a que las ruedas de reacción generaban un mayor

torque cuando se presentaba un error de mayor magnitud, sin considerar la velocidad a la que se desplazaba la plataforma, generando así una mayor fuerza de revote que retraso el tiempo de estabilización.

5.3.3 Controladores MISO con funciones trapezoidales y triangulares

Un controlador MISO es aquel que tiene n entradas y una salida, en el caso de este proceso investigativo se implementó una segunda entrada al controlador SISO desarrollado en secciones anteriores, que consistió en la derivada del error, que permite determinar la velocidad y sentido con el que cambia la señal, esto permite controlar la plataforma con base en la velocidad a la que se está moviendo y no a la posición en la que se encuentra.

Para este controlador se define el universo de discurso de la variable de entrada “error” en un rango de entre -20 a 20 grados para el eje Pitch como se muestra en la Figura 5.30, y de -23 a 23 grados para el eje Roll como se muestra en la Figura 5.31, en ambos casos la entrada se compone de tres conjuntos cuyas características pueden observarse en la Tabla 5.5. Cabe mencionar que los conjuntos difusos definidos en la entrada error de este controlador difieren de los empleados en el controlador SISO, esto debido a que la segunda entrada del controlador MISO altera la dinámica de la plataforma, requiriendo la resintonización de los conjuntos.

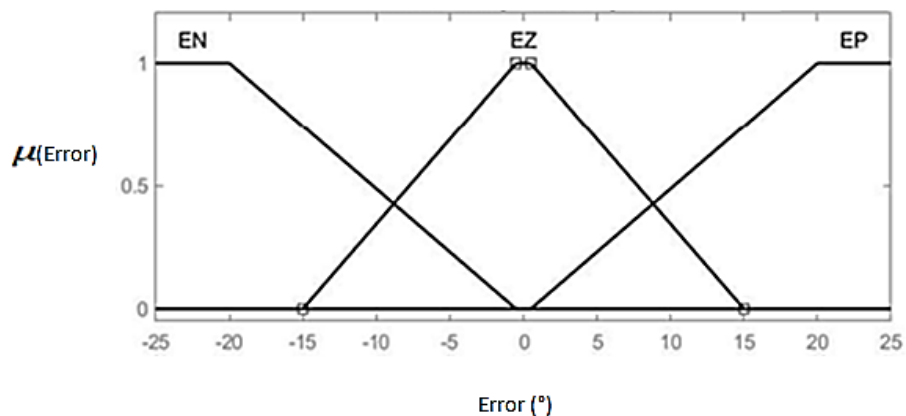


Figura 5.30 Conjuntos de la entrada “error” trapezoidales para el eje Pitch

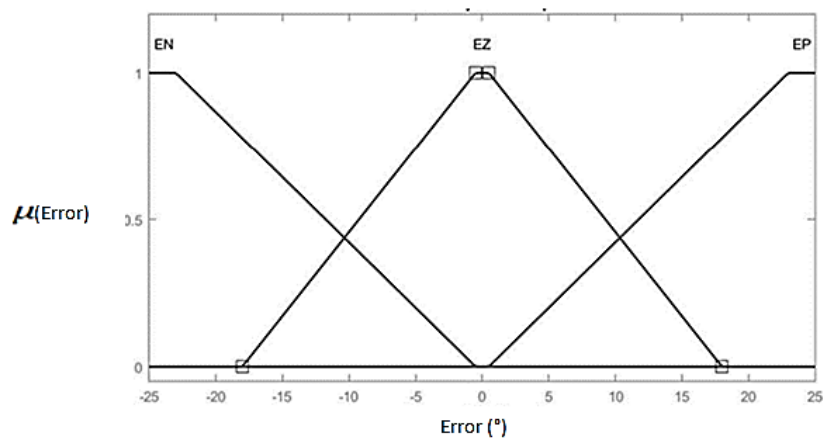


Figura 5.31 Conjuntos de la entrada “error” trapezoidales para el eje Roll

Tabla 5.5 Características de la entrada “error” con funciones trapezoidales para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Error Negativo	EN	[-20 -0.5]	[-23 -0.5]	Trapezoidal
Error Cero	EZ	[-15 -0.5 0.5 15]	[-18 -0.5 0.5 18]	Trapezoidal
Error Positivo	EP	[0.5 20]	[0.5 23]	Trapezoidal

En la Tabla 5.6 se describen las características de la segunda variable de entrada, “derivada del error”, cuyo universo de discurso está definido de -2 a 2 unidades adimensionales, para ambos controladores, al igual que la variable de entrada error, se compone de tres conjuntos difusos, estos se muestran en la Figura 5.32 y en la Figura 5.33 para los ejes Pitch y Roll respectivamente.

Tabla 5.6 Características de la segunda entrada con funciones trapezoidales para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Derivada Negativa	DN	[-2 -0.8]	[-2 -0.5]	Trapezoidal
Derivada Cero	DZ	[-1 -0.8 0.8 1]	[-1.1 -0.5 0.5 1.1]	Trapezoidal
Derivada Positiva	DP	[0.8 2]	[0.5 2]	Trapezoidal

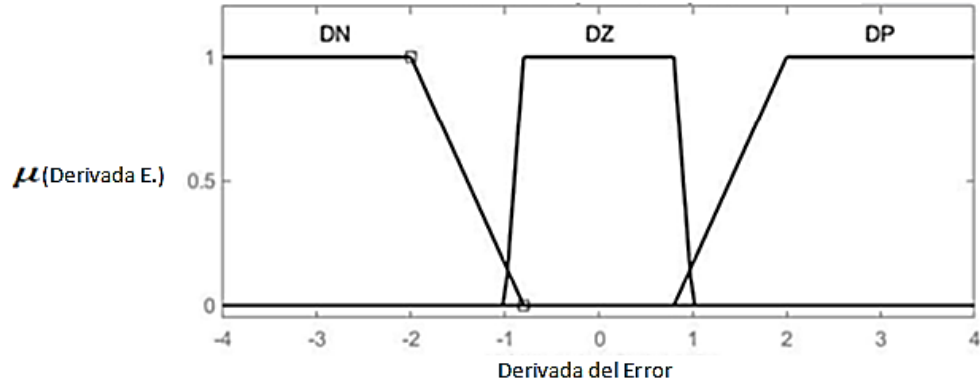


Figura 5.32 Conjuntos de la derivada del error con funciones trapezoidales para el eje Pitch

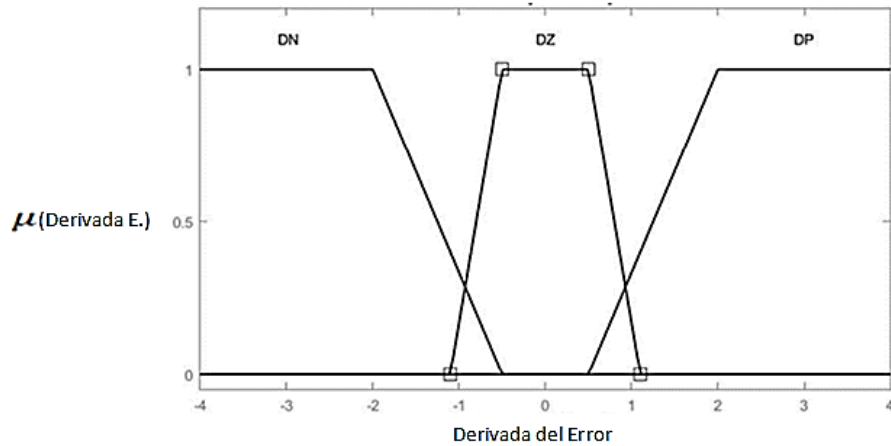


Figura 5.33 Conjuntos de la derivada del error con funciones trapezoidales para el eje Roll

En la Figura 5.34 y Figura 5.35 se muestran los conjuntos difusos característicos de la salida para los controladores de los ejes Pitch y Roll respectivamente, en ambos casos el rango de valores que componen sus universos de discurso es de 0 a 1.6, donde 0 representan el motor apagado y 1.6 el 90% de su máximo funcionamiento, es importante mencionar que se determinó no utilizar el 100% de la capacidad de los motores para evitar el desgaste prolongado de los mismos. Las características de los conjuntos utilizados se describen en la Tabla 5.7.

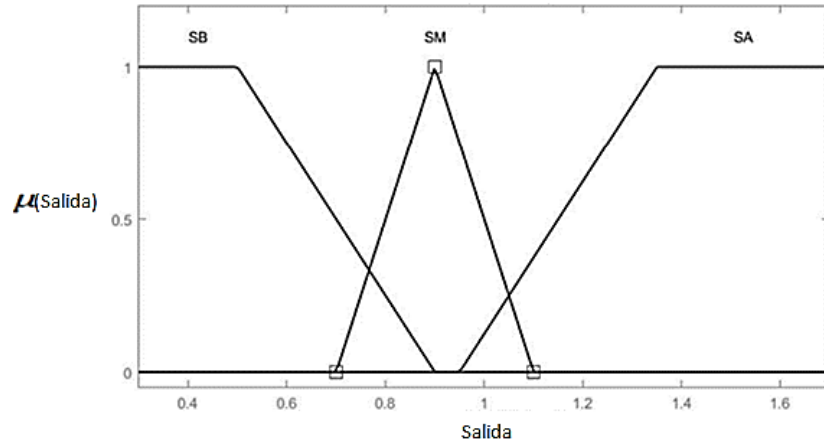


Figura 5.34 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Pitch

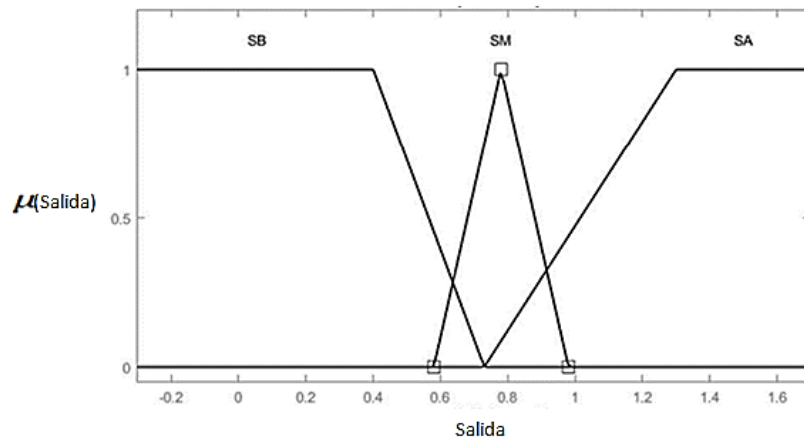


Figura 5.35 Conjuntos de salida con funciones triangulares y trapezoidales para el eje Roll

Tabla 5.7 Características de la salida con funciones trapezoidales y triangulares para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Salida Baja	SB	[0.5 0.9]	[0.4 0.73]	Trapezoidal
Salida Media	SM	[0.7 0.9 1.1]	[0.58 0.78 0.98]	Triangular
Salida Alta	SA	[0.95 1.35]	[0.73 1.3]	Trapezoidal

A diferencia de los controladores SISO donde se definen las reglas difusas de manera directa, en los controlares MISO se requiere la definición de una FAM que permita definir la interacción entre los conjuntos de entrada que darán como resultados una salida específica, las reglas difusas definidas para los controladores de los ejes Pitch y Roll se encuentran en la Tabla 5.8.

Tabla 5.8 FAM del controlador MISO con funciones trapezoidales para los ejes Pitch y Roll

Error D. Error	EN	EZ	EP
DN	SB	SB	SA
DZ	SB	SM	SA
DP	SM	SM	SA

En la Figura 5.36 se muestran los resultados de la implementación de los controladores MISO en la plataforma durante un periodo de 190 segundos, obteniendo una reducción del tiempo de establecimiento en comparación al reportado por los controladores SISO, donde, para el eje Pitch, una perturbación de 17 grados tuvo un tiempo de establecimiento de 14.68 segundos, mientras que en el eje Roll una perturbación de la misma magnitud tardo 14.27 segundos en alcanzar la referencia de entrada.

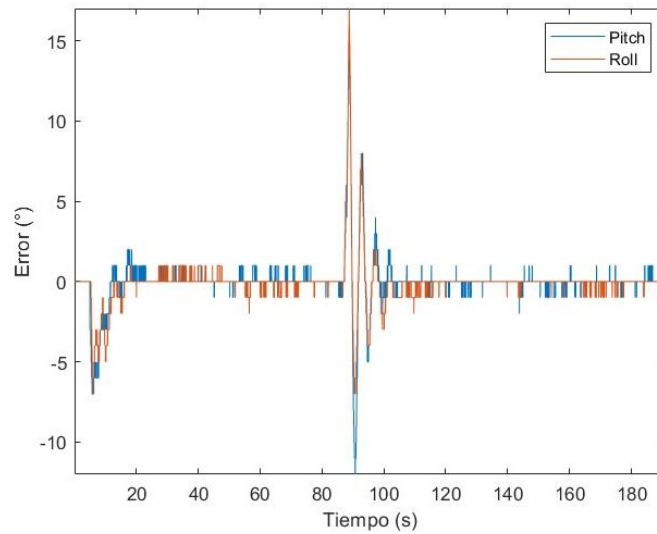


Figura 5.36 Comportamiento de los controladores MISO trapeczoidales aplicados a los ejes Pitch y Roll

Debido a la constante influencia de la gravedad sobre la plataforma no fue posible reducir a 0 el error en la posición manteniendo una precisión de ± 2 grados, sin embargo, debido a la acción del controlador, observable en la Figura 5.37, se obtuvo un valor de RMS de 1.68 para el eje Pitch y de 1.51 para el eje Roll, reduciendo los valores obtenidos por los controladores SISO.

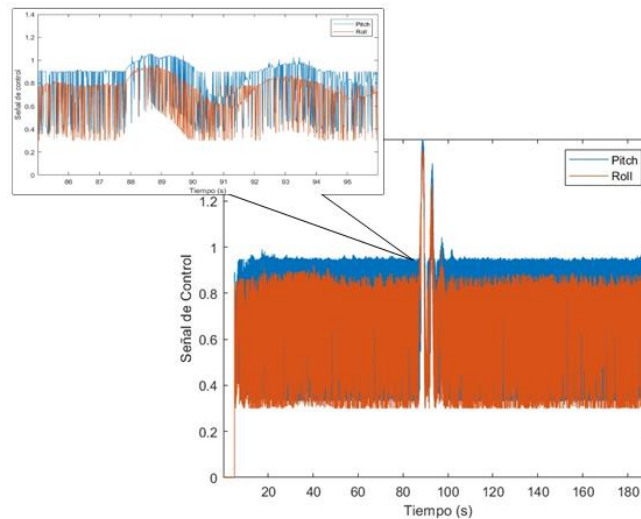


Figura 5.37 Señal de control de los reguladores MISO trapeczoidales aplicados en Pitch y Roll

5.3.4 Controladores MISO con funciones gaussianas y sigmoides

Para el ultimo experimento se desarrollaron dos controladores MISO utilizando funciones gaussianas con el objetivo de determinar si el rendimiento empleando este tipo de funciones es significativamente superior al obtenido por los experimentos anteriores, bajo este contexto se definió el universo de discurso para la entrada del error en un intervalo de -25 a 25 grados para ambos ejes, divididos en tres conjuntos difusos apreciables en la Figura 5.38 y en la Figura 5.39 para los ejes Pitch y Roll respectivamente, mientras que en la Tabla 5.9 se enlistan sus características.

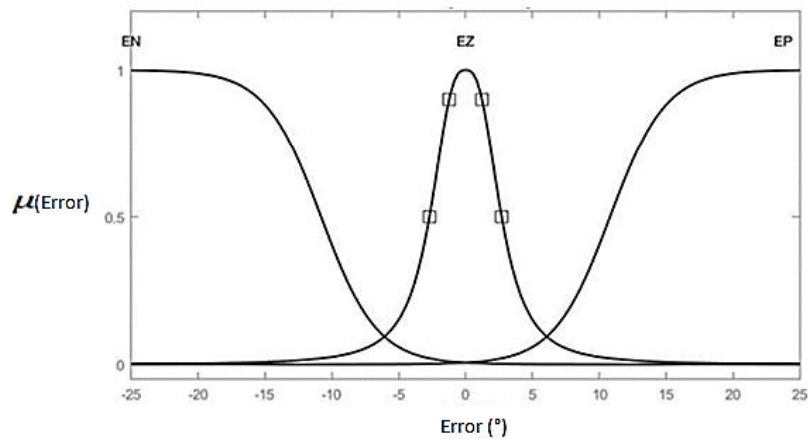


Figura 5.38 Conjuntos de la entrada “error” gaussianos para el eje Pitch

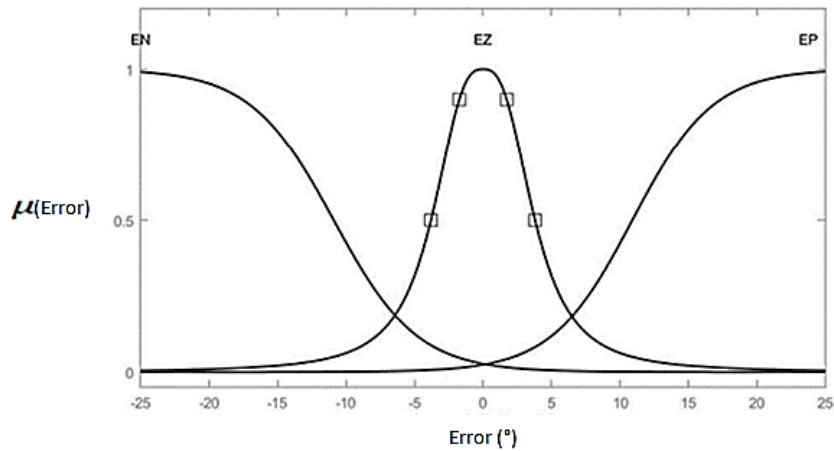


Figura 5.39 Conjuntos de la entrada “error” gaussianos para el eje Roll

Tabla 5.9 Características de la entrada “error” con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Error Negativo	EN	[-0.479 -10.8]	[-0.3293 -10.9]	Sigmoide
Error Cero	EZ	[2.7 1.4 0]	[3.8 1.4 0]	Gaussiana
Error Positivo	EP	[0.479 10.8]	[0.3401 10.9]	Sigmoide

Para la segunda entrada se definió el universo de discurso de la derivada del error en un intervalo de -4 a 4 para cada controlador, la distribución de los valores de pertenencia entre los conjuntos difusos para el eje Pitch se pueden observar en la Figura 5.40, mientras que en la Figura 5.41 se pueden encontrar los del eje Roll, por otra parte, las etiquetas lingüísticas empleadas se definen en la Tabla 5.10.

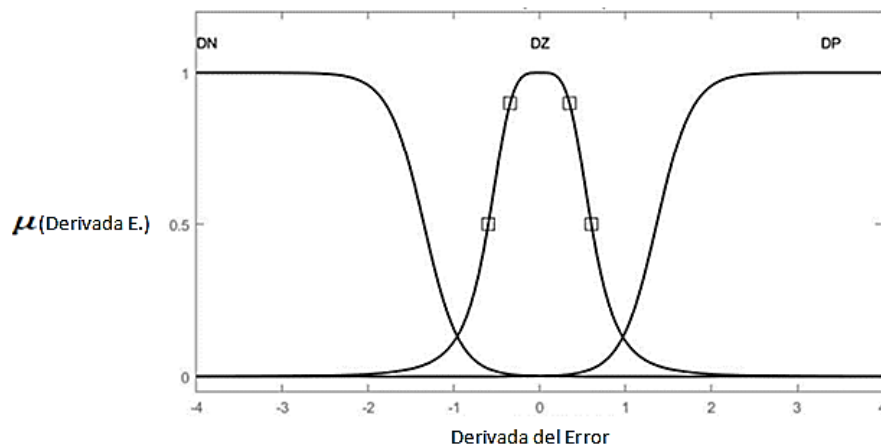


Figura 5.40 Conjuntos gaussianos de la derivada del error para el eje Pitch

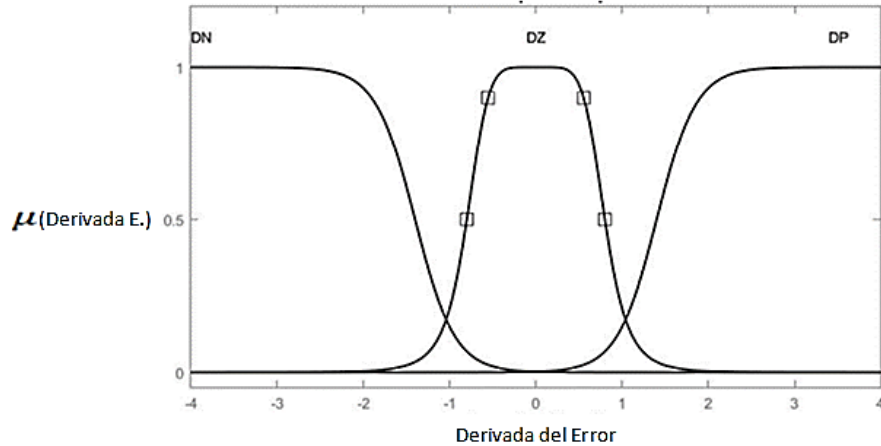


Figura 5.41 Conjuntos gaussianos de la derivada del error para el eje Roll

Tabla 5.10 Características de la derivada del error con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Derivada Negativa	DN	[-4.86 -1.35]	[-4.363 -1.4]	Sigmoide
Derivada Cero	DZ	[0.6 2 0]	[0.8 3 0]	Gaussiana
Derivada Positiva	DP	[4.86 1.36]	[4.363 1.4]	Sigmoide

Similar al controlador difuso con funciones trapezoidales, el universo de discurso de las salidas difusas consta de tres conjuntos con un universo de discurso de 0 a 1.6, cuya representación se encuentra en la Figura 5.42 para el controlador del eje Pitch y en la Figura 5.43 para el controlador del eje Roll, por otra parte, las características de ambos se observan en la Tabla 5.11. Por otra parte, las reglas difusas definidas para ambos controladores se muestran en la Tabla 5.12.

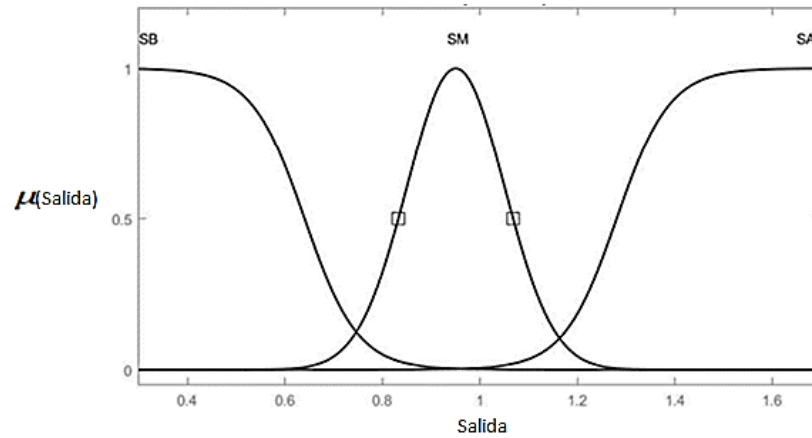


Figura 5.42 Conjuntos gaussianos de la salida para el eje Pitch

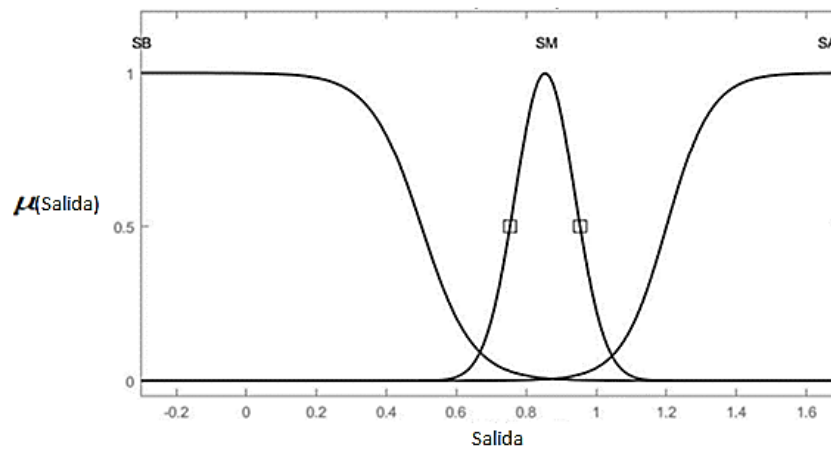


Figura 5.43 Conjuntos gaussianos de la salida para el eje Roll

Tabla 5.11 Características de la salida con funciones gaussianas para los ejes Pitch y Roll

Conjunto	Etiqueta Lingüística	V. pertenencia Pitch	V. pertenencia Roll	Tipo de función
Salida Baja	SB	[-18.4 0.64]	[-13.7 0.5]	Sigmoide
Salida Media	SM	[0.1 0.95]	[0.085 0.85]	Gaussiana
Salida Alta	SA	[18.4 1.28]	[15.7 1.2]	Sigmoide

Tabla 5.12 Definición de la memoria asociativa difusa (FAM) para los controladores MISO gaussianos

D. Error	Error		
	EN	EZ	EP
DN	SB	SB	SA
DZ	SB	SM	SA
DP	SM	SM	SA

En la Figura 5.44 se muestran los resultados obtenidos del uso de funciones gaussianas y sigmoides para la regulación de los ejes Pitch y Roll durante un periodo de 190 segundos, se puede observar que, con una perturbación de 18 grados de magnitud, el controlador del eje Pitch fue capaz de regular su posición en 16.73 segundos, mientras que en el eje Roll un cambio en su orientación de 17 grados se regula en 16.51 segundos. Por otra parte, se obtuvo un valor de RMS de 1.97 para el regulador del eje Pitch y un valor de 1.99 para el eje Roll.

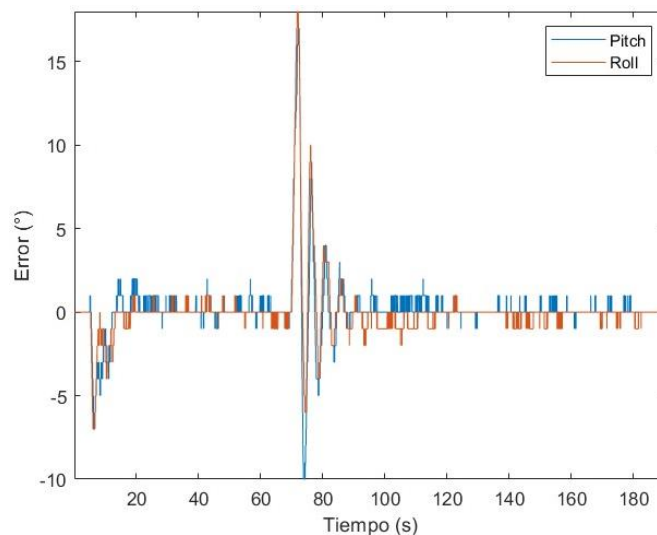


Figura 5.44 Comportamiento de los controladores MISO gaussianos aplicados a los ejes Pitch y Roll

El uso de funciones gaussianas no presentó un comportamiento significativamente diferente del obtenido con el uso de funciones trapezoidales y triangulares en controladores MISO, esto se puede observar en la señal de control generada, representada en la Figura 5.45, sin embargo, el tiempo de establecimiento y error RMS aumentó en comparación al obtenido con funciones trapezoidales.

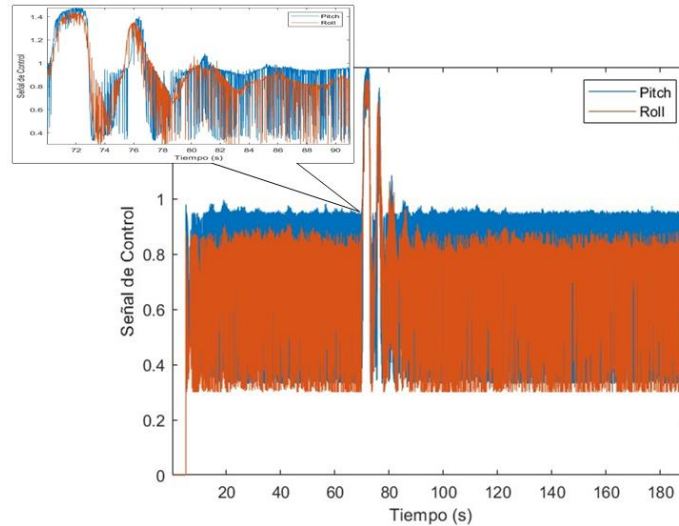


Figura 5.45 Señal de control de los reguladores MISO gaussianos aplicados en Pitch y Roll

Debido a la implementación de la segunda entrada en el controlador, la derivada del error, fue posible que el controlador no solo considerara la magnitud del error, si no también la velocidad a la que se desplaza la plataforma, permitiendo que las ruedas de reacción generaran un torque mayor si la plataforma presentaba un error de mayor magnitud y se movía a mayor velocidad, y un menor torque si su movimiento era más lento, de esta forma fue posible disminuir el número de oscilaciones previas al estado estable, y por ende, el tiempo que tarda en llegar a este.

En la Tabla 5.13 se puede observar la comparativa de los resultados obtenidos por los controladores SISO aplicados a los ejes Pitch y Roll, mientras que en la Tabla 5.14 se encuentra la comparativa de resultados obtenidos por los controlares MISO.

Tabla 5.13 Comparativa de resultados obtenidos de los controladores SISO

Eje	Controlar SISO Trapezoidal			Controlador SISO Gaussiano		
	Tiempo de establecimiento (s)	Error RMS	Sobre impulso	Tiempo de establecimiento (s)	Error RMS	Sobre impulso
Pitch	31.35	2.83	14	33.63	2.83	15
Roll	36.15	2.25	10	34.57	2.75	9

Tabla 5.14 Comparativa de resultados obtenidos de los controladores MISO

Eje	Controlar MISO Trapezoidal			Controlador MISO Gaussiano		
	Tiempo de establecimiento (s)	Error RMS	Sobre impulso	Tiempo de establecimiento (s)	Error RMS	Sobre impulso
Pitch	14.68	1.68	11	16.73	1.97	10
Roll	14.27	1.51	8	16.51	1.99	7

CONCLUSIONES

Con base en los resultados obtenidos en la sección anterior, en esta última sección del presente trabajo investigativo se da respuesta a la pregunta de investigación, se verifica el cumplimiento de los objetivos planteados y se acepta o rechaza la hipótesis, también se presentan propuestas para posibles investigaciones futuras derivadas de este trabajo.

En el Capítulo 2 de este trabajo se planteó una pregunta de investigación, obtenida a través de la revisión de la literatura especializada. Con la finalización de este proyecto es posible dar respuesta a la misma de la siguiente manera:

¿El uso de lógica difusa permitirá regular la orientación de un nanosatélite emulado en una plataforma basada en un cojinete neumático? Si, con base en los resultados obtenidos en el Capítulo 5 es posible afirmar que un controlador basado en lógica difusa puede regular la orientación de una plataforma de emulación de tipo cojinete neumático, resaltando el desempeño al contrarrestar con mayor rapidez las perturbaciones externas obtenido al combinar un controlador de tipo MISO con funciones trapezoidales y triangulares en contraste con un sistema de tipo MISO con funciones gaussianas.

Por otra parte, es posible confirmar el cumplimiento de los objetivos específicos planteados también en el Capítulo 2, los cuales consistían en:

Describir el estado del arte sobre sistemas de regulación de orientación de nanosatélites y control inteligente. Este objetivo se cumplió en el Capítulo 3 donde se encuentran documentados los trabajos que fungen como base para esta investigación, al igual que la teoría que los respalda con relación a control y técnicas de inteligencia artificial.

Implementar la estructura de una plataforma de tipo “cojinete neumático” que permita simular los movimientos de un nanosatélite en órbita. Es posible observar el cumplimiento de este objetivo en las secciones 4.1 y 5.1 donde se documentan tanto la descripción geométrica de la estructura del emulador como la construcción de esta respectivamente.

Caracterizar el rango de movimiento de la plataforma de emulación por medio de una computadora de tamaño reducido STEMLab 125-10 y una unidad de medición inercial MPU-9250. Este proceso se llevó a cabo en las secciones 4.3 y 5.2 donde se documenta la configuración del sensor MPU-9250, la realización de pruebas de movimiento y la implementación del filtro Madwick para atenuación de ruido.

Comparar el tiempo de establecimiento, error RMS y sobre impulso del regulador de orientación de un nanosatélite con diferentes funciones de membresía. Esto fue documentado en la sección 5.3 donde se realizaron las pruebas de rendimiento de los controladores, donde es posible observar un desempeño superior por parte de los controladores de tipo MISO en contraste con los controladores tipo SISO.

A partir del cumplimiento de los objetivos específicos antes mencionados se puede afirmar que el objetivo general planteado en esta investigación: **Evaluar los criterios de desempeño, tales como el tiempo de establecimiento, error RMS y sobre impulso, de un algoritmo difuso diseñado para la regulación de orientación de nanosatélites a través de una plataforma de emulación de tipo cojinete neumático** se cumplió.

Los resultados obtenidos en el Capítulo 5 permiten afirmar que la hipótesis: **Si se utiliza un algoritmo difuso tipo Mamdani es posible que una plataforma de emulación de nanosatélites regule de forma automática su posición en estado estacionario y ante perturbaciones externas** es aceptada, debido a que el controlador regule la posición del emulador al contrarrestar perturbaciones externas, en menos de 15 segundos utilizando controladores MISO, manteniendo la plataforma en estado estable en un intervalo aceptable de ± 2 grados.

Lista de productos académicos generados durante el desarrollo de este trabajo investigativo:

- (27 de noviembre de 2023) Participación en el Segundo Ciclo de Conferencia en el Centro Regional de Desarrollo Espacial en el Estado de México (CREDES-EDOMEX) con la ponencia titulada “*Experiencias en la Construcción de una Plataforma de Cojinete Neumático para Nanosatélites*”.
- (11 de diciembre de 2023) Participación en el programa radiofónico “Entrevista con criterio” de la emisora UniRadio, con el tema “*Prototipo de un cojinete neumático para el control de posición en Nanosatélites*”.
- (24 de abril de 2024) Participación en el X Congreso Internacional de Investigación Tijuana 2024 donde se presentó el trabajo titulado “*Design and implementation of a fuzzy LQR applied to the altitude control of an Innosat*”, en conjunto con el Dr. Juan Fernando García Mejía. Dicho trabajo investigativo está publicado en la revista *Aristas, Ciencia Básica y Aplicada* edición 2024.
- (28 de mayo de 2024) Participación en la 2a Exposición para la Divulgación de Proyectos de Investigación de Ingeniería y Ciencias de la Computación en el Centro Universitario UAEM Atlacomulco, con el tema “*Topología de Nanosatélites*”.
- (12 de septiembre de 2024) Envío de artículo de divulgación titulado “*Construcción de una plataforma de emulación de nanosatélites*” a la revista digital RIIT Revista Internacional de Investigación e Innovación Tecnológica.

A partir de los resultados y aspectos teóricos obtenidos de este trabajo se pueden proponer una serie de ideas que ayuden a contribuir al desarrollo de posibles trabajos futuros derivados de esta investigación:

- Utilizar algoritmos evolutivos para sintonizar los conjuntos difusos podría ayudar a optimizar el desempeño de los controladores mejorando tiempo de establecimiento y el error RMS.
- Implementar torques magnéticos como apoyo a las ruedas de reacción ayudaría reducir el movimiento brusco de la plataforma y a mejorar la estabilidad de la plataforma en estado estable.

- Cambiar la semiesfera del emulador por una esfera completa permitiría contrarrestar los efectos restrictivos de la gravedad sobre el emulador, además de permitir un movimiento de 360 grados en sus tres ejes.

REFERENCIAS

Ahmed, H. H. A., Mashor, M. Y. & Mahdi, M. C., 2019. Intelligent Fuzzy PD+I Controller with Stabilizer for Nano Satellite Attitude Control System. *Journal of Physics: Conference Series*, Volume 1372.

Alemayehu, H. A., 2020. *Neuro-Fuzzy System and Genetic Algorithm for Cubesat LQR Based Attitude Control System*, Addis Ababa: Department of electromechanical engineering Addis Ababa science and technology university.

Augustin, F., 2020. An Optimized Intuitionistic Fuzzy Associative Memories (OIFAM) to Identify the Complications of Type 2 Diabetes Mellitus (T2DM). *International Journal of Fuzzy System Applications (IJFSA)*, 9(3), pp. 22-41.

Bai, Y. & Roth, Z. S., 2019. *Classical and Modern Controls with Microcontrollers: Design, Implementation, and Applications*. s.l.:Springer.

Bakri, F. A., Mashor, M. Y., Sharun, S. M. & Sarpinah, B., 2016. Adaptive fuzzy logic controller with direct action type. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*, 152(1), pp. 12-32.

Baranova, V., Leshkevich, S. & Saetchnikov, V., 2023. Development of minimalistic propulsion system for university nanosatellite. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*.

Becker, A., 2023. *Kalman Filter: from The Ground Up*. segunda ed. s.l.:Alexander Becker.

Bello, A., Olfe, K., Rodriguez, J. & Ezquerro, J., 2023. Experimental verification and comparison of fuzzy and PID. *Advances in Space Research*, 71(9), pp. 3613-3630.

Bělohávek, R., Dauben, J. W. & Klir, G. J., 2017. *Fuzzy Logic and Mathematics: A Historical Perspective*. s.l.:Oxford University Press.

Bernardes, E. & Viollet, S., 2022. Quaternion to Euler angles conversion: A direct, general and computationally efficient method. *PLoS ONE*, 17(11).

Brunete, A., San Segundo, P. & Herrero, R., 2024. *Introducción a la Automatización Industrial*. Madrid: s.n.

Calvo Cerezo, D. J., 2017. *Desarrollo, implementación y evaluación de un algoritmo de lógica difusa para el control de actitud de nanosatélites*, Madrid: Universidad Politécnica de Madrid.

Camposano Mendoza, I. R. & Antonieta Riera, M., 2022. Ácido poliláctico: una revisión de los métodos de producción y sus aplicaciones. *Publicaciones en Ciencias y Tecnología*, 16(1), pp. 42-53.

Camps, A., 2019. Nanosatellites and Applications to Commercial and Scientific Missions. *Satellites Missions and Technologies for Geosciences*.

Cardoso da Silva, R., Cardoso Guimarães, F. & Lopes de Loiola, J. V., 2018. Tabletop Testbed for Attitude Determination and Control of Nanosatellites.. *Journal of Aerospace Engineering*, 32(1).

Cardozo Trujillo, A. S. & Cruz Diaz, C. E., 2023. Comentario de Colonia al derecho del espacio. *Tratado del espacio. Novum Jus*, 17(1), p. 389–394.

Carrara, V. et al., 2017. The ITASAT CubeSat Development and Design. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 9(2), pp. 147-156.

Cerezo, D. J. C., 2017. *Desarrollo, implementación y evaluación de un algoritmo de lógica difusa para el control de actitud de nanosatélites*, Madrid: Universidad Politécnica de Madrid.

Chakraverty, S., Sahoo, D. & Mahato, N., 2019. Defuzzification. In: *Concepts of Soft Computing*. s.l.:Springer, p. 117–127.

Costa, R., Saotome, O. & Rafikova, E., 2019. Simulation and Validation of Satellite Attitude Control Algorithms in a Spherical Air Bearing. *J Control Autom Electr Syst* 30, p. 716–727.

Crespo Sánchez, G., Pérez Abril, I. & García Sánchez, Z., 2022. Exploración científica de los algoritmos evolutivos en la reconfiguración óptima de redes de distribución eléctrica. *Revista Universidad y Sociedad*, 14(1), pp. 303-319.

Cuevas, E., 2021. *Matlab. Computación Metaheurística y Bio-inspirada*. s.l.:rc libros.

Falcone, R., Lima, C. & Martinelli, E., 2020. Soft computing techniques in structural and earthquake engineering: a literature review. *Engineering Structures*, Volume 207.

Fariñas-Álvarez, N., Navarro-Medina, F. & González-Jorge, H., 2022. Evaluación metrológica de instalación tipo helmholtz para ensayar los sistemas de determinación y control de actitud (ADCS) de pequeños satélites.. *Revista DYNA*.

Glad, T. & Ljung, L., 2017. *Control Theory*. Segunda ed. London: CRC Press.

Goldman, R., 2010. *Rethinking Quaternions*. Primera ed. s.l.:Springer Nature.

Hani, H., Mashor, M. & Chessab Mahdi, M., 2018. Performance of Manual and Auto-Tuning PID Controller for Unstable Plant-Nano Satellite Attitude Control System. *2018 6th International Conference on Cyber and IT Service Management (CITSM)*.

Hazza, H., Mashor, M. Y. & Mahdi, M. C., 2018. Performance of Manual and Auto-Tuning PID Controller for Unstable Plant-Nano Satellite Attitude Control System. *2018 6th International Conference on Cyber and IT Service Management (CITSM)*, pp. 1-5.

Hernández Gaviño, R., 2010. *Introducción a los sistemas de control: Conceptos, aplicaciones y simulación con MATLAB*. Primera ed. Mexico: Pearson Educación.

Hernández Montero, F. E., Arencibia, G. & Menéndez Álvarez, J., 2020. Estimación se Orientación, Basada en Filtro de Kalman, Usando Unidad de Medición Inercial sin Magnetómetro. *Investigacion Operacional*, 41(3), pp. 369-378.

Hooda, D., Raich, V. & St, C., 2022. *Fuzzy Logic Models and Fuzzy Control. An Introduction*. s.l.:Alpha Science International LTD.

Inc., I., 2016. *MPU-9250 Product Specification*. s.l.:InvenSense Inc..

Ivanov, D. & Roldugin, D., 2019. Nanosatellite Three-Axis Attitude Control and Determination Using Two Magnetorquers Only. *2019 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST)*, pp. 761-768.

Keviczky, L., Bars, R., Hetthéssy, J. & Bányász, C., 2019. *Control Engineering*. Sigapore: Springer.

Komarizadehasl, S., Mobaraki, B. & Lozano-Galant, J. A., 2020. Evaluation of Low-Cost Angular Measuring Sensors. *Recent Trends in Geotechnical and Geo-Environmental Engineering and Education*.

Krishna, N. S. et al., 2018. Design and Implementation of a Reaction Wheel System. *2018 IEEE Aerospace Conference*, pp. 1-7.

Kuo, B. C. & Golnaraghi, F., 2017. *Automatic Control Systems*. Decima ed. s.l.:McGraw-Hill .

Kwak, C.-J., RI, K.-C. & Kwak, S.-I., 2021. Fuzzy Modus Ponens and Tollens based on Moving Distance in SISO Fuzzy System. *Romanian Journal of Information*, 24(3), p. 257–283.

Landis-Markley, F. & L. Crassidis, J., 2014. *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. New York: Springer.

Li, F., 2024. Introduction to Fuzzy Sets, Fuzzy Logic, and Fuzzy Inference Systems. In: *Fuzzy Rule-Based Inference*. s.l.:Springer, pp. 1-15.

Madgwick, S. O., 2010. An efficient orientation filter for inertial and inertial / magnetic sensor arrays..

Manda, P. & Kumar Veeramalla, S., 2021. Brushless DC Motor Modeling and Simulation in the MATLAB/SIMULINK Software Environment. *Advances in Modelling and Analysis B*, 64(1-4), pp. 27-33.

Martínez, Ú. et al., 2022. *Attitude Control Research with Educational Nanosatellites*. Barcelona, 4 th Symposium on Space Educational Activities.

Nasiboglu, R. & Abdullayeva, R., 2018. Analytical Formulations for the Level Based Weighted Average Value of Discrete Trapezoidal Fuzzy Numbers. *International Journal on Soft Computing (IJSC)*, 9(2).

Newton, A., D. Hill, E., Gadsden, S. A. & Biglarbegia, M., 2022. Development of a nanosatellite attitude control simulator for ground-based research. *Sensors and Systems for Space Applications XV*.

Nguyen, H. T., Walker, C. & Walker, E. A., 2018. *A First Course in Fuzzy Logic*. cuarta ed. s.l.:Chapman and Hall/CRC.

Niespodziany, S., 2018. Inertial Navigation Static Calibration. *International Journal of Electronics and Telecommunications*, 64(2), pp. 243-248.

Nise, N. S., 2020. *Control Systems Engineering*. Octava ed. California: John Wiley & Sons.

Papakonstantinou, C., Moraitis, G., Lappas, V. & Kostopoulos, V., 2022. Design of a Low-Cost Air Bearing Testbed for Nano CMG Maneuvers. *Aerospace 2022*, 9(2), p. 95.

Pitaya, R., 2017. *Red Pitaya STEMLab Documentation*. s.l.:Red Pitaya.

Pokorádi, L., Kocak, S. & Tóth-Laufer, 2021. Fuzzy Failure Modes and Effects Analysis Using Summative Defuzzification Methods. *Acta Polytechnica Hungarica*, 18(9), pp. 111-126.

Preuschhoff, T., Schlosser, M. & Birkl, G., 2020. Digital laser frequency and intensity stabilization based on the STEMLab platform.. *Review of Scientifics Instruments*, 91(8).

Rios Bravo, A., 2024. *Exponente de Liapunov y Teorema de Oseledets en Dimensión 2*, Lima: Universidad Nacional Mayor de San Marcos.

Rodríguez, H. & Chérigo, C., 2017. Evaluación de Algoritmos de Fusión de Datos de Medición Inercial para Vehículos Aéreos no Tripulados. *15th LACCEI International Multi-Conference for Engineering, Education, and Technology*.

Ruiz Olaya, D. & Franco Mejía, E., 2015. Herramienta de emulación de sistemas dinámicos a través de internet. *Tecnura*, 19(46).

Sadigh, S. M., 2018. *Attitude control system for nanosatellites with reaction wheel and magnetorquer actuators*, s.l.: Politecnico di Torino.

Sankar, V., 2023. B-Dot Controller Simulation for a 3U CubeSat: BMSCE Upagraha. In: *Smart Small Satellites: Design, Modelling and Development*. Singapore: Springer Nature Singapore , pp. 11-22.

Shiroma, W. et al., 2011. CubeSats: A bright future for nanosatellites. *Open Engineering*, pp. 9-15.

Space, T., 2017. *ESAT*. [Online]
Available at: <https://www.theia.eusoc.upm.es/>
[Accessed 15 Agosto 2024].

TP-LINK, 2014. *5200mAh Power Bank - TL-PB5200*. s.l.:TP-LINK.

Villela, T. et al., 2019. Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview. *International Journal of Aerospace Engineering*.