



**UNIVERSIDAD INTERNACIONAL  
DEL ECUADOR**

**FACULTAD DE CIENCIAS TÉCNICAS**

**ESCUELA DE INGENIERÍA MECATRÓNICA**

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN ESTABILIZADOR DE  
IMAGEN TIPO GIMBAL**

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

**JUAN FRANCISCO ULLAURI AÑAZCO**

**DIRECTOR: ING. SILVIA JANNETH DUCHI LÓPEZ, MSc.**

**D. M. Quito, julio**

**2020**

## DECLARACIÓN DE AUTORÍA Y CESIÓN DE DERECHOS

Yo, Juan Francisco Ullauri Añezco, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional y que se ha investigado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondientes a este trabajo, a la Universidad Internacional del Ecuador, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por normativa institucional vigente.

f.....

Juan Francisco Ullauri Añezco

C.I.: 0502567720

## CERTIFICACIÓN

La docente de la Escuela de Ingeniería Mecatrónica Ingeniera Silvia Janneth Duchi López

CERTIFICA QUE:

El proyecto de investigación “Diseño y Construcción de un prototipo de estabilizador de imagen tipo gimbal”, fue desarrollado por: Juan Francisco Ullauri Añazco y ha sido debidamente revisado y está en condiciones de ser entregado para que siga lo dispuesto por la Escuela, correspondiente y a la sustentación y defensa del mismo.

---

Ing. Silvia Janneth Duchi López  
DIRECTORA DEL PROYECTO

## ÍNDICE DE CONTENIDOS

1. Tema .....	1
2. Objetivos.....	1
2.1. Objetivo general.....	1
2.2. Objetivos específicos.....	1
3. Planteamiento del problema .....	1
4. Hipótesis.....	2
5. Estado del arte .....	2
5.1. Sistemas de estabilización para cámaras.....	2
5.2. Estabilizadores tipo gimbal .....	2
5.3. Vehículos aéreos no tripulados .....	5
5.4. Ejes de rotación de aeronaves .....	6
5.4.1. Eje longitudinal .....	6
5.4.2. Eje transversal.....	6
5.4.3. Eje vertical .....	7
5.5. Unidad de medida inercial .....	7
5.5.1. IMU de dos sensores.....	7
5.5.2. IMU de tres sensores .....	8
5.6. Filtro de Madgwick .....	9
5.7. Sistemas de control .....	9
5.7.1. Controlador PID.....	10
6. Diseño de estabilizador.....	11
6.1. Diseño conceptual .....	12
6.2. Mecanismo de sujeción de sensor óptico .....	13
6.3. Mecanismo del estabilizador .....	14
6.3.1. Mecanismo de sujeción del sensor óptico .....	14
6.3.2. Mecanismo pitch, roll y yaw .....	14
6.4. Cobertor de sensor óptico .....	16
6.4.1. Diseño cobertor .....	16
6.5. Análisis de flujo del estabilizador.....	18
6.5.1. Análisis de flujo en cobertor de sensor óptico .....	18

6.5.2.	Análisis de flujo de roll.....	20
6.5.3.	Análisis de flujo de yaw .....	21
6.6.	Análisis estático .....	22
6.6.1.	Análisis estático de base para pitch.....	27
6.6.2.	Análisis estático de base para roll.....	28
6.7.	Dimensionamiento de actuadores .....	30
6.8.	Ensamble mecanismo .....	31
6.9.	Bloque de control.....	32
6.9.1.	MPU6050.....	33
6.9.2.	Puente H.....	33
6.9.3.	Módulo de radiocontrol.....	34
6.9.4.	Microcontrolador.....	35
6.9.5.	Dimensionamiento fuente.....	36
6.9.6.	Diseño placa electrónica .....	37
6.10.	Lógica de control.....	40
6.10.1.	Adquisición de datos de la IMU.....	41
6.10.2.	Filtro de Madgwick.....	42
6.10.3.	Control automático .....	44
7.	Pruebas de funcionamiento .....	49
7.1.	Intercambio de sensores .....	50
7.2.	Pruebas de diseño mecánico .....	50
7.3.	Pruebas de radiocontrol.....	51
7.4.	Pruebas de funcionamiento de control automático.....	53
8.	Conclusiones.....	53
9.	Recomendaciones .....	54

## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.	Esquema de gimbal simple de tres ejes.....	3
Figura 2.	Sentidos de rotación en sensor óptico. ....	4
Figura 3.	Ejes de rotación en aeronaves. ....	6
Figura 4.	IMU basado en dos sensores. ....	8
Figura 5.	IMU basado en tres sensores.....	9
Figura 6.	Componentes básicos de un sistema de control. ....	10
Figura 7.	Diagrama de funcionamiento de estabilizador gimbal. ....	12
Figura 8.	Bosquejo de base para sujeción de sensor óptico.....	13
Figura 9.	Mecanismo de sujeción enumerando sus componentes.....	14
Figura 10.	Visualización de Gimbal Lock.....	15
Figura 11.	Orden de unión del mecanismo estabilizador. ....	15

Figura 12. Mecanismo estabilizador con cobertor del sensor óptico. ....	16
Figura 13. Coeficientes de drag para diferentes perfiles. ....	17
Figura 14. Simulación de flujo sobre cobertor a 0°. ....	18
Figura 15. Simulación de flujo sobre cobertor a -45°. ....	19
Figura 16. Simulación de flujo sobre cobertor a -90°. ....	19
Figura 17. Simulación de flujo ensamble roll en posición pitch 0°, roll 0° y yaw 0°. ....	20
Figura 18. Simulación de flujo ensamble roll en posición pitch -90°, roll 0° y yaw 0°. ...	20
Figura 19. Simulación de flujo ensamble roll en posición pitch -90°, roll 30° y yaw -90°. ....	21
Figura 20. Simulación de flujo sobre roll: a) pitch -90°, roll 0° y yaw 0°, b) pitch -90°, roll 30° y yaw -90°, c) pitch -90°, roll a 0° y yaw -90°. ....	22
Figura 21. Visualización de elemento de análisis (Eje de unión). ....	23
Figura 22. Diagrama de cuerpo libre de eje de unión. ....	23
Figura 23. Análisis estático de eje de unión con simular. ....	26
Figura 24. Simulación de desplazamientos en base pitch con software FEA. ....	28
Figura 25. Simulación de esfuerzos en base pitch con software FEA. ....	28
Figura 26. Simulación de esfuerzos en base roll con software FEA. ....	29
Figura 27. Simulación de desplazamientos en base roll con software FEA. ....	29
Figura 28. Mecanismo en diferentes ángulos de rotación. a) Posición inicial. b) Rotación 90° pitch. c) Rotación 75° roll. d) Rotación 90° yaw. ....	31
Figura 29. Diagrama electrónico de estabilizador. ....	32
Figura 30. Sensor MPU6050. ....	33
Figura 31. Configuración de Puente H. ....	34
Figura 32. Batería LIPO 3S de 900mAh. ....	37
Figura 33. Esquemático circuito de control. ....	38
Figura 34. PCB circuito de control. ....	39
Figura 35. Obtención de placa electrónica. ....	39
Figura 36. Circuito de control. ....	40
Figura 37. Diagrama de flujo para estabilizador. ....	41
Figura 38. Ubicación de registros de la IMU. ....	42
Figura 39. Respuesta en escalón de modelo de primer grado con retardo. ....	44
Figura 40. Tuning del controlador. ....	46
Figura 41. Diagrama de bloques con perturbación. ....	47
Figura 42. Señales de setpoint y salida del sistema. ....	48
Figura 43. Señales de perturbación, setpoint y salida del sistema. ....	49
Figura 44. Intercambio de sensores ópticos. ....	50
Figura 45. Incorporación de sistema de estabilización sobre vehículo. ....	51
Figura 46. Implementación de pruebas de radiocontrol. ....	51
Figura 47. Implementación de pruebas de radiocontrol. ....	52
Figura 48. Ruta de vuelo para prueba de alcance de radiocontrol. ....	52
Figura 49. Visualización en computador del comportamiento del control automático. .	53

## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Tipos de estabilizadores de cámara.....	4
Tabla 2. Tabla de requerimientos.....	12
Tabla 3. Valores críticos en cobertor.....	19
Tabla 4. Valores críticos en mecanismo roll.....	21
Tabla 5. Valores críticos en mecanismo yaw.....	22
Tabla 6. Especificaciones mecánicas de acero plata.....	26
Tabla 7. Especificaciones PLA.....	27
Tabla 8. Valores de torque para actuadores.....	30
Tabla 9. Especificaciones de actuadores.....	30
Tabla 10. Características de MPU6050.....	33
Tabla 11. Especificación Arduino Nano.....	35
Tabla 12. Consumo máximo de elementos electrónicos.....	36

## ÍNDICE DE ABREVIATURAS Y SIGLAS

UAV:	Unmanned Air Vehicle (Vehículos aéreos no tripulados)
MEMS:	Micro-electromechanical System (Sistema micro electromecánico)
IMU:	Inertial Measurement Unit (Unidad de medida inercial)
FEA:	Finite element analysis (Análisis por elementos finitos)

## RESUMEN

El presente proyecto se enfoca en generar una solución a la necesidad de la empresa Aeroseed Sky orientada a la producción de UAVs (Unmanned Air Vehicle), estos vehículos son utilizados en diversas aplicaciones por ejemplo reconocimiento aéreo, levantamientos topográficos, búsqueda, de forma recreativa entre otras, para lo cual es fundamental el uso de sensores ópticos, estos pueden ir fijo en una orientación deseada o variar durante el vuelo dependiendo del objetivo, por este motivo, la empresa busca implementar algún tipo de estabilizador que le permitan usar los sensores que ya dispone, por lo tanto, se propone el diseño y construcción de un mecanismo estabilizador de 3 grados de libertad, que permita el intercambio de sensores.

Los mecanismos tipo gimbal presentan el problema denominado “gimbal lock”, por ello el dispositivo fue diseñado de tal forma que pueda evitar este inconveniente, siguiente al diseño de movilidad se presenta el diseño mecánico, el cual se realizó por medio de un software FEA (Finite Element Analysis o análisis de elementos finitos) para determinar correctamente los componentes involucrados, realizando análisis estáticos y de flujo estableciendo esfuerzos, fuerzas, torques, etc. que influyan al mecanismo, así dimensionar piezas y actuadores capaces de soportar las condiciones de vuelo. En el diseño electrónico se muestran los elementos necesarios que controlan el sistema, tomando en cuenta las especificaciones del componente, de esta manera, se diseñó la placa electrónica de control del estabilizador y la placa de mando de comunicación. Finalmente, se completa el diseño global del proyecto con el bloque de lógica de control mostrando cómo se utilizó y programó cada elemento, también se realiza la adquisición de datos de la IMU y su posterior tratamiento mediante filtros, e indica el desarrollo utilizado en el control automático.

Para culminar se indican las pruebas de funcionamiento, validando los diseños realizados, las mismas que fueron principalmente experimentales, de esta manera, se observó su comportamiento frente a escenarios críticos, por

ejemplo, cómo el sistema reacciona cuando se encuentra en movimiento a una velocidad 21 m/s.

# **Estabilizador de sensores ópticos de tres grados de libertad para UAV**

## **1. TEMA**

Diseño y construcción de un estabilizador de imagen tipo gimbal.

## **2. OBJETIVOS**

### **2.1. OBJETIVO GENERAL**

Diseñar y construir un estabilizador de imagen tipo gimbal.

### **2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS**

- Investigar y documentar los principios de funcionamiento de estabilizadores de 3 ejes.
- Diseñar los elementos mecánicos de sujeción variable para diferentes dimensiones y soporte del sensor óptico y componentes del sistema de estabilización.
- Diseñar el control y electrónica del sistema para el estabilizador.
- Controlar la posición de rotación pitch (+10°, -90°), yaw (+80,-80) y roll (+30°, -30°).
- Comprobar los dimensionamientos mediante pruebas de funcionamiento.

## **3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**

La empresa Aeroseed Sky dedicada al diseño y construcción de aeronaves no tripuladas - UAVs (Unmanned Air Vehicle), utiliza diferentes sensores ópticos por ejemplo cámaras infrarrojas (IR), cámaras NIR (Near Infrared, cercano al infrarroja) o cámaras/ filmadoras comunes como Sony Alpha entre otras, por lo tanto, es esencial que el sensor óptico mantenga una orientación especificada por el usuario que puede ser la misma o variar durante la misión de vuelo. Por tanto, es necesario un mecanismo estabilizador, para absorber los movimientos o vibraciones de la aeronave, por consiguiente, disminuir el ruido generado en la imagen o video. Estos estabilizadores comercialmente vienen con uno o más

sensores ya integrados en el sistema impidiendo el uso de los que posee Aeroseed Sky.

#### **4. HIPÓTESIS**

Se plantea el diseño de un mecanismo estabilizador de tres grados de libertad, que genere un control de orientación automático en los ejes de pitch y roll con referencia al plano inercial de la tierra, en yaw se controlará la rotación con respecto a su posición inicial, el peso del mecanismo será de 1 kg sin tomar en cuenta el sensor óptico, ya que este deberá contar con las características de volumen máximo de 70mm ancho, 70mm alto y 150mm largo y un peso máximo de 1 kg, todo el sistema disminuirá el ruido en la imagen o video generado por el movimiento de la aeronave manteniendo la pose referida.

#### **5. ESTADO DEL ARTE**

##### **5.1. SISTEMAS DE ESTABILIZACIÓN PARA CÁMARAS**

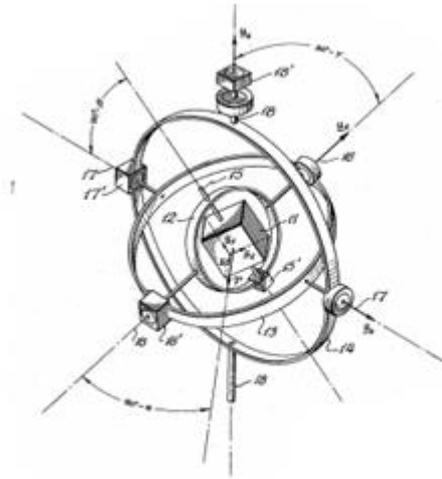
Uno de los primeros sistemas de estabilización fue implementada en el área cinematográfica, se lo nombró comercialmente "Steadycam" que consiste en un soporte de cámara con un sistema de contrapesos, el mismo que ayudó a compensar los movimientos del operador.

Este sistema sirvió como punto de partida para mejorar los diseños con implementación de sensores y actuadores, generando un control minucioso de la estabilización de imagen.

##### **5.2. ESTABILIZADORES TIPO GIMBAL**

Gimbal o suspensión cardán es un mecanismo que permite la rotación de un cuerpo sobre un eje. Si se unen tres juegos de gimbal ortogonalmente un

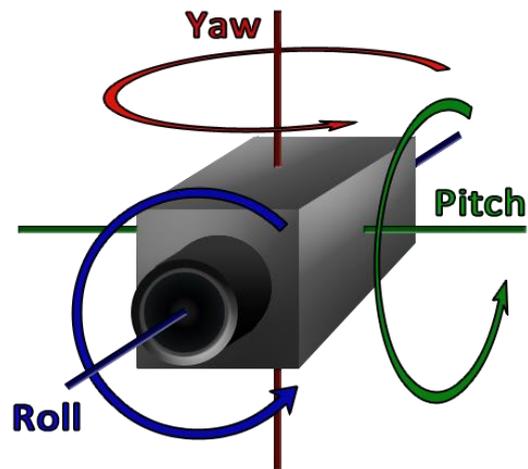
objeto ubicado en el centro permanecerá independiente de la rotación del soporte [1]. Como, se muestra en la Figura 1 es un ejemplo de un gimbal con tres grados de libertad.



**Figura 1.** Esquema de gimbal simple de tres ejes.

Fuente: [2]

Tomando como ejemplo el modelo de la Figura 1, por su configuración permite rotar en pitch, yaw y roll, dejando en equilibrio el objeto colocado en el centro. Este mecanismo es común encontrar en estabilización de cámaras, sistemas de navegación de barcos, entre otros. Para una mejor comprensión de los sentidos de rotación se presenta la Figura 2 que muestra la orientación con respecto al sensor óptico.



**Figura 2.** Sentidos de rotación en sensor óptico.

Fuente: [28]

En UAVs es muy común encontrar los gimbals de dos o tres grados de libertad, cuando tratamos de dos grados de libertad (2DOF) el gimbal rota en pitch y yaw, por lo tanto, para compensar en roll se lo configura mediante un software de video, por lo que crea un nivel extra de desarrollo al sistema de estabilización. En un gimbal de 3 grados de libertad (3DOF) la rotación en pitch, yaw y roll son estabilizados por el mecanismo.

Como se puede observar la Tabla 1 muestra algunos tipos de estabilizadores con los siguientes parámetros: peso, sensor que utiliza y grados de libertad del gimbal.

**Tabla 1.** Tipos de estabilizadores de cámara.

Tipo	Peso (gr)	Precio	Sensor	Grados de libertad	Imagen
Ukr spec USG- 211	1100	No disponible	Son EV7520	Dos grados	 <p>Fuente: [3]</p>

Ukr spec USG- 212	2200	No disponible	Sony block camera IR camera	Dos grados	 Fuente: [4]
EAGLE EYE- 30IE-50	1200	No disponible	SONY FCB- EV7520 Thermal camera	Tres grados	 Fuente: [5]
DJI Inspire Double 4K	80	\$3469	NIR	Tres grados	 Fuente: [6]
TEMIS XL	950	No disponible	Sony full HD IR cámara	Dos grados	 Fuente: [7]

### 5.3. VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS

El término vehículo aéreo no tripulado se hizo común en los años 90 para describir a las aeronaves robóticas [8], su uso comenzó bajo esquemas militares permitiendo el ingreso a áreas de mucho peligro o dificultad. El documento “Joint Publication 1-02, Department of Defense Dictionary” editado por el Ministerio de Defensa de los Estados Unidos define UAV como:

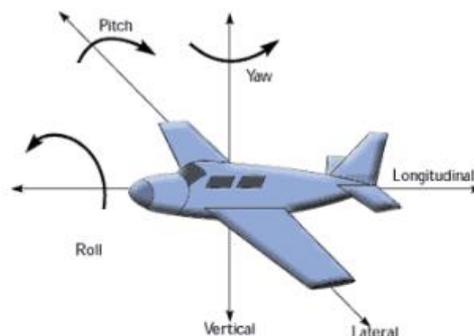
“Un vehículo aéreo motorizado que no lleva a bordo a un operador humano, utiliza las fuerzas aerodinámicas para generar la sustentación, puede

volar autónomamente o ser tripulado de forma remota, fungible o recuperable, y es capaz de transportar una carga letal o no. No se consideran UAV a los misiles balísticos o semi balísticos, misiles crucero y proyectiles de artillería.”

El uso de las aeronaves no tripuladas ha llevado a cabo operaciones comerciales tan variadas como agricultura de precisión, cinematografía, recreacionales, reconocimiento, entre otras.

#### 5.4. EJES DE ROTACIÓN DE AERONAVES

Las rotaciones de una aeronave se dan con respecto a tres ejes perpendiculares entre sí y donde su origen se ubica en el centro de gravedad de la aeronave [8]. Estos ejes denominados longitudinal, transversal y vertical, como se puede observar en la Figura 3.



**Figura 3.** Ejes de rotación en aeronaves.

Fuente: [8]

##### 5.4.1. Eje longitudinal

Se extiende desde la nariz a la cola del avión, la rotación sobre este se denomina comúnmente roll, también se lo conoce como alabeo. Para generar la rotación utilizan los alerones [9].

##### 5.4.2. Eje transversal

Se extiende a lo largo de las alas del avión, la rotación sobre este se denomina comúnmente pitch, también se lo conoce como pitch o cabeceo. El elemento para generar este giro es el elevador [9].

#### **5.4.3. Eje vertical**

Es perpendicular a los ejes longitudinal y transversal, la rotación sobre este se lo denomina comúnmente yaw, también se lo conoce como pan o guiñada. El elemento para generar esta rotación es el timón de dirección [9].

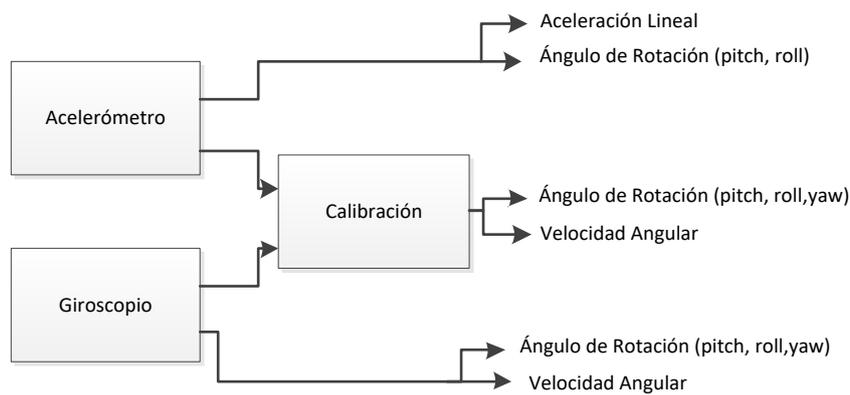
### **5.5. UNIDAD DE MEDIDA INERCIAL**

Generalmente llamada IMU por sus siglas en inglés (Inertial Measurement Units) son MEMS (Micro Electrical Mechanical System) que miden orientación, velocidad y fuerza gravitacional. Las IMU consisten con acelerómetros y giroscopios, el acelerómetro se usa para medir la aceleración inercial, mientras que el giroscopio mide la rotación angular, con estos valores se es capaz de referenciar la orientación.

Otras IMUs más avanzadas adicionalmente incorporan un magnetómetro que mide la dirección magnética, así mejora la mensuración del giroscopio. [10] El uso combinado de estos componentes ayuda a fortalecer las debilidades de cada sensor, en el caso de los giroscopios al necesitar el ángulo de rotación se debe integrar la señal es por esta integración que se logra ir acumulando errores de medición y generar un “drift” o desplazamiento de la señal adquirida de la IMU. Por otro lado, el acelerómetro por lo general es usado para medir los ángulos de rotación de la IMU en comparación de la dirección de campo gravitacional, por esto cualquier aceleración por movimiento puede crear perturbaciones a la medida del acelerómetro. Por este motivo, se fusionan los elementos de tal manera complementan sus debilidades. También, es frecuente el uso de filtros de tal forma obtener mejor los datos.

#### **5.5.1. IMU de dos sensores**

La ventaja de este tipo de IMU es que no es afectado por interferencias de campos magnéticos externos cercanos al sensor, por otro lado, se suele tener distorsiones o corrimientos de valores en la rotación de yaw, y su referencia se realiza desde una posición inicial a diferencia de la IMU de tres sensores que se orienta basándose en los puntos cardinales. En la Figura 4 se indica los datos que se pueden obtener de cada componente de la IMU de dos sensores.

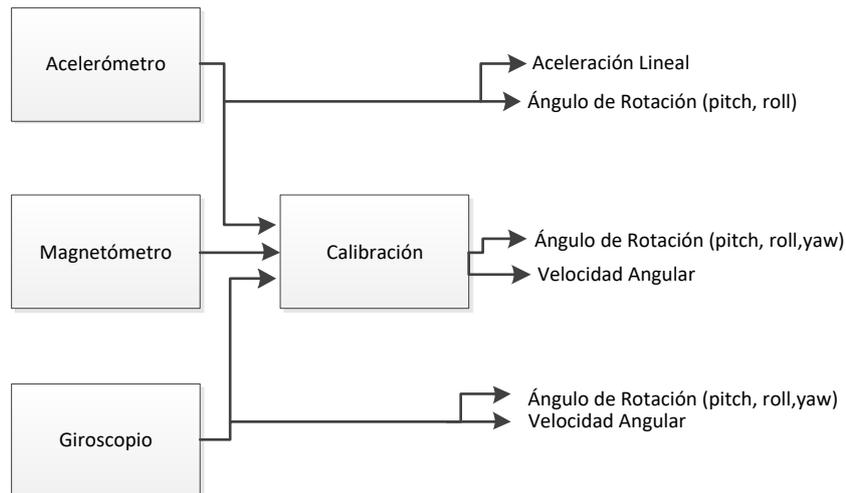


**Figura 4.** IMU basado en dos sensores.

Fuente: [10]

### 5.5.2. IMU de tres sensores

Este tipo de sensor es bueno en cálculos de orientación dinámica, lo que quiere decir que puede tener referencia de los puntos cardinales en la rotación de yaw. En la Figura 5 se indica los valores que se pueden obtener de cada componente de la IMU de tres sensores.



**Figura 5.** IMU basado en tres sensores.

Fuente: [10]

## 5.6. FILTRO DE MADGWICK

Este filtro fue creado por Sebastian Madgwick, según [11], ayuda en la orientación aplicable en IMUs de dos o tres sensores, utiliza una representación de cuaternión, lo que permite utilizar los datos del acelerómetro y magnetómetro de forma analítica y en un algoritmo de descenso de gradiente optimizado para calcular la dirección del error de medición del giroscopio como una derivada del cuaternión.

Los beneficios del filtro incluyen:

- Bajo costo computacional.
- Efectivo en velocidades bajas de muestreo (10 Hz)
- Contiene un parámetro que puede ser ajustado por el usuario.

## 5.7. SISTEMAS DE CONTROL

El control automático tiene una intervención cada vez más considerable en la vida diaria, desde simples tostadores automáticos hasta los complicados

sistemas, como en vehículos espaciales, en guiado de proyectiles, pilotajes de aviones, etc. Esto resulta esencial en operaciones industriales igual que el control de presión, temperatura, humedad, viscosidad y flujo, en las industrias de procesos, maquinado, manejo y armado de piezas mecánicas, entre muchas otras. [8]

Los componentes básicos de un sistema de control son objetivos o entradas, siendo las señales actuantes y los resultados o salidas que son las variables controladas. En general, el objetivo es controlar las salidas en alguna forma prescrita mediante las entradas a través de los elementos de control como se observa en la Figura 6.



**Figura 6.** Componentes básicos de un sistema de control.

Fuente: [13]

### 5.7.1. Controlador PID

Es el modelo de control con retroalimentación más común. La forma ideal del controlador está dada por la siguiente fórmula.

$$u_t = k_p e(t) + k_i \int e(\tau) d\tau + k_d \frac{de}{dt} \quad (1)$$

Donde:

$u_t$	Controlador tipo PID
$e(t)$	Error entre valor deseado y salida del sistema
$k_p$	Ganancia proporcional
$k_i$	Ganancia integral
$k_d$	Ganancia derivativa

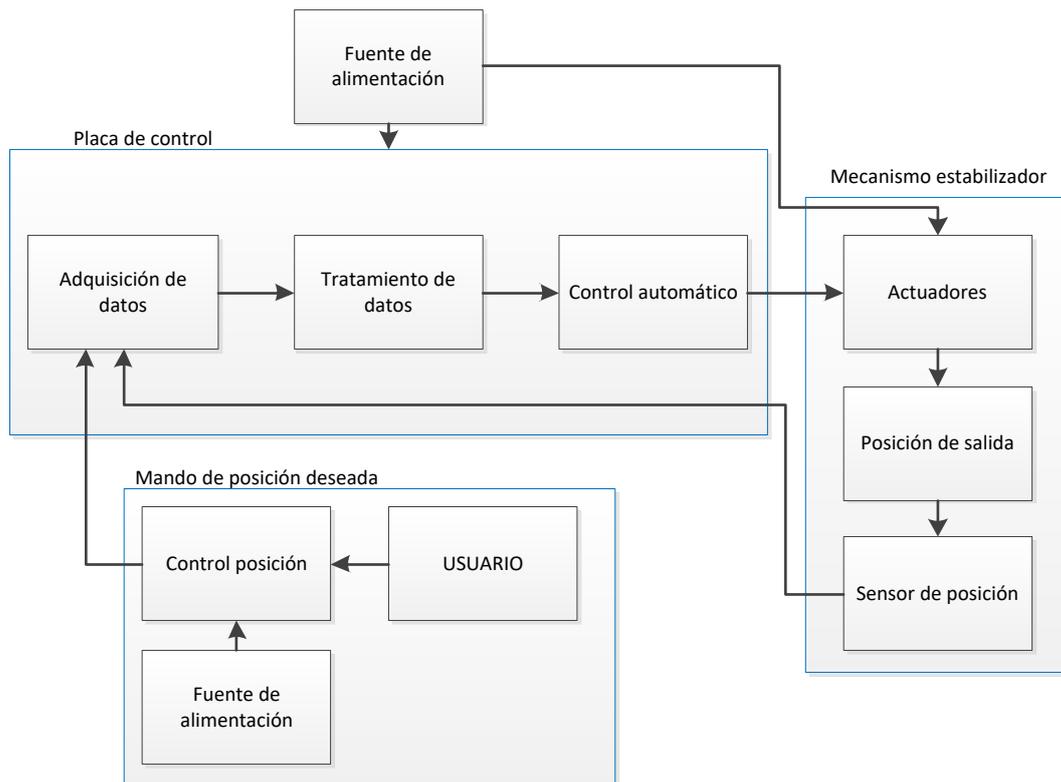
La parte proporcional ayuda a controlar la amplitud de respuesta del sistema basado en el error, de esta forma pequeñas variaciones de error no harán que el controlador sobre reaccione, la parte integral acumula los errores a lo largo del tiempo para poder disminuirlos y mejorar el seguimiento o “tracking” del valor de referencia y la parte derivativa contribuya a elaborar una aproximación del comportamiento del sistema.

## **6. DISEÑO DE ESTABILIZADOR**

El sistema estabilizador está constituido por tres bloques:

- Mecanismo estabilizador: Parte mecánica del sistema donde se diseña la estructura para que resista los movimientos y velocidades de la aeronave, también se realiza un mecanismo que fije el sensor óptico y cálculo de actuadores.
- Placa de control: Parte electrónica del sistema donde se comunica con los sensores para accionar a los actuadores y controlar su posición.
- Mando de control: Parte informática del sistema encargada de comunicar a la placa de control la posición deseada en pitch y yaw.

Dichos bloques se visualizan en la Figura 7 representados por un diagrama.



**Figura 7.** Diagrama de funcionamiento de estabilizador gimbal.

## 6.1. DISEÑO CONCEPTUAL

En el diseño conceptual del estabilizador se consideró los requerimientos dados por la empresa, los cuales involucran al peso del sensor, peso del mecanismo, el volumen del sensor que se puede incorporar entre otros que se encuentran detallados en la Tabla 2.

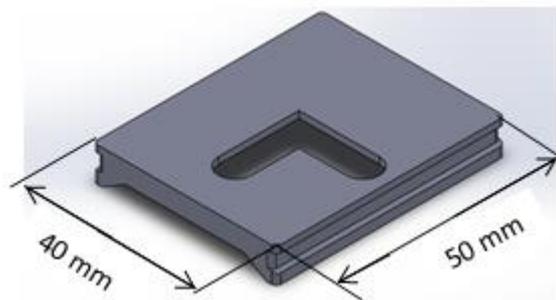
**Tabla 2.** Tabla de requerimientos.

Requerimientos	Especificaciones
<b>Volumen sensor óptico</b>	El sensor máximo debe ocupar un volumen de 70 mm ancho, 70 mm alto y 150 mm largo.
<b>Peso sensor</b>	El peso máximo del sensor debe ser de 1 kgf.
<b>Peso mecanismo</b>	El peso máximo del mecanismo debe ser de 1 kgf.
<b>Volumen de</b>	La aeronave destinada para el uso de este

<b>instalación</b>	estabilizador tiene un espacio reservado para adaptar el mecanismo de 140 mm x 140 mm en la base del fuselaje y una altura de 100 mm.
<b>Restricción de movimientos</b>	Dado que el sistema consta con 3 grados de libertad, se delimitó las rotaciones de la siguiente manera: Pitch: 10°, - 90° Roll: 30°, -30° Yaw: 80°, -80°

## 6.2. MECANISMO DE SUJECCIÓN DE SENSOR ÓPTICO

Dado que todos los sensores ópticos que la empresa tiene a su disposición constan con un agujero roscado (1/4" estándar) para ajustar a un trípode, se diseñó una base con un carril por donde pasa un perno que ajuste el sensor óptico a la base, este carril se lo diseñó en "L" de tal forma se pueda colocar el sensor óptico al centro del mecanismo, en la Figura 8 se muestra el bosquejo de dicha pieza.



**Figura 8.** Bosquejo de base para sujeción de sensor óptico.

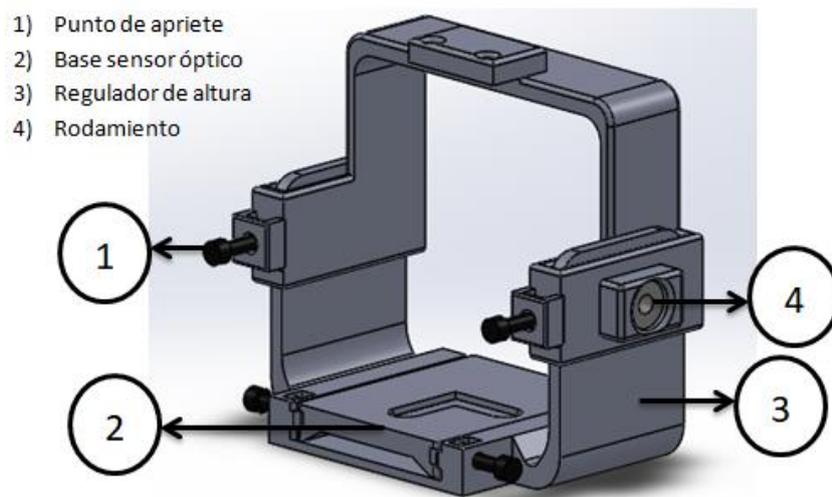
El objetivo de la base mencionada es que el usuario pueda ajustar con firmeza desde el exterior del sistema, de esta forma una vez ajustado se lo desliza dentro del mecanismo.

### 6.3. MECANISMO DEL ESTABILIZADOR

El estabilizador está compuesto por cuatro partes, la primera es de sujeción del sensor óptico y los restantes tres son nombrados por el movimiento de rotación que genera, de esta manera se tiene el mecanismo para pitch, roll y yaw.

#### 6.3.1. Mecanismo de sujeción del sensor óptico

Siendo el mecanismo donde va asentado el sensor óptico, consta de una base deslizante, permitiendo regular la altura, de dos puntos de apriete para sujetar la base del sensor óptico, y en sus extremos laterales están insertados rodamientos, como se enumera en la Figura 9.

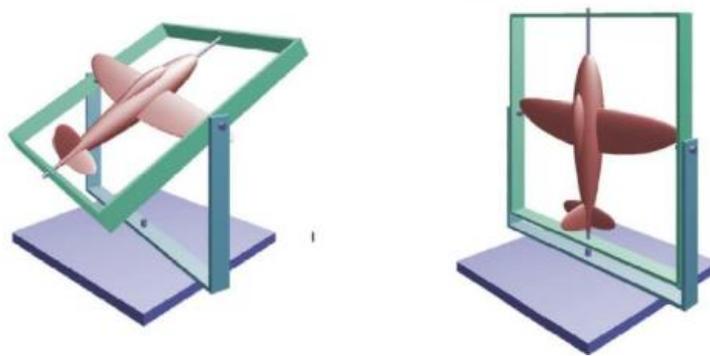


*Figura 9. Mecanismo de sujeción enumerando sus componentes.*

#### 6.3.2. Mecanismo pitch, roll y yaw

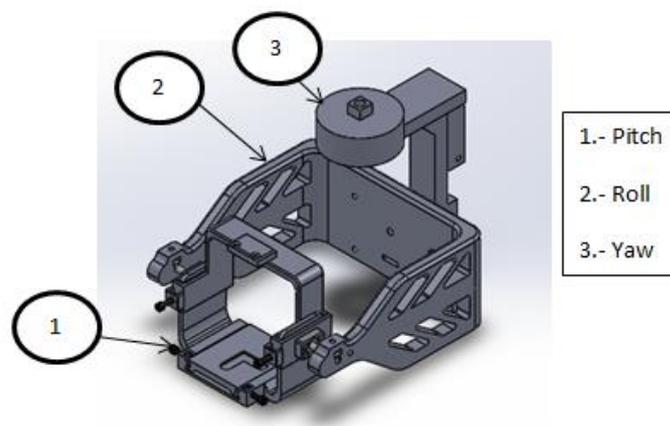
El mecanismo se lo realizó para que cada eje pueda rotar libremente 360°, aunque por software se limitará sus movimientos a los requerimientos de la empresa. En 5.2 se menciona que la cohesión de tres ejes de forma ortogonal

nos proporciona 3 grados de libertad, pero en estos mecanismos tipo gimbal se produce la pérdida de un grado de libertad, esto se da cuando uno de los ejes rota  $90^\circ$ , alineándose paralelamente a otro eje del sistema como se puede observar en la Figura 10 produciendo un “gimbal lock”. Por este motivo, el orden en que se integran las rotaciones es de gran importancia dependiendo las necesidades del diseño, esto quiere decir que el mecanismo deberá tener la siguiente disposición de unión pitch, roll y yaw obsérvese en la Figura 11, así solo cuando en roll se rote  $90^\circ$  se alineará con yaw creando el gimbal lock, tomando en cuenta que la aeronave no sobrepasa los  $60^\circ$  en roll no nos crea inconvenientes.



**Figura 10.** Visualización de Gimbal Lock.

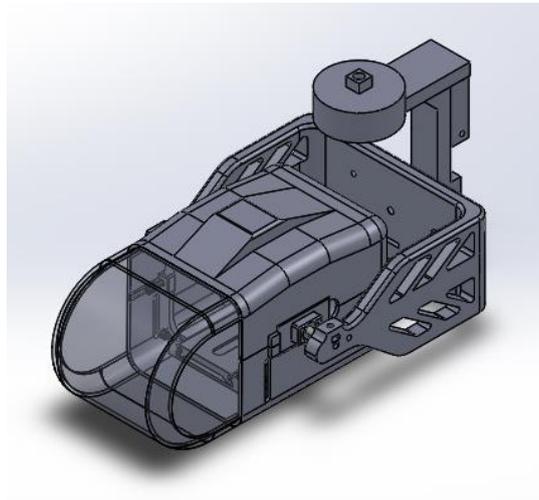
Fuente: [29]



**Figura 11.** Orden de unión del mecanismo estabilizador.

## 6.4. COBERTOR DE SENSOR ÓPTICO

Se incorpora un cobertor al sensor óptico para proteger al sensor y que el mecanismo sea aerodinámico, en la Figura 12 se muestra el cobertor diseñado.



*Figura 12. Mecanismo estabilizador con cobertor del sensor óptico.*

### 6.4.1. Diseño cobertor

Basándose en [14], menciona que dependiendo la forma que se someta a un flujo de aire de salida conlleva una resistencia al desplazamiento o también conocido como “drag”, para calcular la dicha fuerza se seleccionó un perfil tipo “Bala” de manera que obtenemos un coeficiente de drag de 0.295, este coeficiente de drag ( $C_d$ ) se lo obtuvo según [14], donde se visualiza en la Figura 13.



**Figura 13.** Coeficientes de drag para diferentes perfiles.

Fuente: [14]

De esta manera se calcula el drag resultante.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_d \quad (2)$$

Donde:

$D$  Drag, en N

$\rho$  Densidad del aire, en  $\text{kg/m}^3$

$V$  Velocidad, en m/s

$A$  Área frontal, en  $\text{m}^2$

$C_d$  Coeficiente de drag, adimensional.

El área frontal del cobertor está dada por un cuadrado de lado 75 mm, la velocidad máxima de la aeronave registrada por la empresa es de 25 m/s y la densidad del aire se trabaja con  $1.3 \text{ kg/m}^3$  y como se mencionó en la parte del coeficiente de drag se utiliza un  $C_d$  de 0.295.

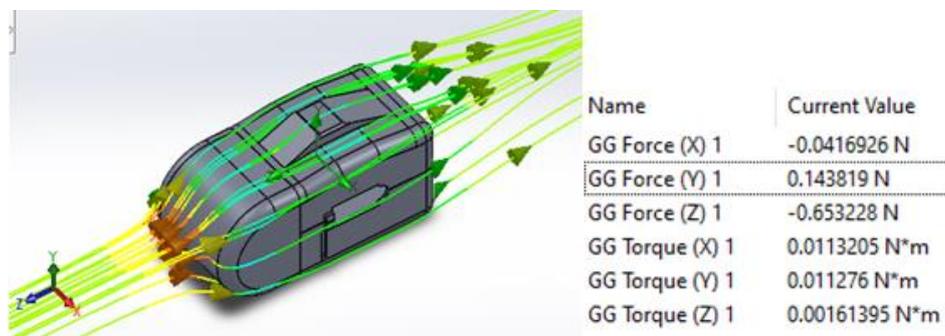
$$D = 0.5 * 1.3 * 25^2 * 0.075^2 * 0.295$$

$$D = 0.674 \text{ N}$$

## 6.5. ANÁLISIS DE FLUJO DEL ESTABILIZADOR

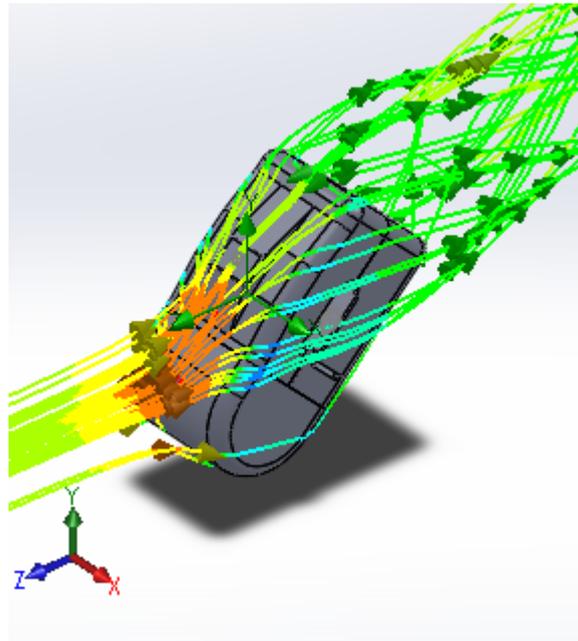
### 6.5.1. Análisis de flujo en cobertor de sensor óptico

Mediante la utilización de software FEA se comprueba que los resultados son aproximados a los calculados, por lo tanto, las siguientes evaluaciones serán utilizando el programa. La Figura 14 muestra la simulación de flujo sobre el cobertor e indica en su lado derecho los valores obtenidos, en este caso la fuerza en el eje Z es el valor que se calculó en (1).

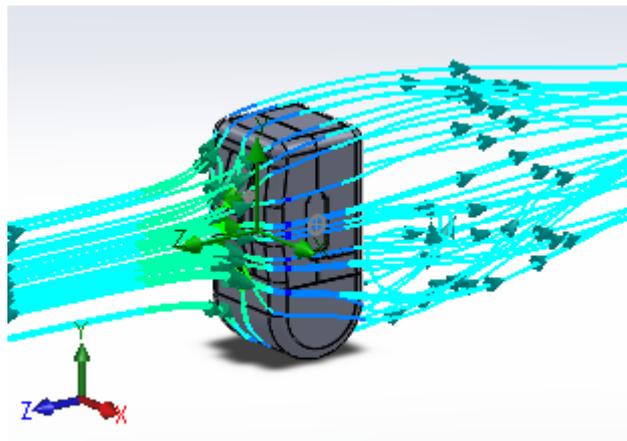


**Figura 14.** Simulación de flujo sobre cobertor a 0°.

Se realizó el análisis de flujo en diferentes ángulos adquiriendo diversos valores y poder diseñar en condiciones críticas, de esta forma se obtiene que cuando el cobertor se encuentre a -90° será la posición más crítica. En las Figuras 15 y 16 se muestra la posición en la que se simuló al cobertor, estos datos obtenidos se los consideró para el dimensionamiento del actuador como el torque a vencer en pitch en condición máxima.



**Figura 15.** Simulación de flujo sobre cobertor a  $-45^\circ$ .



**Figura 16.** Simulación de flujo sobre cobertor a  $-90^\circ$ .

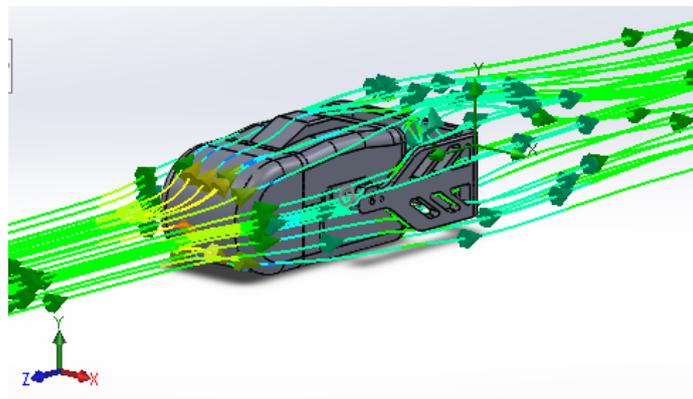
Para resumir, se elaboró la Tabla 3 indicando los componentes críticos de las simulaciones realizadas.

**Tabla 3.** Valores críticos en cobertor

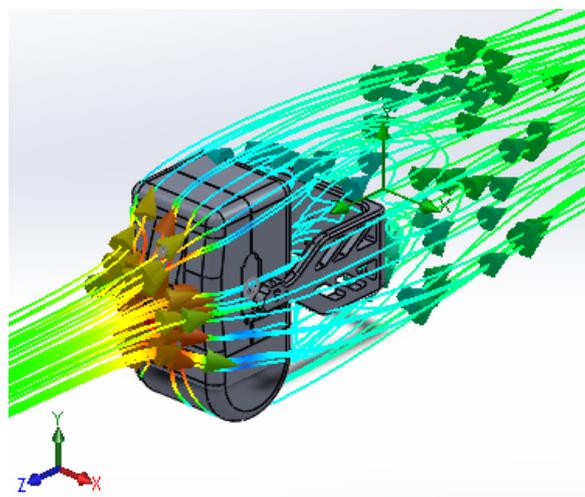
Nombre	Valor
Torque X	0.13 Nm
Torque Y	0.02 Nm
Torque Z	-0.016 Nm

### 6.5.2. Análisis de flujo de roll

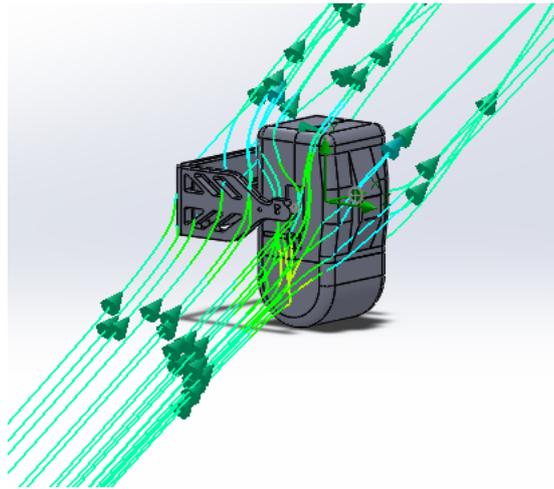
Se realiza el análisis de flujo del mecanismo de roll en diferentes ángulos para determinar los valores máximos. En las Figuras 17, 18 y 19 se muestran la posición en la que se simuló; estos datos obtenidos se los consideró en el dimensionamiento del actuador como el torque a vencer en roll en condición máxima.



**Figura 17.** Simulación de flujo ensamble roll en posición pitch  $0^\circ$ , roll  $0^\circ$  y yaw  $0^\circ$ .



**Figura 18.** Simulación de flujo ensamble roll en posición pitch  $-90^\circ$ , roll  $0^\circ$  y yaw  $0^\circ$ .



**Figura 19.** Simulación de flujo ensamble roll en posición pitch  $-90^\circ$ , roll  $30^\circ$  y yaw  $-90^\circ$ .

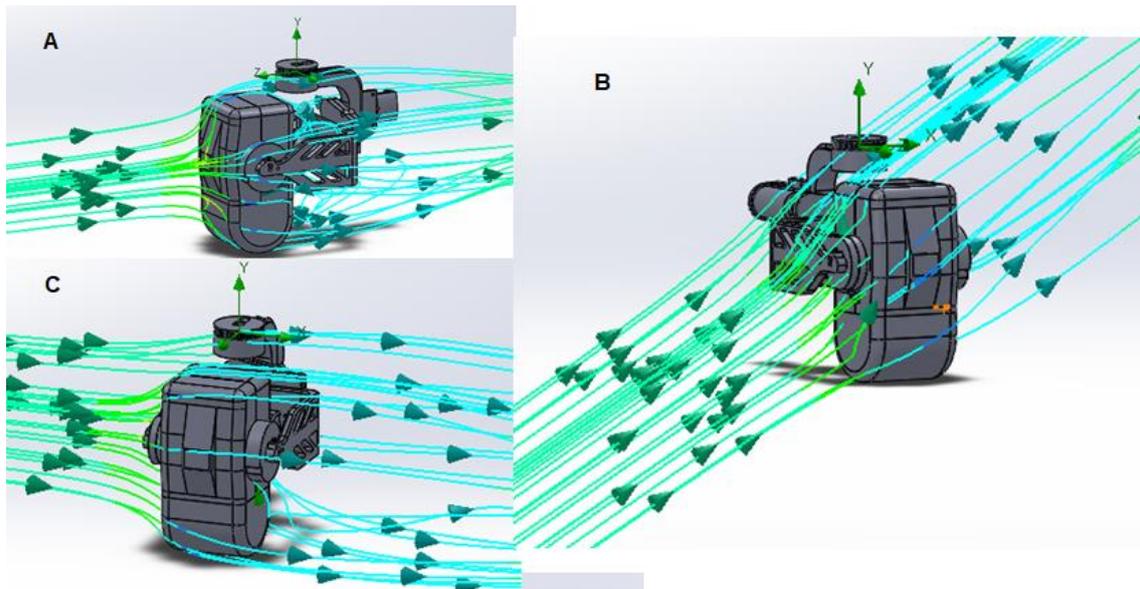
En la siguiente Tabla 4 se encuentran resumidos los valores máximos determinados de las anteriores simulaciones.

**Tabla 4.** Valores críticos en mecanismo roll

Nombre	Valor
Torque X	0.46 Nm
Torque Y	0.19 Nm
Torque Z	-0.16 Nm

### 6.5.3. Análisis de flujo de yaw

Se realiza el análisis de flujo del mecanismo de yaw en diferentes ángulos para determinar los valores máximos. En la Figura 20 se muestra las posiciones en las que se simuló, los datos obtenidos se los consideraron en el dimensionamiento del actuador como el torque a vencer de yaw en condición máxima.



**Figura 20.** Simulación de flujo sobre roll: a) pitch  $-90^\circ$ , roll  $0^\circ$  y yaw  $0^\circ$ , b) pitch  $-90^\circ$ , roll  $30^\circ$  y yaw  $-90^\circ$ , c) pitch  $-90^\circ$ , roll a  $0^\circ$  y yaw  $-90^\circ$ .

En la Tabla 5 se encuentran resumidos los valores máximos sacados de las anteriores simulaciones.

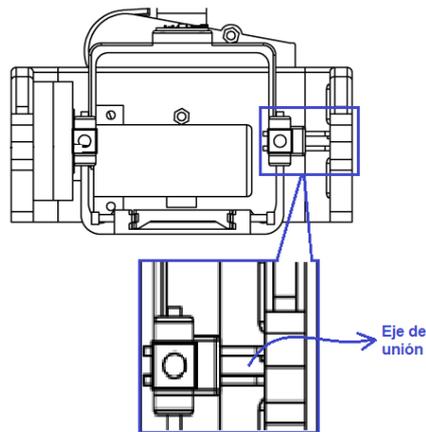
**Tabla 5.** Valores críticos en mecanismo yaw

Nombre	Valor
Torque X	0.46 Nm
Torque Y	0.13 Nm
Torque Z	-0.79 Nm

## 6.6. ANÁLISIS ESTÁTICO

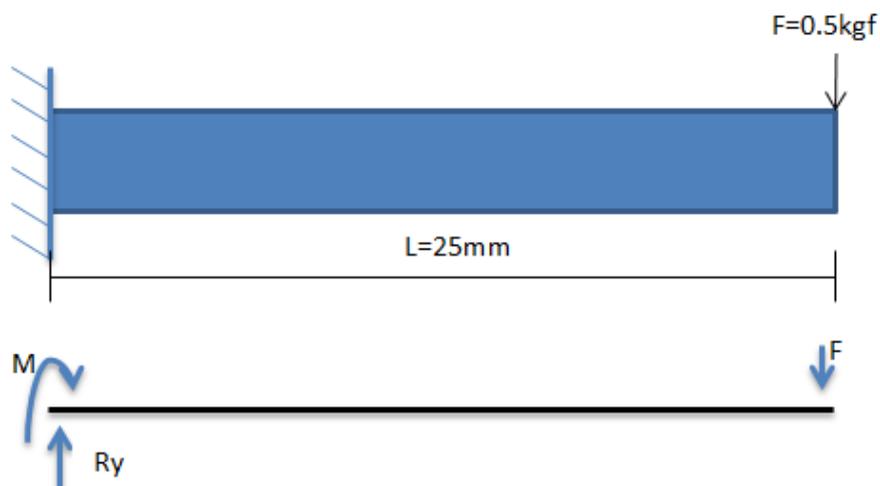
Se utilizó un software FEA para el desarrollo del análisis estático de los componentes que integran el estabilizador, el cual se validó su funcionamiento comparando los resultados entre lo calculado y simulado.

Se analiza el eje que une los componentes de sujeción del sensor óptico con el mecanismo de pitch mostrado en la Figura 21.



**Figura 21.** Visualización de elemento de análisis (Eje de unión).

El eje es un cilindro de 4mm de diámetro por 25mm de largo, la fuerza aplicada en el elemento es de 0.5 kgf debido al peso máximo del sensor es de un 1 kgf, como se utilizan dos puntos de apoyo y su posición es central, dividimos equitativamente la fuerza y se considera ambos elementos con el mismo análisis, en la Figura 22 se muestra el diagrama de cuerpo libre (D.C.L) a analizar.



**Figura 22.** Diagrama de cuerpo libre de eje de unión.

$$\sum F_x = 0; \sum F_y = 0 \quad (3)$$

$$R_y = F$$

$$R_y = F$$

$$R_y = 0.5 \text{ kgf}$$

$$M = L * F = 25 * 0.5$$

$$M = 12.5 \text{ kgf} * \text{mm}$$

Donde:

$M$	Momento flector del sistema, en kgf*mm
$F$	Fuerza ejercida por el peso del sensor, en kgf
$R_y$	Reacción en Y, en kgf
$L$	Longitud del eje, en mm

Una vez calculada la reacción y el momento ejercido por la fuerza, se procede a encontrar los esfuerzos en el elemento, los cuales se los usa en fórmula para esfuerzo equivalente según Von Mises. De esta forma, se puede comparar con los resultados de simulación.

Para determinar el esfuerzo flector se utiliza la siguiente fórmula (4).

$$\sigma = \frac{MC}{I} \quad (4)$$

$$I = \frac{\pi D^4}{64} \quad (5)$$

Donde:

$\sigma$	Esfuerzo flector, en MPa
$M$	Momento flector, en kgf*mm
$C$	Distancia perpendicular de línea neutra a punto de análisis, en mm
$I$	Inercia, en mm <sup>4</sup>
$D$	Diámetro del eje, en mm

$$\sigma = \frac{12.5 * 2}{\frac{\pi * 4^4}{64}} * 9.81 = 19.52 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

El esfuerzo cortante máximo está dado por la fórmula

$$\tau = \frac{4F}{3A} \quad (6)$$

Dónde:

$\tau$  Esfuerzo cortante por carga en MPa

$F$  Fuerza ejercida, en kgf

$A$  Área del perfil, en  $\text{mm}^2$

$$\tau = \frac{4 * 0.5}{3 * \pi * 2^2} * 9.81 = 0.52 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

Con estos valores se encontró el esfuerzo equivalente utilizando la fórmula (7).

$$\sigma_{eq} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} \quad (7)$$

Dónde:

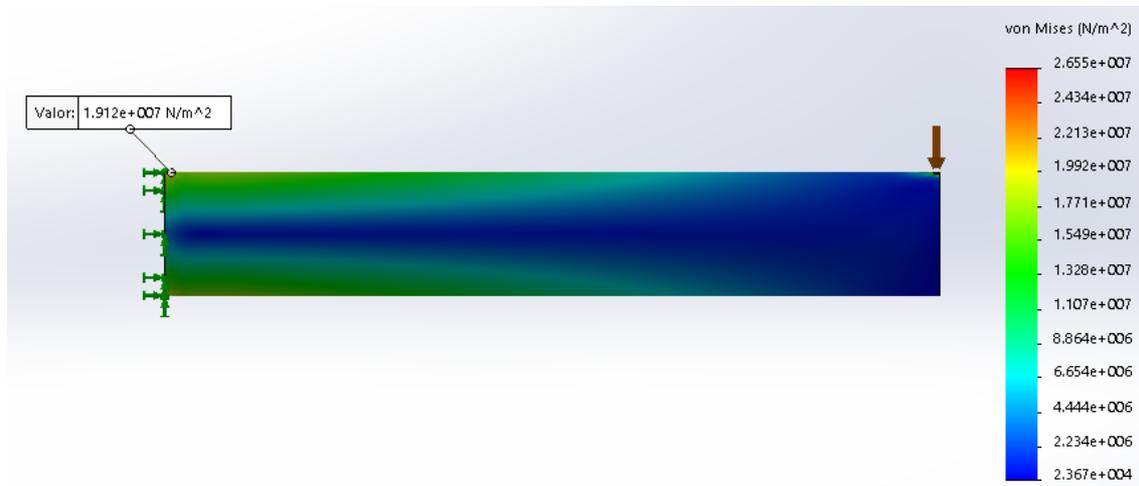
$\sigma_{eq}$  Esfuerzo equivalente, en MPa

$\tau$  Esfuerzo cortante por carga, en MPa

$\sigma$  Esfuerzo flector, en MPa

$$\sigma_{eq} = \sqrt{19.52^2 + 3(0.52)^2} = 19.54 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

Los resultados obtenidos en el software FEA son igual a  $19.12 \text{ N/mm}^2$  de esfuerzo equivalente como se observa en la Figura 23, de esta manera sacando un error porcentual se obtiene 2.14%, por lo tanto, para los siguientes cálculos se utiliza el computador.



**Figura 23.** Análisis estático de eje de unión con simular.

Para el eje de unión se seleccionó el material acero plata ASTM L2 conocido comercialmente, el cual tiene las especificaciones mecánicas mostradas en la Tabla 6, fue seleccionado por cumplir con las características del diseño, bajo costo y como estos ejes son rectificadas, nos asegura un buen acople con los rodamientos.

**Tabla 6.** Especificaciones mecánicas de acero plata

Especificaciones	Valor
Límite a tracción	730 – 770 MPa
Límite elástico	580 – 610 MPa
Elongación	17 – 19%
Densidad	$7.87 \text{ g/cm}^3$

Con este material, se obtiene un factor de seguridad sobre dimensionado, calculado en (8).

$$\eta = s_y / \sigma_{eq} \quad (8)$$

Donde:

$\eta$  Factor de seguridad, adimensional.

$s_y$  Límite elástico, en MPa

$\sigma_{eq}$  Esfuerzo equivalente, en MPa

$$\eta = \frac{580 \text{ MPa}}{19.2 \text{ MPa}} = 30.21$$

En [30], según la FAR (Federal aviation regulations), indica que se utiliza un factor de seguridad de 1.5, a menos que sea indicado de otra forma, por lo tanto, el eje pasa la regulación.

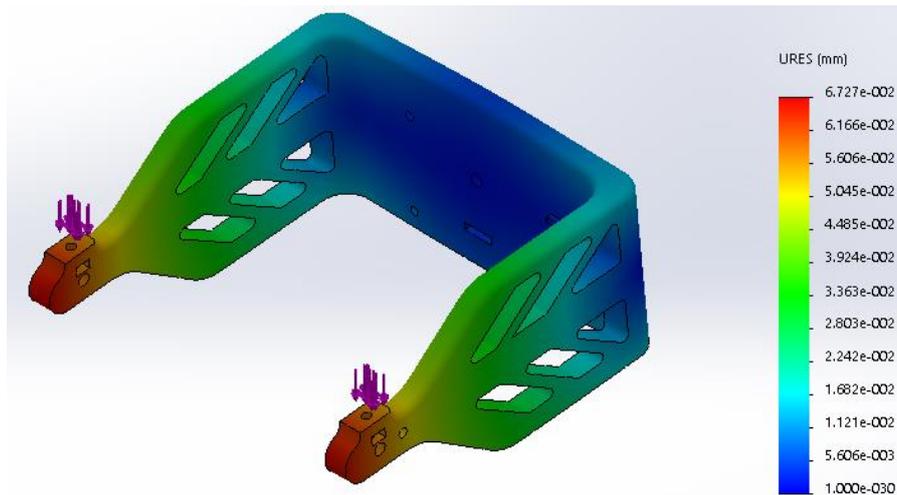
### 6.6.1. Análisis estático de base para pitch

Para los componentes mecánicos se optó por realizar las piezas en impresión 3D con el material PLA (Polylactic Acid) de la marca Ultimaker que posee las especificaciones según [16] mostradas en la Tabla 7, tomando en cuenta que, dependiendo del fabricante, las propiedades mecánicas pueden variar. Su fácil producción nos permite obtener, diseños complejos con buena calidad.

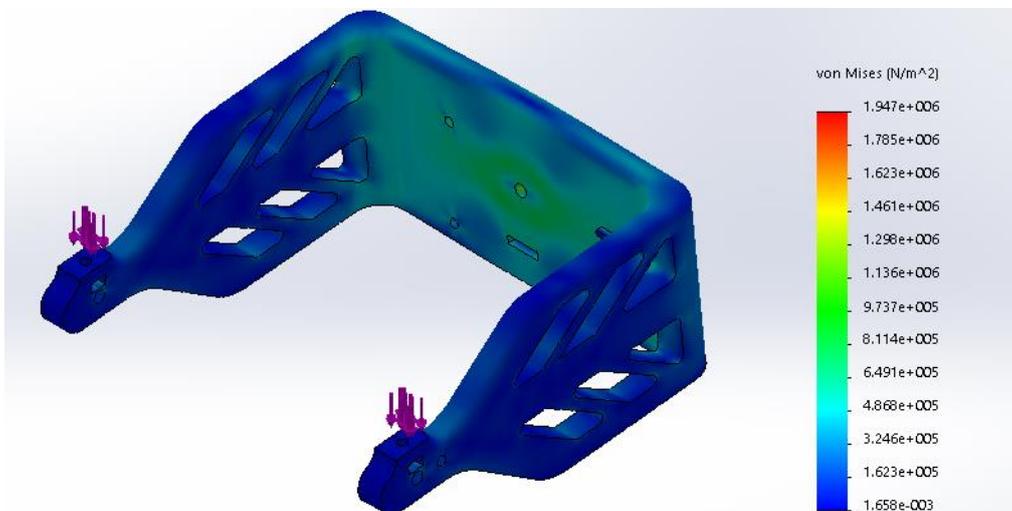
**Tabla 7.** Especificaciones PLA

Especificaciones	Valor
Límite a tracción	45.6 MPa
Límite elástico	49.5 MPa
Módulo de elasticidad	2.346 GPa
Densidad	2470 kg/m <sup>3</sup>

En las Figuras 24 y 25 se muestra la simulación del análisis estático, para desplazamiento y esfuerzos respectivamente, se indica un desplazamiento de 0.06 mm en los extremos y estará sometido bajo esfuerzos máximos de 1.95 MPa utilizando (8) se obtiene un factor de seguridad de 5.87.



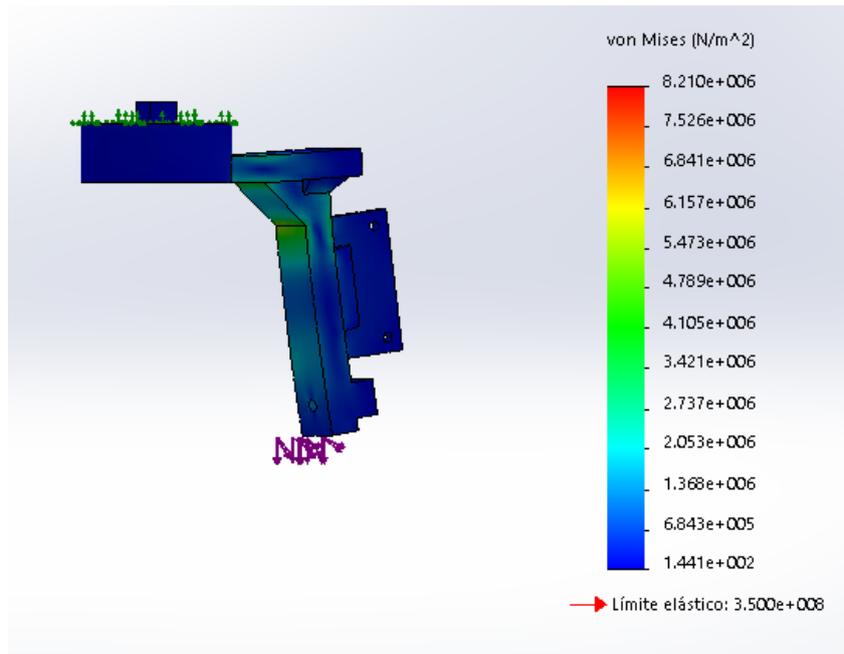
**Figura 24.** Simulación de desplazamientos en base pitch con software FEA.



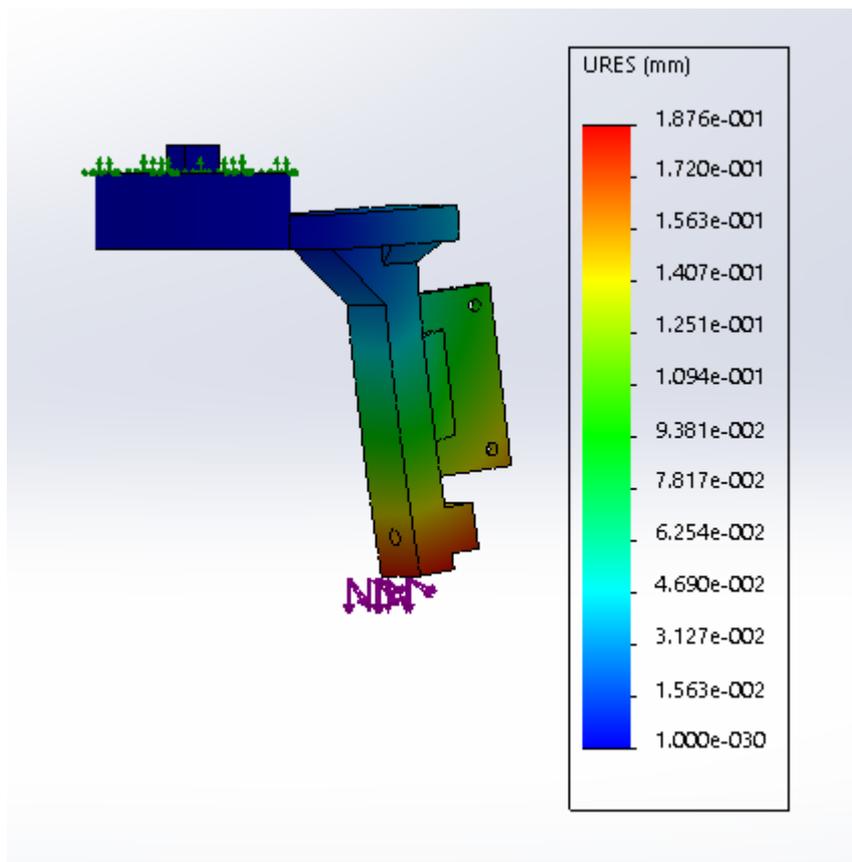
**Figura 25.** Simulación de esfuerzos en base pitch con software FEA.

### 6.6.2. Análisis estático de base para roll

Con los resultados obtenidos en la simulación como se muestra en las Figuras 26 y 27, se obtiene valores de 0.18 mm de desplazamiento en los extremos y esfuerzos máximos en el elemento de 8.21 MPa, valor por debajo al límite elástico del PLA, utilizando (8) obtenemos un factor de seguridad de 6.32.



**Figura 26.** Simulación de esfuerzos en base roll con software FEA.



**Figura 27.** Simulación de desplazamientos en base roll con software FEA.

## 6.7. DIMENSIONAMIENTO DE ACTUADORES

Para dimensionar los actuadores se usarán los torques obtenidos del análisis de flujo, de esta manera el actuador de pitch debe ser mayor al torque generado en X en la Tabla 3, el actuador de roll mayor al torque Z en la Tabla 4 y el actuador de yaw mayor al torque Y en la Tabla 5.

En la Tabla 8 muestra el torque a superar de cada actuador.

**Tabla 8.** Valores de torque para actuadores.

Actuador	Torque
Pitch	0.13 Nm/ 1.32 kg cm
Roll	0.16 Nm/ 1.63 kg cm
Yaw	0.13 Nm/ 1.32 kg cm

Se debe tener en cuenta en la selección del actuador de pitch y roll la velocidad angular mínima de 40 RPM (revoluciones por minuto), este valor fue dado por la empresa que recopiló los datos de diversos vuelos en condiciones nominales (sin turbulencias). De esta manera, se seleccionó el actuador para las rotaciones en pitch y roll, con las especificaciones que se muestra en la Tabla 9 según [16].

Para generar la rotación de yaw se seleccionó el servomotor Tower pro MG995, ya que dicha orientación es referenciada con la posición inicial del mecanismo, de esta manera se tiene una amplitud de giro de 0° a 180°, un torque de 11 kg.cm, velocidad angular de 375 grados por segundo y corriente de stall de 1.2 A, especificaciones según [17].

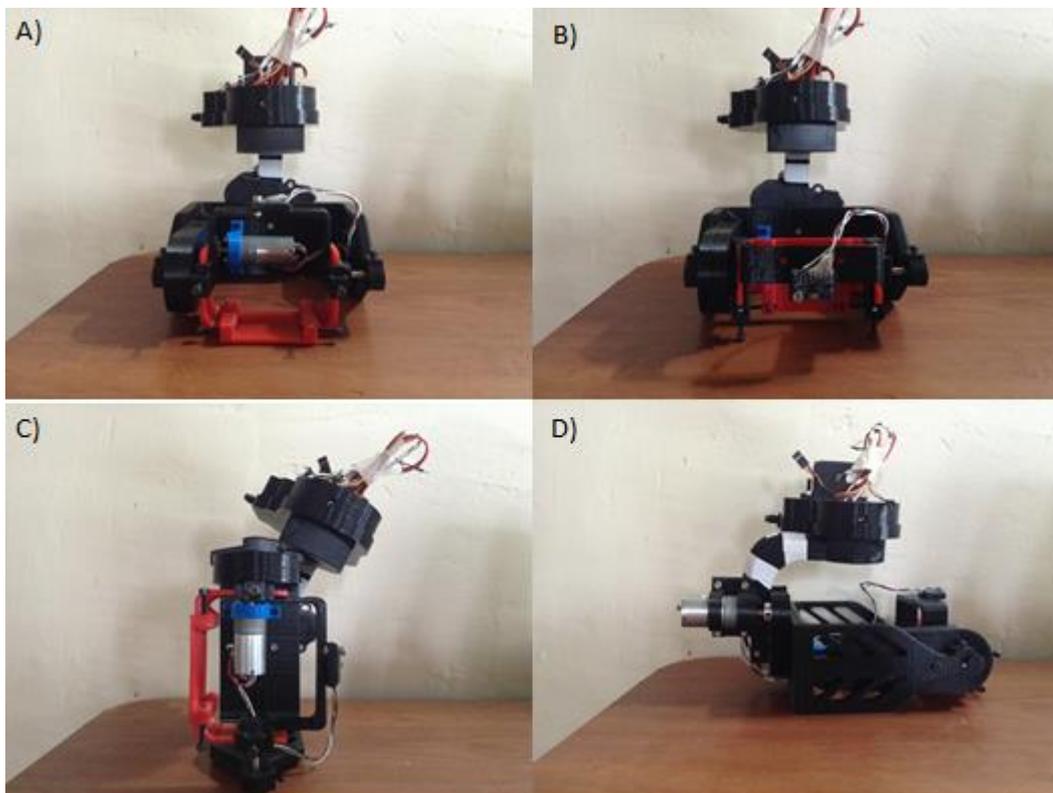
**Tabla 9.** Especificaciones de actuadores.

Actuador	Eje de rotación	Voltaje operación	Velocidad sin carga	Torque	Corriente sin carga	Corriente de arranque
20.4:1 Caja reductora de metal	Pitch Roll	12 V	280 RPM	2 kg.cm	100 mA	1.1 A

25Dx50L mm LP 12V						
Tower pro MG995	Yaw	4.6 – 6 V	62.5 RPM	10 kg.cm	150 mA	2 A

### 6.8. ENSAMBLE MECANISMO

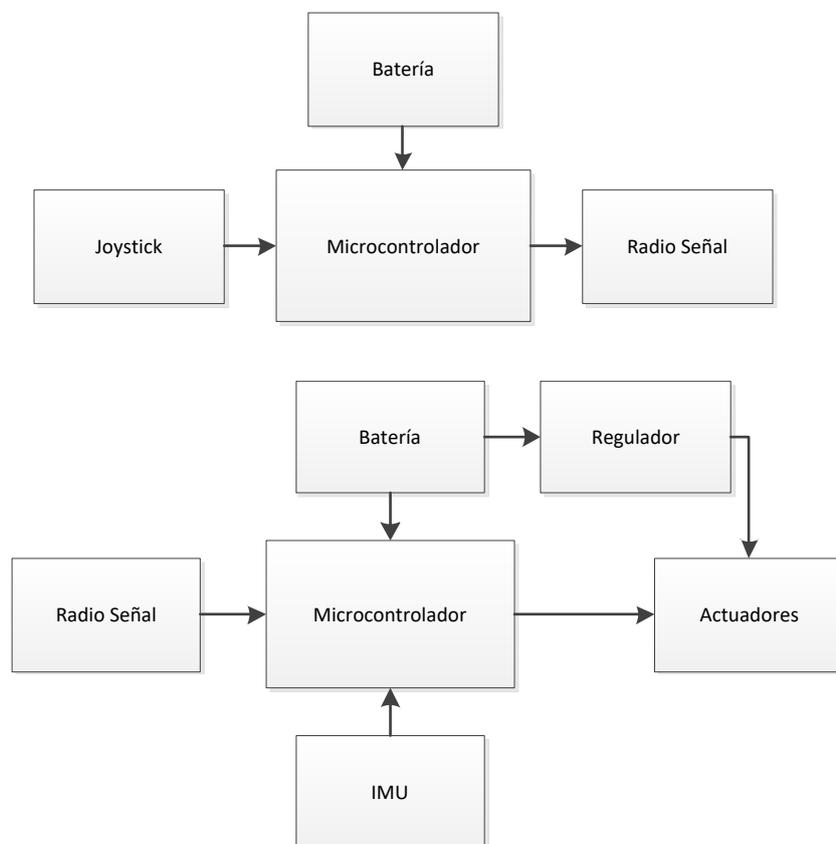
Una vez realizado el diseño mecánico se procede a la construcción, por lo tanto, se adquieren los componentes para el estabilizador y se realiza el ensamble. En la Figura 28. Se observa el mecanismo con los actuadores implementados, en diferentes poses.



**Figura 28.** Mecanismo en diferentes ángulos de rotación. a) Posición inicial. b) Rotación 90° pitch. c) Rotación 75° roll. d) Rotación 90° yaw.

## 6.9. BLOQUE DE CONTROL

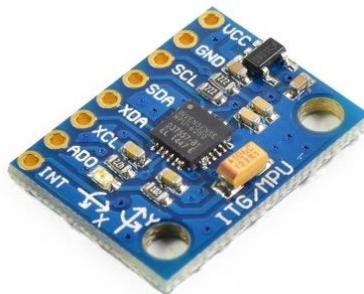
El bloque de control comprende los módulos que se usarán en la revisión de los actuadores, la IMU que se utilizará en la adquisición de datos de la orientación del estabilizador, el módulo de radiocontrol facilitará la comunicación tierra- estabilizador, de esta forma envía los valores para variar la posición mediante el joystick, que es la unión de dos potenciómetros ubicados físicamente a 90°, y así se tiene un movimiento horizontal y otro vertical análogos a los movimientos del gimbal yaw y pitch respectivamente. El microcontrolador procesa los valores del sistema. La Figura 29 presenta un diagrama eléctrico de los componentes mencionados y son consecuentes unos con otros.



**Figura 29.** Diagrama electrónico de estabilizador.

### 6.9.1. MPU6050

Es un módulo IMU de 6 grados de libertad, dispone de acelerómetro y giroscopio integrado, el sensor consta con ocho pines como se puede observar en la Figura 28, donde cuatro son de comunicación I2C y alimentación, otros dos (XDA y XCL) hace posible la integración de un segundo sensor, el ADO permite seleccionar la dirección del MPU6050 y tiene una entrada de interrupción que se lo utiliza para advertir cuando un valor está disponible en el buffer.



**Figura 30.** Sensor MPU6050.

Fuente: [18]

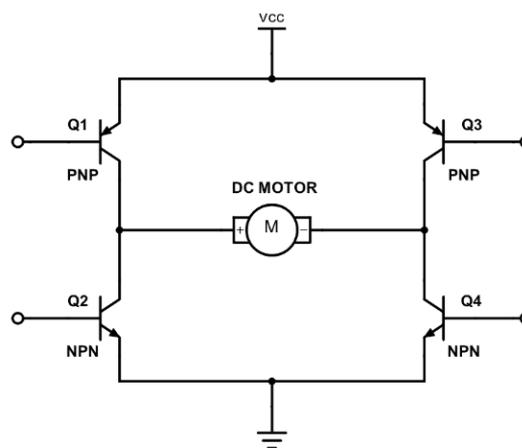
Adicional en la Tabla 10 se muestran características electrónicas del componente obtenido del datasheet en [21].

**Tabla 10.** Características de MPU6050.

Parámetros	Valores
Voltaje operacional	3 – 5 V
Corriente de operación de acelerómetro	0.5 mA
Corriente de operación giroscopio	3.6 mA
Rangos programables de acelerómetro	+2g, +4g, +8g y +16g
Rangos programables de giroscopio	+200, +500, +1000 y +2000 °/segundo

### 6.9.2. Puente H

Una forma de controlar la dirección y velocidad de un motor DC es la utilización de los puentes H, esto es una configuración de cuatro transistores que nos permite alternar la polaridad y mediante PWM (Pulse Width Modulation o modulación por ancho de pulso) variar el voltaje promedio, en la Figura 31 se muestra un esquema general de puente H.



**Figura 31.** Configuración de Puente H.

Fuente: [29]

El módulo TB6612FNG es funcional para dos motores DC cada motor tiene su entrada PWM, dependiendo el porcentaje de ciclo de trabajo varía la velocidad, también dispone de dos pines con los cuales se puede controlar el sentido de rotación. El módulo es capaz de trabajar con cargas máximo de 2A por motor, aunque en este modo es esencial usar un disipador de calor.

### 6.9.3. Módulo de radiocontrol

Para el presente proyecto es necesario transceptores que cuenten con las siguientes características:

- Alcance de 700m
- Frecuencia de comunicación de 2.4 GHz
- Bajo costo

NRF24L01 es un transceptor de radio, el chip trabaja dentro de la banda ISM de 2.4 - 2.5 GHz, consta de un sintetizador de frecuencia totalmente integrado,

oscilador de cristal, demodulador y modulador, también utiliza la comunicación SPI y se tiene un alcance en línea de vista de 1km, opera con voltajes de 1.9 a 3.6 V a pesar que los pines de comunicación toleran voltajes de 5 V, consume hasta un máximo de 13.5mA cuando se encuentra en transmisión.

#### 6.9.4. Microcontrolador

En la selección del microcontrolador se consideró el total de pines lógicos para comandar los elementos mencionados, eso quiere decir que por lo menos es necesario que cuente con 3 puertos PWM que permite el manejo de los actuadores, 3 salidas digitales, donde dos ayudan al control de dirección de los dos motores DC y un tercero ayuda a habilitar o deshabilitar el uso de ambos actuadores, y pines que permita la comunicación I2C y SPI.

Se utiliza un Arduino nano para el proceso y manejo de los módulos puesto que califica con los requerimientos mostrados y su bajo costo, este microcontrolador consta con las especificaciones mostradas en la Tabla 11 en base las características especificadas en [19].

**Tabla 11.** Especificación Arduino Nano.

Microcontrolador	ATmega328
Arquitectura	AVR
Voltaje de operación	5 V
Memoria Flash	32 KB de los cuales 2 KB son utilizados por el bootloader
SRAM	2 KB
Velocidad de reloj	16 MHz
Pines analógicos	8
EEPROM	1 KB

Corrientes DC por pin	40 mA (I/O Pins)
Voltaje de alimentación	7-12 V
Pines digitales	22 (6 of which are PWM)
Salidas PWM	6
Consumo	19 mA

### 6.9.5. Dimensionamiento fuente

Se toma en cuenta el consumo total de los elementos para dimensionar la fuente de alimentación, capaz de abastecer todo el sistema y trabajar de 15 a 20 minutos. De forma que se recopiló los datos de todos los componentes electrónicos como se muestra en la Tabla 12.

**Tabla 12.** Consumo máximo de elementos electrónicos.

Componente	Voltaje	Carga Nominal- Máxima	Potencia máxima
2 motores DC	12 V	0.85 A - 2 A	24 W
Servomotor MG995	5 V	0.7 A - 2 A	10 W
MPU6050	3.3 V	4 mA	13.2 mW
Arduino nano	5 V	20 mA - 200 mA	1 W
NR24L01	3.3 V	13.5 mA	44.55 mW

Sumando toda la potencia máxima de los componentes se tiene un valor de 35.057 W, y de la columna de voltaje se escoge el mayor valor, de esta forma utilizando (9) y (10) se podrá seleccionar una fuente óptima para el proyecto.

$$P = V * I \quad (9)$$

$$C_{batería} = C_{dispositivo} * t_{descarga} \quad (10)$$

Donde:

$P$  Potencia necesaria para alimentar el sistema, en W

$V$  Voltaje de operación del sistema, en V

$I$	Corriente entregada por la batería, en A
$C_{batería}$	Carga eléctrica batería, en Ah
$C_{dispositivo}$	Consumo eléctrico del dispositivo, en A
$t_{descarga}$	Tiempo de descarga del sistema, en h

$$P = V * I \rightarrow I = \frac{P}{V}$$

$$I = \frac{35.057 \text{ W}}{12 \text{ V}} = 2.92 \text{ A}$$

$$C_{dispositivo} = I; t_{descarga} = 20 \text{ min} = 0.33 \text{ h}$$

$$C_{batería} = 2.92 \text{ A} * 0.33 \text{ h} = 0.973 \text{ Ah}$$

Se selecciona una batería LIPO 3s (3 celdas, cada celda proporciona 3.7 V) de 900mAh como muestra la Figura 32, por lo que se dimensionó en condición máxima, no afecta escoger una capacidad menor, de esta forma aseguramos que el sistema garantice una operación mínima de 20 minutos.

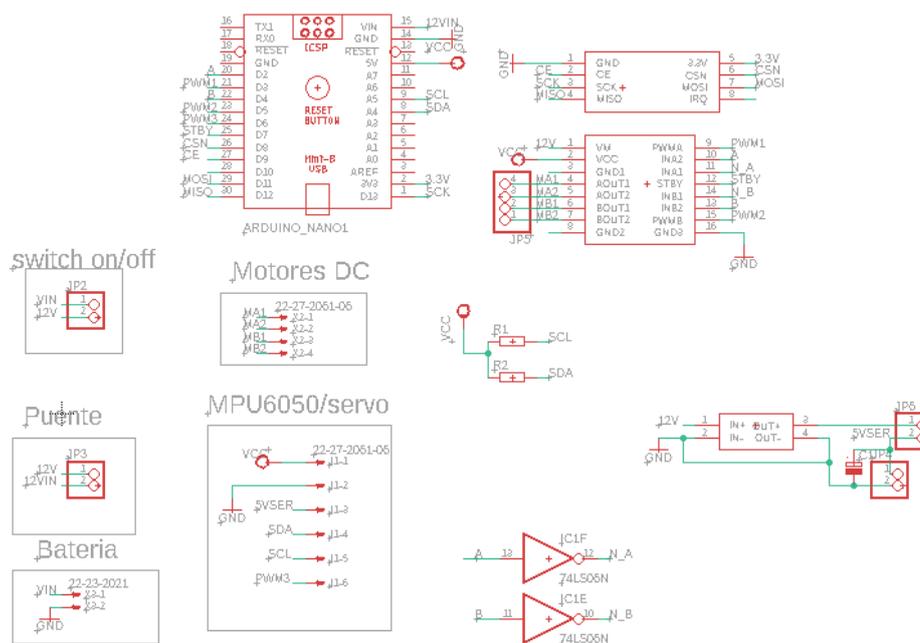


**Figura 32.** Batería LIPO 3S de 900mAh.

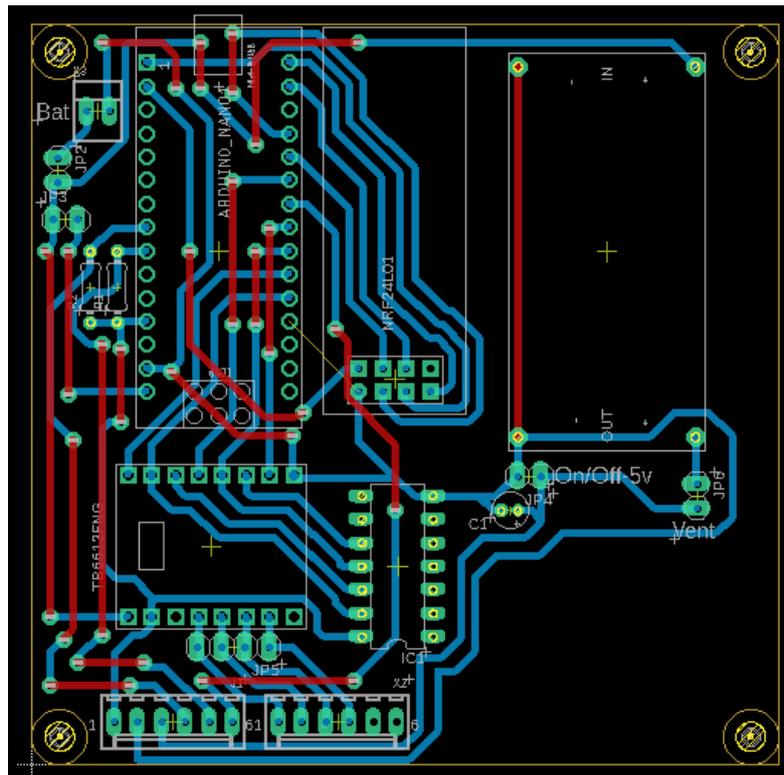
Fuente: [20]

### 6.9.6. Diseño placa electrónica

Para diseñar, se utilizó la versión gratuita del software Eagle usado para generar PCB (Printed Circuit Board o placa de circuito impreso). En la Figura 33 se muestra el esquemático con todos los módulos a utilizar y en la Figura 34 se indica la conexión de los elementos.

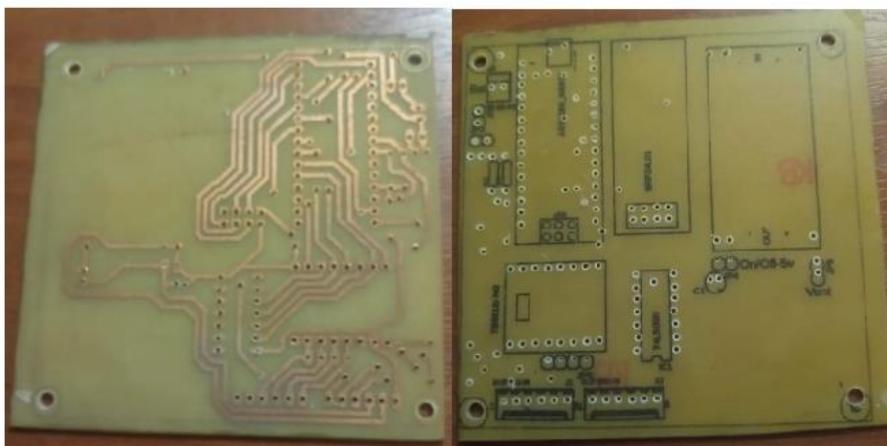


**Figura 33.** Esquemático circuito de control.



**Figura 34.** PCB circuito de control.

Después de completar el PCB se procedió a realizar el circuito, obteniendo los resultados, que se observan en la Figura 35.



**Figura 35.** Obtención de placa electrónica.

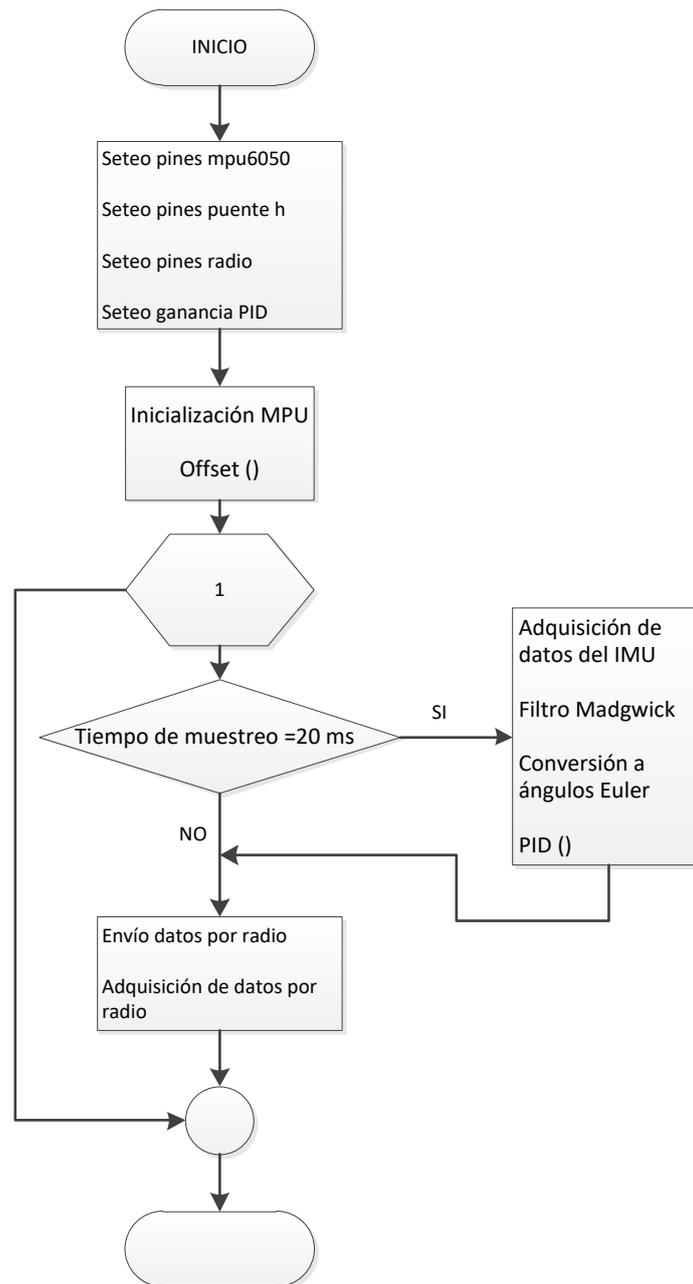
Finalmente, ensamblando los componentes se obtuvo la placa de control que se observa en la Figura 36.



*Figura 36. Circuito de control.*

## 6.10. LÓGICA DE CONTROL

En este bloque de la lógica de control se explicará cómo se adquiere los valores de la IMU y se los envía al filtro de Madgwick y se interpretan sus resultados, el tiempo de muestreo que se tiene por la carga computacional y el control automático del sistema. En la Figura 37 se muestra el diagrama de flujo sobre la programación.



**Figura 37.** Diagrama de flujo para estabilizador

### 6.10.1. Adquisición de datos de la IMU

Arduino tiene una librería llamada wire.h que permite el uso de la comunicación I2C, de esta forma, accedemos a los valores de los registros donde se encuentran los datos a escribir o leer, la Figura 38 muestra una parte de los registros que se pueden seleccionar de la IMU.

Addr (Hex)	Addr (Dec.)	Register Name	Serial I/F	Bit7	Bit6	Bit5	Bit4	Bit3	Bit2	Bit1	Bit0
3B	59	ACCEL_XOUT_H	R	ACCEL_XOUT[15:8]							
3C	60	ACCEL_XOUT_L	R	ACCEL_XOUT[7:0]							
3D	61	ACCEL_YOUT_H	R	ACCEL_YOUT[15:8]							
3E	62	ACCEL_YOUT_L	R	ACCEL_YOUT[7:0]							
3F	63	ACCEL_ZOUT_H	R	ACCEL_ZOUT[15:8]							
40	64	ACCEL_ZOUT_L	R	ACCEL_ZOUT[7:0]							
41	65	TEMP_OUT_H	R	TEMP_OUT[15:8]							
42	66	TEMP_OUT_L	R	TEMP_OUT[7:0]							
43	67	GYRO_XOUT_H	R	GYRO_XOUT[15:8]							
44	68	GYRO_XOUT_L	R	GYRO_XOUT[7:0]							
45	69	GYRO_YOUT_H	R	GYRO_YOUT[15:8]							
46	70	GYRO_YOUT_L	R	GYRO_YOUT[7:0]							
47	71	GYRO_ZOUT_H	R	GYRO_ZOUT[15:8]							
48	72	GYRO_ZOUT_L	R	GYRO_ZOUT[7:0]							

**Figura 38.** Ubicación de registros de la IMU.

Fuente: [21]

Al iniciarse el estabilizador lee y saca un promedio de 200 valores para compensar el offset que pueda tener el giroscopio. El valor de 200 fue ajustado por el usuario verificando los datos posteriores a la corrección.

La resolución de los rangos se lo dejó en predeterminados, por lo que trabajará a escala completa en el acelerómetro de +-2 gravedades y el giroscopio de +-250°/s.

### 6.10.2. Filtro de Madgwick

Para el uso de este filtro es necesario enviar los 3 valores de acelerómetro y los 3 del giroscopio. Un valor esencial es el tiempo de muestreo, se observó que tiene una frecuencia de 50 Hz poder realizar el código.

Los resultados entregados se encuentran en cuaternión, estos valores son difíciles de interpretar por lo que se realiza una conversión a ángulos Euler, mediante la igualación de sus matrices y despegando sus variables, primero en [22] se indica la matriz de cuaternión como se puede observar en (11).

$$M_q = 2 * \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - 0.5 & q_1q_2 - q_0q_3 & q_0q_2 + q_1q_3 \\ q_0q_3 + q_1q_2 & q_0^2 + q_2^2 - 0.5 & q_2q_3 - q_0q_1 \\ q_1q_3 - q_0q_2 & q_0q_1 + q_2q_3 & q_0^2 + q_3^2 - 0.5 \end{bmatrix} \quad (11)$$

Donde:

$q_0, q_1, q_2, q_3$  Valores de cuaternión, adimensional

$M_q$  Matriz de cuaternión, adimensional

Para encontrar los ángulos de pitch, yaw y roll se usó la secuencia de rotación (yxz) por la configuración del estabilizador que va pitch-roll-yaw que serán representados por  $\phi - \theta - \psi$ , respectivamente. De esta forma, se obtiene la matriz de rotación R mostrada en la ecuación (12).

$$R_{(Y \rightarrow \phi, X \rightarrow \theta, Z \rightarrow \psi)} = \begin{bmatrix} C[\phi]C[\psi] + S[\theta]S[\phi]S[\psi] & C[\psi]S[\theta]S[\phi] - C[\phi]S[\psi] & C[\theta]S[\phi] \\ C[\theta]S[\psi] & C[\theta]C[\psi] & -S[\theta] \\ -C[\psi]S[\phi] + C[\phi]S[\theta]S[\psi] & C[\phi]C[\psi]S[\theta] + S[\phi]S[\psi] & C[\theta]C[\phi] \end{bmatrix} \quad (12)$$

Donde:

$R_{(Y \rightarrow \phi, X \rightarrow \theta, Z \rightarrow \psi)}$  Matriz de rotación (y,x,z), adimensional

$\phi$  Rotación en pitch, en radianes

$\theta$  Rotación en roll, en radianes

$\psi$  Rotación en yaw, en radianes

Igualando las matrices R y  $M_q$ , se puede encontrar las rotaciones de pitch, roll y yaw, como se observan en (13), (14) y (15), estas ecuaciones se implementan a la programación del sistema.

$$\theta = \sin^{-1}(M_q[2,3]) = \sin^{-1}(2 * (q_2q_3 - q_0q_1)) \quad (13)$$

$$\phi = \tan^{-1}\left(\frac{M_q[1,3]}{M_q[3,3]}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{q_0q_2 + q_1q_3}{q_0^2 + q_3^2 - 0.5}\right) \quad (14)$$

$$\psi = \tan^{-1}\left(\frac{M_q[2,1]}{M_q[2,2]}\right) = \tan^{-1}\left(\frac{q_0q_3 + q_1q_2}{q_0^2 + q_2^2 - 0.5}\right) \quad (15)$$

### 6.10.3. Control automático

En el desarrollo del control del gimbal se busca el modelo de los actuadores, en este caso se realizó un método experimental para encontrar la función de transferencia de la velocidad angular con respecto al voltaje en un modelo de primer orden con retardo. La ecuación está caracterizada de la siguiente forma:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{k_p}{T_a s + 1} e^{-T_d s} \quad (16)$$

Donde

$Y(s)$  Salida del sistema

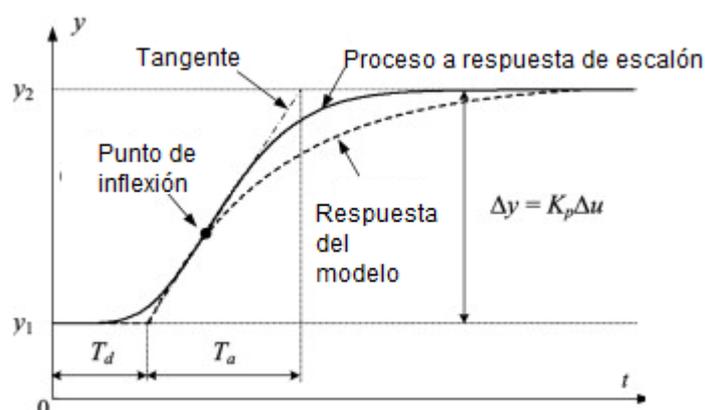
$U(s)$  Entrada del sistema

$T_d$  Tiempo de retardo

$k$  Ganancia del sistema

$T_a$  Tiempo de estabilización

Gráficamente se puede observar el comportamiento de (16) y comprender sus coeficientes como se muestra en la Figura 39.



**Figura 39.** Respuesta en escalón de modelo de primer grado con retardo.

De forma experimental se recopiló los siguientes valores:

$\Delta u = 12 \rightarrow$  Variación de voltaje de 0 a 12V

$\Delta y_{pitch} = 113.44 \rightarrow$  Variación de RPM de 0 a 113.44 RPM

$\Delta y_{roll} = 157.07 \rightarrow$  Variación de RPM de 0 a 157.07 RPM

$kp_{pitch} = 9.45$

$kp_{roll} = 13.08$

$T_{d_{pitch}} = 24.6 * 10^{-6}$  Segundos  $\rightarrow$  Tiempo de retardo

$T_{d_{roll}} = 27.1 * 10^{-6}$  Segundos  $\rightarrow$  Tiempo de retardo

$T_{a_{pitch}} = 4.45 * 10^{-4}$  Segundos  $\rightarrow$  Tiempo de estabilización

$T_{a_{roll}} = 4.21 * 10^{-4}$  Segundos  $\rightarrow$  Tiempo de estabilización

Obteniendo las siguientes funciones de transferencia (F.T) del actuador para pitch y roll, en una relación velocidad angular – voltaje, como se indica en (17) y (18).

$$\frac{w(s)}{v(s)} = \frac{9.45}{4.45*10^{-4}s+1} e^{-24.6*10^{-6}s} \rightarrow Pitch \quad (17)$$

$$\frac{w(s)}{v(s)} = \frac{13.08}{4.21*10^{-4}s+1} e^{-27.1*10^{-6}s} \rightarrow Roll \quad (18)$$

Donde:

$w(s)$  Salida de la F.T, en rad/s

$v(s)$  Entrada de la F.T, en V

Agregando un integrador obtenemos el modelo de ángulo respecto al voltaje como se indica en (19) y (20).

$$\frac{\theta(s)}{v(s)} = \frac{9.45}{s(4.45*10^{-4}s+1)} e^{-24.6*10^{-6}s} \rightarrow Pitch \quad (19)$$

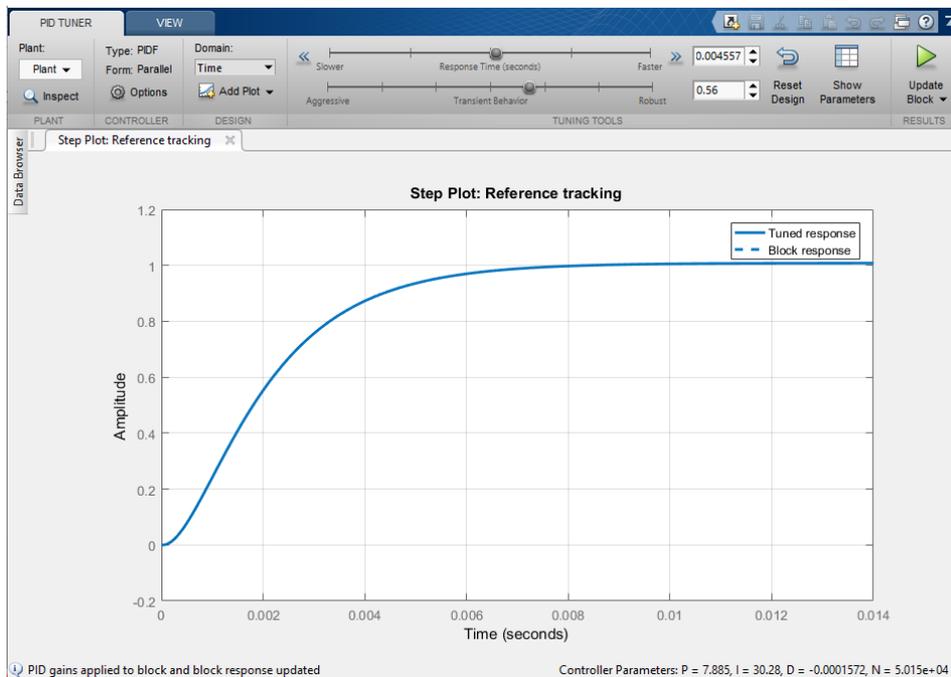
$$\frac{\theta(s)}{v(s)} = \frac{13.08}{s(4.21 \cdot 10^{-4}s + 1)} e^{-27.1 \cdot 10^{-6}s} \rightarrow \text{Roll} \quad (20)$$

Donde:

$\theta(s)$  Salida de la F.T, en rad

$v(s)$  Entrada de la F.T, en V

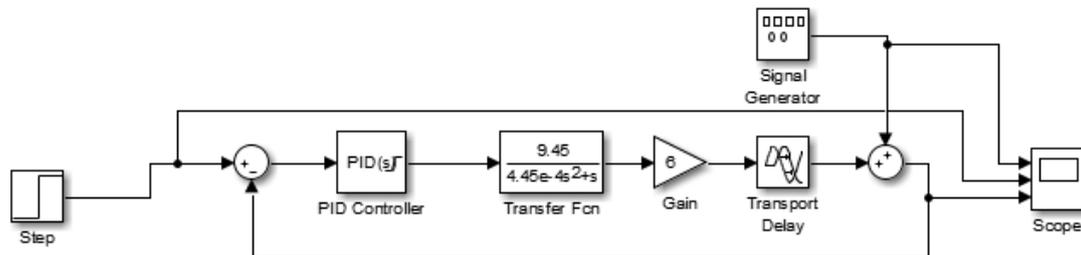
Con las funciones de transferencia obtenidas se genera un controlador PID, por lo que se utiliza un software matemático para calcular las ganancias de este, de forma que mediante el comportamiento del sistema y el tiempo de respuesta pueden ser calculadas, como se puede observar en la Figura 40 se permite variar dos factores, si se necesita rápido o lento y agresivo o robusto.



**Figura 40.** Tuning del controlador.

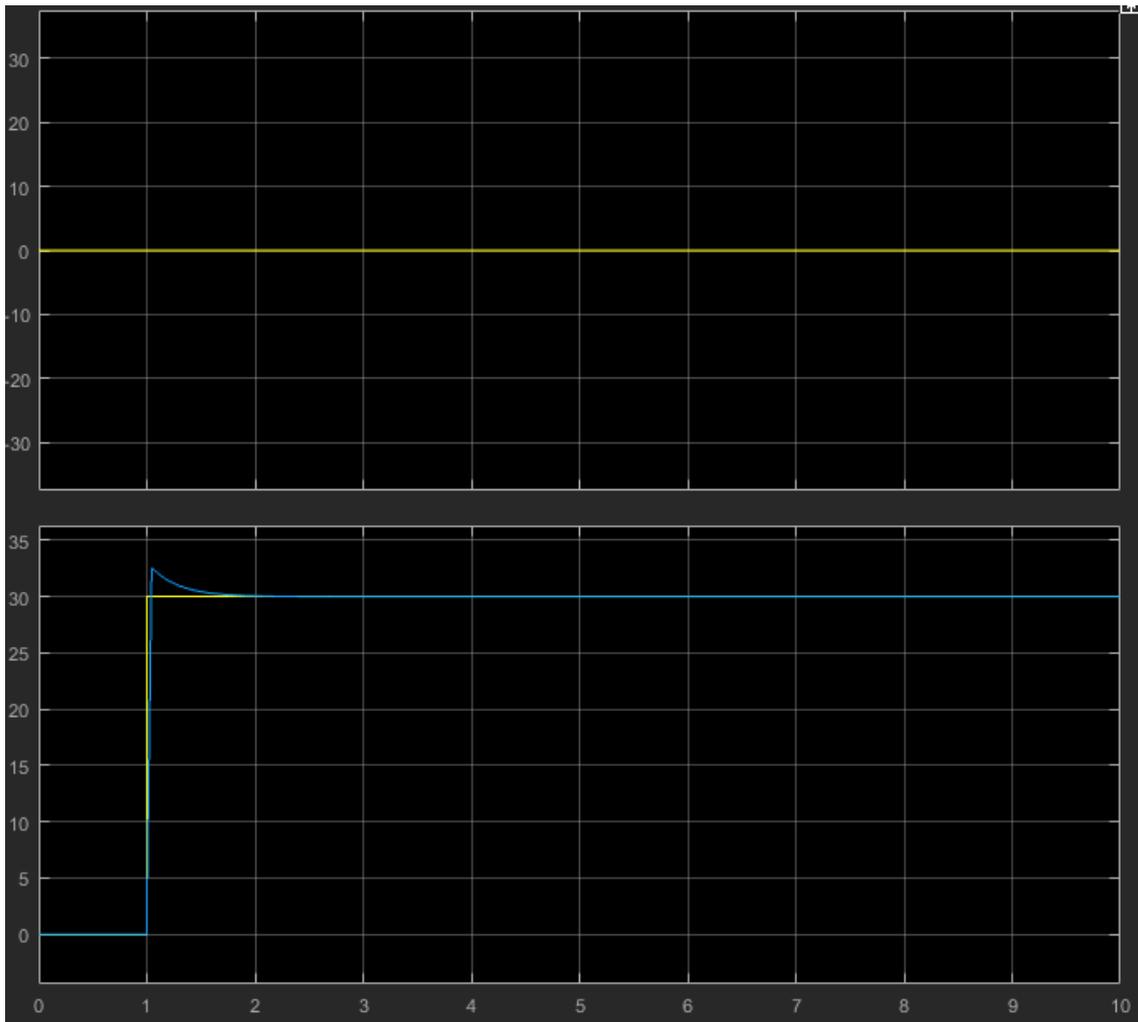
Se obtiene las siguientes ganancias después de realizar el tuning,  $k_p= 7.88$ ,  $k_i= 30.28$  y  $k_d= 0.0015$ . De esta manera, se simula el controlador para verificar su respuesta cuando se tiene una entrada de escalón, también se somete bajo

perturbaciones externas, las que generará el UAV. Por lo tanto, primero se realiza el diagrama de bloques como se muestra en la Figura 41.

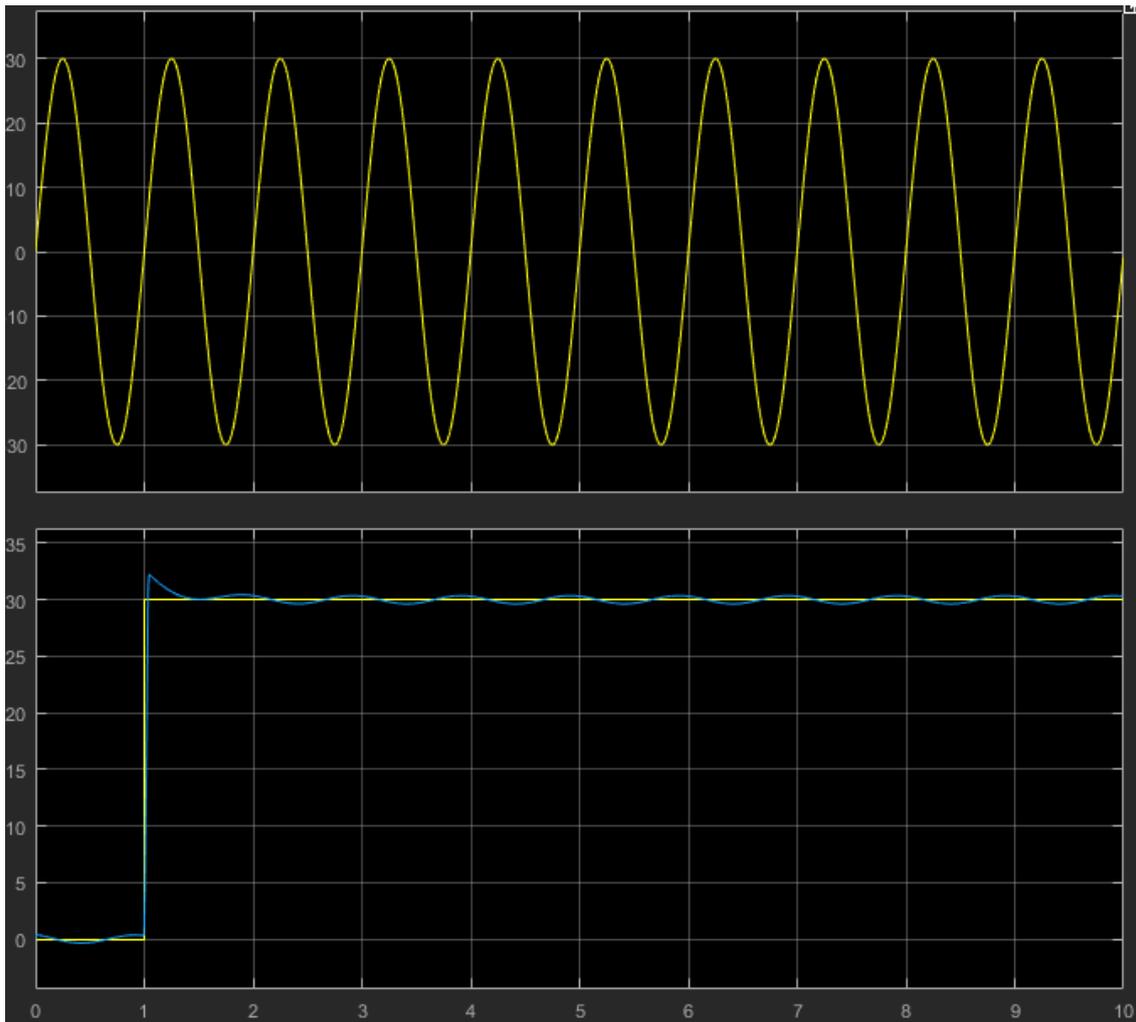


**Figura 41.** Diagrama de bloques con perturbación.

La primera simulación muestra el controlador únicamente con una entrada de escalón como se indica en la Figura 42, donde se visualiza dos pantallas, la parte superior presenta la perturbación que ingresa, en este caso cero, y en la sección inferior la señal de referencia en comparación a la de salida. La segunda simulación se observa de igual manera en la Figura 43, aquí la perturbación de ingreso es una señal sinusoidal con 30 de amplitud y 1 Hz de frecuencia, la misma que simula la variación en grados.



**Figura 42.** Señales de setpoint y salida del sistema.



**Figura 43.** Señales de perturbación, setpoint y salida del sistema.

Como se observa, el controlador es bastante bueno en simulación, puesto que con perturbación de  $\pm 30^\circ$  la respuesta de salida varía en  $\pm 0.5^\circ$ , aunque no con esto garantizamos un correcto funcionamiento en la vida real, pero se tiene un acercamiento a cómo responde una rotación del sistema estabilizador.

## 7. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO

Las pruebas realizadas, fueron experimentales de forma de comprobar los valores diseñados o requerimientos del estabilizador.

## 7.1. INTERCAMBIO DE SENSORES

Uno de los objetivos principales es, el poder intercambiar los sensores ópticos, por esta razón se adquirió dos de diferente volumen como se indica en la Figura 44.



*Figura 44. Intercambio de sensores ópticos.*

El sensor que se encuentra a la izquierda es de 59 x 41 x 29 mm y el que se encuentra a la derecha es de 70 x 70 x 150 mm.

## 7.2. PRUEBAS DE DISEÑO MECÁNICO

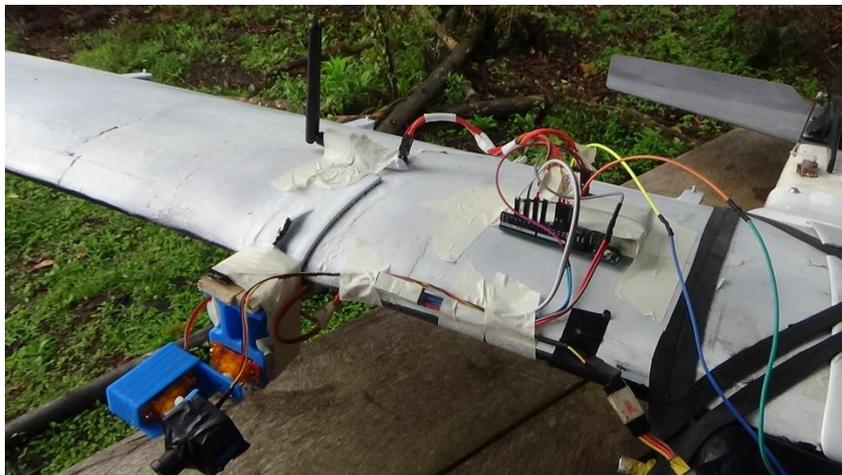
Esta prueba se la realizó incorporando el sistema sobre un vehículo terrestre como se muestra en la Figura 45 por precauciones del estabilizador, considerando que en caso de fallo se puede apagar el sistema inmediatamente. Se alcanzó una velocidad de 96 kilómetros por hora que equivale a 26.66 metros por segundo y continuó estable, también durante el viaje se fue variando la orientación del sensor sin problema. Con esto se aseguró el diseño mecánico por las fuerzas de drag generadas al mecanismo y a los actuadores.



**Figura 45.** Incorporación de sistema de estabilización sobre vehículo.

### 7.3. PRUEBAS DE RADIOCONTROL

Para verificar el alcance en línea de vista del radiocontrol, se implementó una cámara 1/3" Sony Súper HAD CCD con dos servomotores, de tal manera poder variar la posición de la cámara colocada sobre el ala de un UAV de la empresa Aeroseed Sky como muestra las Figuras 46 y 47, de esta forma por video en tiempo real se verificará la velocidad de respuesta del mando de tierra al sistema de la aeronave.

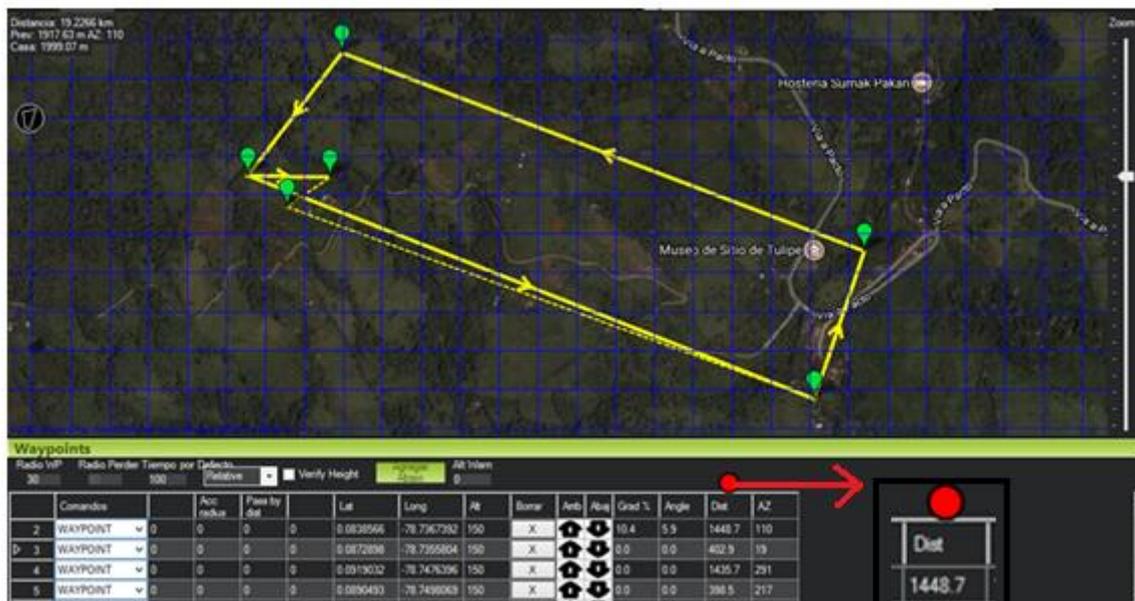


**Figura 46.** Implementación de pruebas de radiocontrol.



**Figura 47.** Implementación de pruebas de radiocontrol.

Para la prueba de funcionamiento se marcó una ruta a cumplir de la aeronave como se observa en la Figura 48, dentro de la imagen donde se encuentra el círculo rojo, se indica la distancia más larga que recorrerá el UAV de 1448.7 metros.

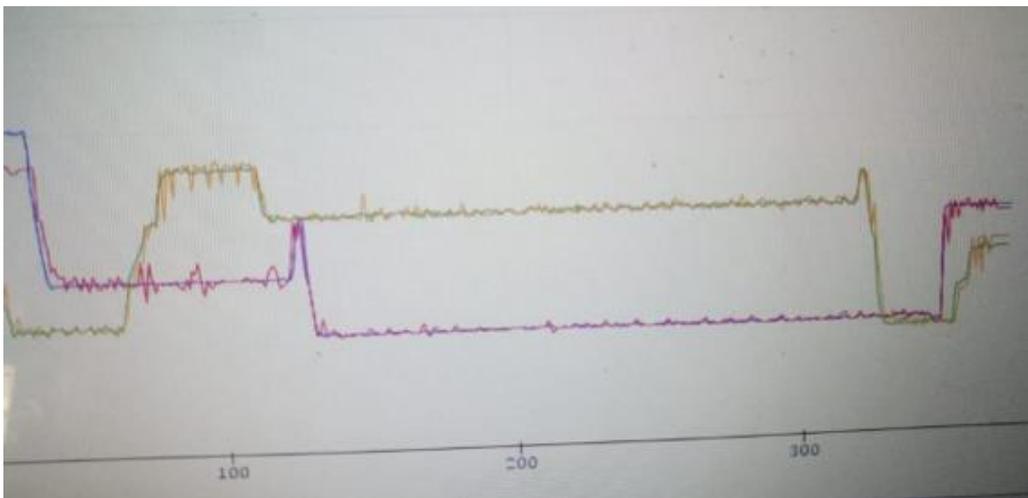


**Figura 48.** Ruta de vuelo para prueba de alcance de radiocontrol.

Realizando el vuelo se comprobó que se tiene cobertura de 1.4 km y un retardo de respuesta de 1 segundo.

#### 7.4. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO DE CONTROL AUTOMÁTICO.

Las pruebas del control automático se realizaron con el radiocontrol variando el setpoint tanto en roll como en pitch y se imprimió en pantalla los valores para observar el seguimiento de los valores. En la Figura 49 se muestra las señales de roll con colores verde y amarillo y en pitch de rojo y azul.



*Figura 49. Visualización en computador del comportamiento del control automático.*

## 8. CONCLUSIONES

- El sistema tiene un peso de 873 gr, lo que indica que está por debajo del límite en payload para la aeronave.
- El sistema permite incorporar sensores ópticos que dispongan un punto de apoyo para trípode y que se encuentren dentro de las dimensiones de 70 x 70 x 150 mm.
- El dimensionamiento de los actuadores permite al sistema estabilizar el sensor a velocidad de 25 m/s soportando las fuerzas generadas por la resistencia del aire.
- Se puede estabilizar movimientos de hasta 1050 grados por segundo.

- Se tiene cobertura de comunicación de 1.4 km en línea de vista.
- Se comprobó que, en condiciones nominales, el sistema es capaz de funcionar 45 minutos continuos con la batería mencionada en el dimensionamiento de fuente de alimentación.
- Se tiene un tiempo de muestreo de 20 ms.
- El uso de filtro de Madgwick colaboró en mantener una lectura de la IMU estable.

## 9. RECOMENDACIONES

- Ajustar el sensor óptico sacando la primero la base y verificar que se encuentre correctamente ajustado.
- Al ajustar el sensor en el sistema, hay que realizarlo con el estabilizador apagado.
- Al encender el estabilizador dejarlo sin movimiento por 5 segundos mínimo, para que la IMU compruebe los offset y configuraciones correctamente.
- Verificar el correcto funcionamiento del mando de control con el estabilizador.

## BIBLIOGRAFÍA

[1] "Qué es y para qué sirve un Gimbal", Profesional Review, 2020. [Online]. Available: <https://www.profesionalreview.com/2017/10/26/que-es-un-gimbal-para-que-sirve/>.

[Accessed: 24- Jul- 2020]. [2] O. schultz, "NAVIGATION SYSTEM", 2762123, 1956.

[3]Ukrspecsystems.com,2019.[Online].Available:<http://www.ukrspecsystems.com/wp-content/uploads/2017/02/product-img-14.jpg>. [Accessed: 29- Jul- 2019].

[4]Ukrspecsystems.com,2019.[Online].Available:<http://www.ukrspecsystems.com/wp-content/uploads/2017/02/product-img-14.jpg>. [Accessed: 29- Jul- 2019].

[5]Cdn11.bigcommerce.com,2019.[Online].Available:[https://cdn11.bigcommerce.com/s-gl26uem1to/images/stencil/1280x1280/products/219/929/Eagle\\_Eye-30IE-50\\_5\\_\\_34957.1528519174.jpg?c=2&imbyypass=on&imbyypass=on](https://cdn11.bigcommerce.com/s-gl26uem1to/images/stencil/1280x1280/products/219/929/Eagle_Eye-30IE-50_5__34957.1528519174.jpg?c=2&imbyypass=on&imbyypass=on). [Accessed: 29- Jul- 2019].

- [6] D. Only, "Inspire Double 4K Sensor | Sentera | Gimbal", Sentera, 2019. [Online]. Available: <https://sentera.com/product/inspire-double-4k-upgrade-crop-health-sensor/>. [Accessed: 29- Jul- 2019].
- [7] Merio.fr. 2020. Gyrostabilised Gimbal Temis XL | MERIO. [online] Available at: <https://www.merio.fr/en/products/gimbals/42-temis-xl> [Accessed 29 June 2020].
- [8] El origen y la historia de los drones-Hemav, [ONLINE], Available: <https://hemav.com>
- [9] Attitude - Pitch/Roll/Yaw,[ONLINE],Available: <https://www.novatel.com>
- [10] "Aerodeporte a Control: Ejes del avión y Superficies de control", Aerodeporte a Control, 2019. [Online]. Available: <http://aerodeporte.blogspot.com/2016/10/ejes-del-avion-y-superficies-de-control.html>. [Accessed: 29- Jul- 2019].
- [11] R. Jia, V. Nandikolla, G. Haggart, C. Volk and D. Tazartes, "System Performance of an Inertially Stabilized Gimbal Platform with Friction, Resonance, and Vibration Effects", Journal of Nonlinear Dynamics, vol. 2017, pp. 1-20, 2017. Available: 10.1155/2017/6594861.
- [12] Madgwick, S., 2010. An Efficient Orientation Filter For Inertial And Inertial/Magnetic Sensor Arrays. [PDF] Available at: [https://www.x-io.co.uk/res/doc/madgwick\\_internal\\_report.pdf](https://www.x-io.co.uk/res/doc/madgwick_internal_report.pdf) [Accessed 29 June 2020].
- [13] Ogata, K., (2010), Ingeniería de Control Moderna, 5ta ed. Madrid, España: Prentice Hall
- [14] Hall, N., 2020. Shape Effects On Drag. [online] Grc.nasa.gov. Available at: <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K12/airplane/shaped.html#:~:text=The%20drag%20coefficient%20is%20a,of%20the%20velocity%20V%20squared.> [Accessed 29 June 2020].
- [15] 2018. Technical Data Sheet PLA. [PDF] Available at: <https://ultimaker.com/download/74599/UM180821%20TDS%20PLA%20RB%20V10.pdf> [Accessed 29 June 2020].
- [16] Pololu.com. 2020. Pololu - 25D Metal Gearmotors. [online] Available at: <https://www.pololu.com/category/115/25d-metal-garmotors> [Accessed 29 June 2020].
- [17] Towerpro.com.tw. 2020. MG995 | Tower Pro. [online] Available at: <https://www.towerpro.com.tw/product/mg995/> [Accessed 29 June 2020].
- [18] Módulo MPU6050, G., 2020. Módulo MPU6050, Acelerómetro, Giroscopio I2C. [online] Naylamp Mechatronics - Perú. Available at: <https://naylampmechatronics.com/sensores-posicion-inerciales-gps/33-modulo-mpu6050-acelerometro-giroscopio-i2c.html> [Accessed 29 June 2020].

[19] Store.arduino.cc. 2020. Arduino Nano | Arduino Official Store. [online] Available at: <<https://store.arduino.cc/usa/arduino-nano>> [Accessed 29 June 2020].

[20] Shopee.co.id. 2020. [online] Available at: <<https://shopee.co.id/Tiger-Lipo-Battery-900mAh-3S-30C-XT60-alfaomegas21-i.20093080.1674009388>> [Accessed 29 June 2020].

[21] InvenSense Inc., 2013. MPU-6000 And MPU-6050 Register Map and Descriptions Revision 4.2. [online] Available at: <<https://invensense.tdk.com/products/motion-tracking/6-axis/mpu-6050/>> [Accessed 29 June 2020].

[22] Ben-Ari, M., 2020. A Tutorial on Euler Angles and Quaternions. p.17.

[23] N. Ahmad, R. Ghazilla, N. Khairi and V. Kasi, "Reviews on Various Inertial Measurement Unit (IMU) Sensor Applications", International Journal of Signal Processing Systems, pp. 256-262, 2013. Available: 10.12720/ijsp.1.2.256-262.

[24] R.E.Fonseca, "Diseño y construcción de un sistema de geo-estabilización para un sistema electro-óptico utilizando un sensor inercial y un GPS.", thesis, Escuela Politécnica Nacional, Ecuador, 2013.

[25] A.E. Arellano, "Diseño y construcción de un mecanismo estabilizador para la cámara de un dron", thesis, ESPE, Ecuador, 2015.

[26] M Sánchez, "DISEÑO DE UN SISTEMA DE ESTABILIZACIÓN UTILIZANDO SENSORES INTELIGENTES", thesis, Universidad Politécnica de Catalunya, Barcelona, 2015.

[27] D.F.Pozo, "Diseño y construcción de una plataforma didáctica para medir ángulos de inclinación usando sensores inerciales como acelerómetros y giroscopios", thesis, Escuela Politécnica Nacional, Ecuador, 2015.

[28] N.J. Brake, "CONTROL SYSTEM DEVELOPMENT FOR SMALL UAV GIMBAL", M.S. thesis, Faculty of California Polytechnic State University, California, 2012.

[29] Ø. Dahl, "What Is an H-Bridge? - Build Electronic Circuits", Build Electronic Circuits, 2020. [Online]. Available: <https://www.build-electronic-circuits.com/h-bridge/>. [Accessed: 23- Jul- 2020].

[30] "FAARegulations",2020. [Online]. Available: [https://www.faa.gov/regulations\\_policies /faa\\_regulations/](https://www.faa.gov/regulations_policies /faa_regulations/). [Accessed: 26- Jul- 2020].