

**UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO
FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA
ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA**



TESIS

**“SISTEMA DE SEGUIMIENTO DE TRAYECTORIAS UTILIZANDO
TECNICAS DE CONTROL NO LINEAL PARA LA NAVEGACIÓN
AUTÓNOMA DE DRONE EN ESPACIO CONTROLADO”**

**PARA OBTENER EL TITULO PROFESIONAL DE INGENIERO
ELECTRÓNICO**

AUTOR:

Bach. MANUEL FERNANDO HUAMAN TRUJILLO

ASESOR:

Dr. Ing. JACOB ASTOCONDOR VILLAR

Callao, 2023

PERÚ

Document Information

Analyzed document	PROYECTO-INVESTIGACION-PREGRADO.pdf (D154703371)
Submitted	1/1/2023 3:36:00 PM
Submitted by	
Submitter email	mfhuanamant@unac.edu.pe
Similarity	3%
Analysis address	free.investigacion.unac@analysis.arkund.com

Sources included in the report

SA	PERFIL DE TESIS - ALFREDO HUANCA - 17 AGOSTO 2022.docx Document PERFIL DE TESIS - ALFREDO HUANCA - 17 AGOSTO 2022.docx (D143028401)		1
W	URL: http://eldrone.es/historia-de-los-drones/ Fetched: 1/1/2023 3:36:00 PM		5
SA	Tesis JM.pdf Document Tesis JM.pdf (D23115633)		3
SA	Sarmientojefferson2017.pdf Document Sarmientojefferson2017.pdf (D114928064)		1
W	URL: https://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html Fetched: 1/1/2023 3:36:00 PM		1
SA	1b62146f46dd74031634f1b59a27397dcc998825.pdf Document 1b62146f46dd74031634f1b59a27397dcc998825.pdf (D75806301)		1

Entire Document

UNIVERSIDAD NACIONAL DEL CALLAO FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA ESCUELA PROFESIONAL DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA PROYECTO DE TESIS: "SISTEMA DE SEGUIMIENTO DE TRAYECTORIAS UTILIZANDO TECNICAS DE CONTROL NO LINEAL PARA LA NAVEGACIÓN AUTÓNOMA DE DRONE EN ESPACIO CONTROLADO" PARA OPTAR EL TÍTULO PROFESIONAL DE INGENIERO ELECTRÓNICO AUTOR: HUAMAN TRUJILLO MANUEL FERNANDO ASESOR: Dr. Ing. JACOB ASTOCONDOR VILLAR LINEA DE INVESTIGACION: INGENIERIA DE CONTROL Callao, 2022 PERÚ

Facultad: Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica Unidad de Investigación: Unidad de Investigación de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica. Título: Sistema de seguimiento de trayectorias utilizando técnicas de Control no Lineal para la navegación autónoma de drone en espacio controlado. Ejecutores: Huaman Trujillo Manuel Fernando CODIG ORCID: 0000-0002-1574-3670 DNI: 75327050 Asesor: Dr. Ing. Jacob Astocondor Villar CODIGO ORCID: 0000-0003-1422-4200 DNI:09020032 Lugar de ejecución: UNAC – FIEE, Laboratorio de automatización y control Unidad de Análisis: Robótica laboratorio de control Tipo de investigación: Aplicada – Experimental Enfoque: Cuantitativo Diseño de investigación: Experimental Tema OCDE: Sistemas de automatización, sistemas de control

DEDICATORIA A mis padres, en especial a mi madre que fue el pilar fundamental de mi educación; muchos de mis logros se los debo a ella.



**FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA
ACTA PARA LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO PROFESIONAL POR LA MODALIDAD
DE TESIS SIN CICLO DE TESIS**

A los 22 días del mes de marzo Del 2023 siendo las 10:00 Horas se reunió el Jurado Examinador de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica conformado por los siguientes Docentes Ordinarios de la Universidad Nacional del Calla, (Res. Resolución DECANAL N° 040-2023 -DFIEE)

Dr. Ing. SANTIAGO LINDER RUBIÑOS JIMÉNEZ	Presidente
Mg. Ing. JORGE ELÍAS MOSCOSO SÁNCHEZ	Secretario
M.Sc. Ing. ABILIO BERNARDINO CUZCANO RIVAS	Vocal

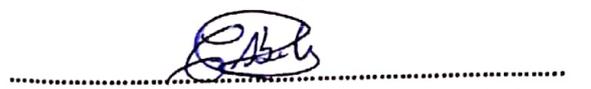
Con el fin de dar inicio a la exposición de Tesis de los señores Bachilleres **HUAMAN TRUJILLO, MANUEL FERNANDO** quienes habiendo cumplido con los requisitos para obtener el Título Profesional de Ingeniería Electrónica tal como lo señalan los Arts. N° 12 al 15 del Reglamento de Grados y Títulos, sustentarán la Tesis Titulada **"SISTEMA DE SEGUIMIENTO DE TRAYECTORIAS UTILIZANDO TÉCNICAS DE CONTROL NO LINEAL PARA LA NAVEGACIÓN AUTÓNOMA DE DRONE EN ESPACIO CONTROLADO"**, con el quórum reglamentario de ley, se dio inicio a la exposición, considerando lo establecido en los Art. N° 14 y 17 del Reglamento de Grados y Títulos dado por Resolución N° 047-92-CU, en el Capítulo N° 06, corresponde al otorgamiento del Título Profesional con Tesis, efectuadas las deliberaciones pertinentes se acordó:

Dar por Aprobado Calificativo bueno nota: 15 (quince) al expositor **HUAMAN TRUJILLO, MANUEL FERNANDO**, con lo cual se dio por concluida la sesión, siendo las 11:10 horas del día del mes y año en curso.

Es copia fiel del folio N° 215 Del Libro de Actas de Sustentación de Tesis de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica – UNAC.


.....
Dr. Ing. SANTIAGO LINDER RUBIÑOS JIMÉNEZ
PRESIDENTE


.....
Mg. Ing. JORGE ELÍAS MOSCOSO SÁNCHEZ
SECRETARIO


.....
M.Sc. Ing. ABILIO BERNARDINO CUZCANO RIVAS
VOCAL

HOJA DE REFERENCIA DEL JURADO Y APROBACIÓN

PRESIDENTE : Dr. Ing. Santiago Linder Rubiños Jiménez
SECRETARIO : Mg. Ing. Jorge Elías Moscoso Sánchez
VOCAL : MSc. Ing. Abilio Bernardino Cuzcano Rivas

ASESOR : Dr. Ing. Jacob Astocondor Villar

DEDICATORIA

A mis padres, en especial a mi madre que fue el pilar fundamental de mi educación; muchos de mis logros se los debo a ella.

AGRADECIMIENTO

A nuestros catedráticos que compartieron sus conocimientos y nos inculcaron el hábito de la investigación.

A mi asesor el Dr. Ing. Jacob Astocondor, por el apoyo y orientación en el desarrollo del presente trabajo de investigación.

INDICE

INDICE DE FIGURAS	4
INDICE DE TABLAS	6
RESUMEN	6
ABSTRACT	6
INTRODUCCIÓN	6
I. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	8
1.1 Descripción de la realidad problemática	8
1.2 Formulación del problema.....	9
1.2.1 Problema General	9
1.2.2 Problemas específicos	9
1.3 Objetivos.....	10
1.3.1 Objetivo General	10
1.3.2 Objetivos específicos	10
1.4 Justificación.....	10
1.5 Limitaciones de la investigación.....	11
1.5.1 Teórica	11
1.5.2 Temporal	11
1.5.3. Espacial	11
II. MARCO TEÓRICO	12
2.1 Antecedentes	12
2.1.1 Internacionales	14
2.1.2 Nacionales	16
2.2 Bases teóricas.....	16

2.2.1	Ángulos de Euler	16
2.2.2	Cinemática y dinámica de un UAV	19
2.2.3	Técnicas de Control No Lineal	26
2.2.4	Estabilidad según Lyapunov	29
2.3	Base Conceptual	34
2.3.1	Trayectoria	34
2.3.2	Generación de trayectorias	34
2.3.3	Tiempo de estabilización	34
2.3.5	Puntos Vía	34
2.4	Definición de términos básicos	34
2.4.1	Matriz Jacobiana	34
2.4.2	Valor propio	36
2.4.3	Sistema autónomo	37
III.	HIPÓTESIS Y VARIABLES	38
3.1	Hipótesis.....	38
3.1.1	Hipótesis general	38
3.1.2	Hipótesis específicos	38
3.2	Definición de Variables.....	38
3.2.1	Operacionalización de las Variables	39
IV.	DISEÑO METODOLÓGICO	40
4.1	Tipo de investigación.....	40
4.2	Diseño de la investigación	40
4.2.1	Diseño del controlador	41
4.2.2)	Planificación de trayectorias	49
4.2.3)	Simulación del sistema	53
4.2.3)	Implementación del sistema	58
4.3	Método de investigación	77
4.4	Población y muestra.....	77

4.5 Técnicas e instrumentos de recolección de datos	77
4.6 Procedimientos de recolección de datos	77
4.7 Procesamiento estadístico y análisis de datos	77
V. RESULTADOS	78
5.1 Trayectoria Circular	78
5.2 Trayectoria helicoidal	89
7.3) Trayectoria Cardioide Especial	99
VI. DISCUSIÓN DE RESULTADOS	109
6.1 Contrastación y demostración de la hipótesis con los resultados	109
6.2 Contrastación de resultados con otros estudios similares.....	110
6.3 Responsabilidad ética de acuerdo a los reglamentos vigentes.....	111
CONCLUSIONES	113
RECOMENDACIONES	115
REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS	117
ANEXOS	120
MATRIZ DE CONSISTENCIA.....	120
DIAGRAMA DE CONEXIONES DEL SISTEMA.....	121
DASHBOARD DEL SISTEMA DE CONTROL Y MONITOREO REMOTO .	122

INDICE DE FIGURAS

Figura N°01 Sistema de coordenadas fijo, móvil y ángulos de Euler	17
Figura N° 02 Ángulos Pitch, Roll y Yaw en un UAV	18
Figura N°03 Sistema de referencia en tierra (inercial, XYZ) y en el UAV (no inercial, XB, YB, ZB).	20
Figura N°04 Representación gráfica de la estabilidad de sistemas autónomos.	30
Figura N°05 Representación gráfica de un estado de equilibrio asintóticamente estable.	31
Figura N°06 Representación gráfica de un estado de equilibrio inestable.	32
Figura N°07 Representación gráfica de una función de Lyapunov.	33
Figura N°08 Diagrama de bloques del sistema de seguimiento de trayectorias.	42
Figura N°09 Diagrama de bloques del sistema de control.	45
Figura N°10 Representación gráfica del sistema de navegación.	47
Figura N°11 Representación paramétrica de una trayectoria en el espacio.	51
Figura N°12 Representación paramétrica de una trayectoria circular en el espacio.	52
Figura N° 13 Diagrama simplificado del sistema.	53
Figura N°14 Diagrama de bloques del sistema.	54
Figura N°15 Bloques de trayectorias de prueba desarrolladas.	55
Figura N°16 Bloque del controlador del sistema.	56
Figura N°17 Bloque del modelo matemático del drone.	57

Figura N°18 Bloque de animación de trayectoria del dron.	57
Figura N°19 Frame YoungRC F450.	59
Figura N°20 Motores Brushless Ready Tosky.	62
Figura N°21 Frame YoungRC F450.	64
Figura N°22 Hélices RAYCorp 1045.	65
Figura N°23 Batería LIPO marca FMT.	67
Figura N°24 Placa de desarrollo Arduino Uno. ¡Error! Marcador no definido.	
Figura N°25 Placa de desarrollo Blue Pill STM32F103C8T6.	68
Figura N°26 Modulo Bluetooth.	70
Figura N°27 Modulo GPS.	71
Figura N°28 Modulo Barómetro MS5611.	72
Figura N°29 Módulo Giroscopio MU6050.	74
Figura N°30 Diagrama de flujo del algoritmo de control.	76
Figura N°30 Animación de la trayectoria circular del dron con una matriz de ganancias $K1$.	79
Figura N°31 Trayectoria circular desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K1$.	80
Figura N°32 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	81
Figura N°33 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	81
Figura N°34 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	82

Figura N°35 Animación de la trayectoria circular del drone con una matriz de ganancias $K2$.	83
Figura N°36 Trayectoria circular desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K2$.	84
Figura N°37 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	85
Figura N°38 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	85
Figura N°39 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	86
Figura N°40 Animación de la trayectoria circular del drone con una matriz de ganancias $K3$.	87
Figura N°41 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	88
Figura N°42 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	88
Figura N°43 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	89
Figura N°44 Animación de la trayectoria helicoidal del drone con una matriz de ganancias $K1$.	91
Figura N°45 Trayectoria helicoidal desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K1$.	92
Figura N°46 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	92

Figura N°47 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	93
Figura N°48 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	93
Figura N°49 Trayectoria helicoidal desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K2$.	94
Figura N°50 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	95
Figura N°51 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	95
Figura N°52 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	96
Figura N°53 Trayectoria helicoidal desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K3$.	97
Figura N°54 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	97
Figura N°55 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	98
Figura N°56 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	98
Figura N°57 Animación de la trayectoria cardiode especial del drone con una matriz de ganancias $K1$.	100
Figura N°58 Trayectoria cardiode especial desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K1$	101

Figura N°59 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	101
Figura N°60 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	102
Figura N°61 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K1$.	102
Figura N°62 Trayectoria cardiode especial desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K2$.	103
Figura N°63 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	104
Figura N°64 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	104
Figura N°65 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K2$.	105
Figura N°66 Trayectoria cardiode especial desarrollada por el dron con una matriz de ganancias $K3$.	106
Figura N°67 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	106
Figura N°68 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	107
Figura N°69 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias $K3$.	107

INDICE DE TABLAS

Tabla N°01 Técnicas de control para modelos lineales y no lineales.	26
Tabla N°02. Operacionalización de variables.	39
Tabla N°03. Características generales de Drone de prueba.	58
Tabla N°04. Características del Frame F450.	59
Tabla N°05. Diferencias entre motores con y sin escobillas.	60
Tabla N°06. Características de motores Brushless Ready Tosky	61
Tabla N°07. Características de ESC FMT.	64
Tabla N°08. Características de las hélices.	65
Tabla N°09. Características de una batería LIPO.	67
Tabla N°11. Características de STM32F103C8T6.	68
Tabla N°12. Características del módulo Bluetooth.	69
Tabla N°13. Características del módulo GPS.	70
Tabla N°14. Características del módulo Barómetro MS5611.	72
Tabla N°15. Características del módulo Giroscopio MPU - 6050.	73
Tabla N°16. Consumo de dispositivos implementados en el dron.	114

RESUMEN

El presente trabajo de investigación consiste en el estudio de las técnicas de control para sistemas no lineales, en específico el control por función de control de Lyapunov y su aplicación en el control de vuelo para el seguimiento de trayectorias de un dron. Se revisó las ecuaciones matemáticas que explican el movimiento del dron en el espacio con el fin de obtener el modelo matemático que asemeja el comportamiento del dron. Además, se revisaron teóricamente las diversas técnicas de control no lineal existentes explicando brevemente en qué consisten cada una de ellas, escogiendo la técnica de control basado en la función de control de Lyapunov para el diseño del controlador de vuelo. Posteriormente, se diseñó el controlador de vuelo para ello se definió la función candidata de Lyapunov que nos asegure la estabilidad del sistema asimismo se tuvo que definir los parámetros de entrada y salida del sistema y las ecuaciones paramétricas de las trayectorias deseadas que el dron debe realizar para luego, simular el funcionamiento del controlador de vuelo en el software Simulink de Matlab y verificar los resultados. Finalmente, se procedió a implementar el sistema, comentar los resultados obtenidos, las conclusiones y recomendaciones para trabajos futuros de mejoras del sistema.

PALABRAS CLAVES: Control no lineal, seguimiento de trayectorias, estabilidad de Lyapunov.

ABSTRACT

The present research work consists of the study of control techniques for non-linear systems, specifically control by Lyapunov control function, and its application in flight control for tracking drone trajectories. The mathematical equations that explain the movement of the drone in space were reviewed in order to obtain the mathematical model that resembles the behavior of the drone. In addition, the various existing nonlinear control techniques were theoretically reviewed, briefly explaining what each of them consists of, choosing the control technique based on the Lyapunov control function for the design of the flight controller. Subsequently, the flight controller was designed for this purpose, the Lyapunov candidate function was defined to ensure the stability of the system, it was also necessary to define the input and output parameters of the system and the parametric equations of the desired trajectories that the drone must perform. to then simulate the operation of the flight controller in the MATLAB Simulink software and verify the results. Finally, the system was implemented, commenting on the results obtained, the conclusions and recommendations for future work on system improvements.

KEY WORDS: Nonlinear control, trajectory tracking, Lyapunov stability.

INTRODUCCIÓN

Los drones o UAV, del inglés (Unmanned Aerial Vehicle), vienen tomando un papel importante en el desarrollo de muchas actividades de necesidad humana como son, el envío de productos variados, el monitoreo de diversos fenómenos o variables, la búsqueda de personas en derrumbes o catástrofes medioambiental; esto se debe a la gran versatilidad que poseen estos vehículos ya que dotándolos de herramientas adicionales como cámaras o sensores específicos nos permiten obtener una vista panorámica de todo un gran área de terreno o monitorear diversos parámetros de interés, además de no necesitar demasiado espacio para despegar ni para aterrizar incluso pueden maniobrar por zonas de difícil acceso. Un ejemplo del gran avance que se está dando con estos vehículos es el récord que logró la empresa Nordic Unmanned al realizar la entrega de una pieza a una empresa petrolera a 100 km en alta mar, en esta hazaña un drone maniobrado remotamente logró realizar la entrega de un repuesto de una máquina importante para el funcionamiento de la petrolera [17], esto significó un ahorro de tiempo y dinero además de reducir la emisión de carbono al evitar usar un helicóptero convencional. Por estos motivos es conveniente poder desarrollar sistemas que permitan aplicaciones similares de transporte y monitoreo para facilitar diversos procesos que se puedan presentar de manera urgente en el territorio nacional.

En ese sentido, el objetivo del presente trabajo de investigación es desarrollar y simular un sistema de control para que un drone realice vuelos sin la intervención de un operario, es decir, una vez que el drone sea encendido este sea capaz de

alzarse en vuelo y realizar las rutas programadas previamente mediante una conexión entre el dron y la computadora, logrando así que el dron siga las trayectorias definidas de manera autónoma; para esto, el desarrollo del proyecto estará dividido en 6 etapas. En la primera etapa nos enfocaremos en encontrar un modelo matemático confiable para poder realizar las simulaciones del sistema de manera óptima y poder así obtener resultados que se asemejen a la realidad. En la segunda etapa, comentaremos los diversos métodos de Control no Lineal que existen y explicaremos a detalle el controlador que utilizaremos, que en nuestro caso es el método de control por Estabilidad de Lyapunov. En la tercera etapa, nos dedicaremos al desarrollo del controlador de vuelo y explicaremos la implementación del sistema en la herramienta Simulink del software Matlab. En cuarta etapa, se comentará los materiales que utilizaremos para la implementación. En la quinta etapa, se analizará la respuesta en el tiempo del sistema en base a los resultados que se obtendrá con la simulación realizada. Finalmente, en la sexta etapa se revisarán las conclusiones y comentaremos algunas recomendaciones y los trabajos futuros que se pueden desarrollar para mejorar el sistema.

I. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 Descripción de la realidad problemática

Inicialmente los drones o UAV eran simplemente aviones pilotados remotamente mediante un dispositivo que enviaba la información de control mediante radiofrecuencia, pero actualmente se está desarrollando y empleando con mayor frecuencia el uso de drones con capacidades de volar de manera automática.

Por otro lado, en los últimos años el desarrollo y utilización de sistemas autónomos ha venido creciendo de manera exponencial, siendo utilizados en gran medida en aplicaciones industriales e incluso en aplicaciones cotidianas, un ejemplo claro de esta tendencia son los drones, los cuales van adquiriendo un papel fundamental en la solución de diversos problemas que aquejan el desarrollo de la vida diaria como son el transporte y la seguridad ciudadana ya que basta colocar una cámara de video para poder obtener imágenes panorámicas de todo tipo de actividades o situaciones, a esto se le suma las aplicaciones de entretenimiento que cada vez son más comunes, este avance en las aplicaciones de los drones se debe al desarrollo continuo de la electrónica y la miniaturización de circuitos de controladores, sensores y actuadores lo que ha provocado una reducción de costos y mayor accesibilidad. Además, la aplicación de diversas técnicas de control para la optimización de los controladores de vuelo aporta en gran medida al desarrollo de sistemas cada vez más sofisticados e inteligentes.

En el Perú el desarrollo de estos sistemas es muy limitado debido a diversos factores a pesar de que la aplicación y desarrollo de esta tecnología puede

brindar herramientas muy útiles para la solución a problemas como la seguridad ciudadana y el transporte rápido y efectivo de productos, cabe resaltar que en el mercado existe drones comerciales que brindan diversas herramientas de adquisición de imágenes de alta calidad pero el costo de éstos es demasiado elevado, aún más si desea contar con un drone con un sistema de vuelo autónomo.

En el presente trabajo, teniendo como premisa el desarrollo de un sistema de bajo costo y la problemática identificada nos permite formular la siguiente pregunta: ¿De qué manera influye el diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando técnicas de control no lineal en la navegación autónoma de un UAV en un espacio controlado?

1.2 Formulación del problema

1.2.1 Problema General

¿De qué manera influye el diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando técnicas de Control No Lineal en la navegación autónoma de un drone en espacio controlado?

1.2.2 Problemas específicos

- ¿De qué manera incide la aplicación de la función de control de Lyapunov en el diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias?
- ¿De qué manera incide el modelo matemático del drone en el sistema de control de vuelo?
- ¿Qué consideraciones debemos tomar para que el drone pueda realizar un vuelo de manera autónoma en un espacio controlado?

1.3 Objetivos

1.3.1 Objetivo General

Diseñar y simular el sistema de seguimiento de trayectorias utilizando técnicas de control no lineal para la navegación autónoma de un dron en espacio controlado.

1.3.2 Objetivos específicos

- Estudiar los métodos de control no lineal e identificar la técnica de control no lineal a utilizar para poder desarrollar el sistema de control y seguimiento de trayectorias.
- Determinar el modelo matemático que describe el comportamiento cinemático del dron.
- Diseñar el controlador de vuelo autónomo y simular el sistema para evaluar la respuesta en el tiempo.

1.4 Justificación

Con el presente trabajo de investigación se pretende desarrollar un sistema de navegación autónomo de un dron con el afán de poder obtener una herramienta que equipándola de dispositivos especializados se pueda aplicar a diversas actividades, tales como las agrícolas (monitoreo de campos de cultivo), ambientales (resguardo aéreo de zonas protegidas), de transporte (envío rápido de medicamentos) y seguridad ciudadana (monitoreo de la actividad criminal en la ciudad), entre otras. Asimismo, seguir desarrollando tecnologías emergentes, aplicando los conocimientos teórico-prácticos adquiridos en la universidad y tomando en cuenta los avances que se vienen dando en diversos países sobre este tema, en los cuales el uso de las herramientas tecnológicas como los drones

están más familiarizados con la problemática de la ciudadanía y el desarrollo de las diversas actividades sociales.

1.5 Limitaciones de la investigación

1.5.1 Teórica

Se tuvo limitaciones en cuanto al acceso a texto especializados de teoría de control no lineal, tomando en cuenta que el material teórico disponible en internet es muy limitado en explicación. Cabe resaltar que la mayoría de textos sobre este tema se encontraban en el idioma inglés, por lo que se tornó un poco engorroso su entendimiento tomando en cuenta que mi lengua nativa es el español.

1.5.2 Temporal

El desarrollo del presente trabajo se retrasó por varios momentos debido a que se presentaron complicaciones con el tiempo de recepción de algunos dispositivos necesarios para realizar las pruebas después de realizada la importación, esto sucedió principalmente por la situación que estuvo atravesando la mayoría de países debido a la pandemia del Covid-19 y el medio de envío que se tuvo que escoger por limitaciones económicas.

1.5.3. Espacial

La mayor parte del trabajo de investigación se realizó en el Laboratorio de control y Automatización de la UNAC, donde se realizó las simulaciones y algunas pruebas.

II. MARCO TEÓRICO

2.1 Antecedentes

Aunque recientemente se observa con mayor frecuencia las diversas aplicaciones, tareas y hazañas que se están desarrollando con los vehículos aéreos no tripulados, UAVs (del inglés *Unmanned Aerial Vehicle*), la creación de estos vehículos se remonta a mediados del siglo XIX, y unos de los primeros usos se realizó en 1849 cuando Austria utilizó globos aerostáticos no tripulados cargados de bombas para atacar la ciudad de Venecia. Posteriormente se utilizó en la Guerra Civil en EE. UU, donde las fuerzas de la Confederación y de la Unión volaban globos para misiones de reconocimiento.

En 1896 Samuel P. Langley desarrolló una serie de aeronaves a vapor, aviones sin piloto que fueron trasladados con éxito a lo largo del río **Potomac**, cerca de Washington DC. La práctica de la vigilancia aérea más tarde surgió en la Guerra Hispano-americana de 1898, cuando los militares de EE.UU. equiparon una cámara a una cometa, dando lugar a una de las primeras fotografías de reconocimiento aéreo.

En la Primera Guerra Mundial, se utilizó ampliamente la vigilancia aérea. Los militares utilizaban estos sistemas para obtener fotografías aéreas y seguir los movimientos del enemigo formando mapas de ubicación. Tiempo después, el ejército de los Estados Unidos impulso su desarrollo al utilizar UAVs para desviar los ataques de los cazas y bombarderos de sus enemigos, teniendo un papel relevante en las guerras de Corea y Vietnam. Posteriormente fue Israel quien

utilizó drones (otro nombre común para los UAVs) en sus operaciones de 1982 en el Líbano.

Durante la guerra de Vietnam se dieron importantes avances sobre los **drones** para ser lo que son hoy en día. Ya que este conflicto fue el motivo para desarrollar el programa más sofisticado de vigilancia con aviones no tripulados en la historia de la aviación. Por otra parte, la guerra de Vietnam fue la primera «**guerra tecnológica**» de la historia: una guerra llevada a cabo de acuerdo con principios técnicos, modelos estadísticos y sistemas electrónicos. De particular importancia fue el aumento en el campo de batalla de los dispositivos electrónicos. Durante la década de 1960 el Departamento de Defensa de los EE.UU. comenzó a automatizar e informatizar el campo de batalla con sensores remotos y superordenadores para escuchar los movimientos del enemigo o manejar aviones no tripulados **Firebee** a través de los cielos de la selva vietnamita.

En febrero del 2002 la CIA utilizó por primera vez el dron Predator para eliminar un objetivo de inteligencia. La acción fue llevada a cabo en Afganistán, cerca de la ciudad de Khost. El objetivo en cuestión era Osama Bin Laden, al menos eso pensaba la CIA. **Donald Rumsfeld** (secretario de Defensa durante el gobierno Bush) después argumentó el uso del misil **Hellfire**, como una decisión bien tomada. El incidente sucedió durante un breve periodo en el que el ejército, que asistía en el programa de **drones** de la CIA prestando operadores de servicio, desconocía la existencia del propio programa. Durante días de ataques, periodistas en el terreno no paraban de recabar testimonios de afganos que decían que los muertos eran civiles que se dedicaban a recoger chatarra. El

Pentágono empezó a estar en el ojo informativo y así es como comenzó la larga década del **drone**. [13]

Actualmente, la tecnología empleada en estos dispositivos se ha desarrollado hasta tal punto que los UAVs colaboran con el ser humano en misiones como mapeo 3D para generar mapas de terrenos, control de calidad del aire, desastres naturales como la detección de incendios, vigilancia, búsqueda y rescate, inspección de estructuras como por ejemplo la detección de averías en tuberías, además, se introducen importantes ventajas al no necesitar una persona que pilote el vehículo desde su interior, como por ejemplo poder reducir las dimensiones de este para dotarlo de mayor maniobrabilidad y accesibilidad a lugares de difícil o peligroso acceso para el ser humano, o la reducción del coste de explotación del vuelo frente a los tripulados. La posibilidad de despegue y aterrizaje vertical también supone una ventaja y hasta una necesidad para alguna de estas aplicaciones. [12]

2.1.1 Internacionales

En el ámbito internacional se encontró diversos trabajos de investigación afines a esta investigación el cual se aplican diversos métodos de control para lograr objetivos similares como el seguimiento de trayectorias de un UAV.

En el año 2013 en Sevilla, en el trabajo “Modelado, simulación y control inteligente de UAV’s”, desarrollado por la ingeniera Sara Gutiérrez Bermejo, se desarrolló un controlador con el fin de que un UAV pueda estabilizar las perturbaciones que se generaban cuando el UAV perdía masa, para ello se definieron las ecuaciones del sistema y se estudiaron las técnicas de control

adaptativas basadas en la función de Lyapunov para finalmente desarrollar el controlador y discutir los resultados.

En el año 2015 en Colombia, los ingenieros Juan Fernando Jojoa Gómez y Sergio Fabián Moreno Cárdenas implementaron un control predictivo basado en modelo con el fin de poder controlar la posición de un UAV mediante el control de los ángulos de navegación pitch, roll, yaw y la altura del UAV, para este proyecto utilizaron el dron de pruebas Parrot A. R Drone 2.0 y utilizaron el software Matlab para la simulación del sistema y su análisis.

El año 2016 en Ecuador, se desarrolló el trabajo titulado “Control para la navegación pre - programada de trayectorias de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) aplicado a la supervisión y transmisión en línea de la calidad del aire”, realizado por el ingeniero José Luis Morales Gordon, en el que se desarrolló un controlador para el seguimiento de trayectorias de un UAV el cual debía realizar la supervisión y el envío de data en vivo sobre la calidad de aire, para ello se tuvo como base el modelo cinemático del UAV además de integrar diversos tipos de sensores al sistema del UAV para adquirir información de la calidad de aire.

En el año 2018 en Sevilla, el ingeniero Jaime Loring Castillo con el objetivo de que un dron pueda realizar vuelos en exteriores de manera autónoma y sin intervención humana desarrolló el trabajo titulado “Sistema de navegación autónoma para un cuadricóptero en exteriores”, donde utilizó una Raspberry Pi como software controlador y el software libre Mission Planner para la generación de rutas.

En el año 2019 en Sevilla, en el trabajo titulado “Modelado, simulación y control de un sistema de seguimiento de trayectorias para UAV's” desarrollado por los

ingenieros Javier Payán Somet y Juan José Murillo Fuentes, se realizó el modelamiento matemático del UAV X8 Skywalker con ala volante y se realizó el control mediante bucle cerrado, además de la utilización de diversos sensores para diferentes aplicaciones.

2.1.2 Nacionales

A nivel nacional no se ha encontrado muchos registros de trabajos con objetivos similares. En abril del 2015 en la Universidad Señor de Sipán, Pimentel, el ingeniero Víctor Raúl Monteagudo Talaverano, realizó el trabajo titulado “Desarrollo de un sistema de limpieza usando drones monitoreados y administrados de forma remota mediante software visual y base de datos SQL para optimizar el mantenimiento de cúpulas en cámaras domo de la municipalidad del Callao, el cual tuvo como objetivo el desarrollo de un sistema de limpieza utilizando drones monitoreados y administrados de forma remota mediante software Visual y Base de datos SQL para mejorar el mantenimiento de cúpulas en cámaras domo de la Municipalidad del Callao.

2.2 Bases teóricas

2.2.1 Ángulos de Euler

El gran matemático Leonhard Euler propuso un conjunto de tres coordenadas angulares que ayudarían a establecer la orientación de un sistema de referencia de ejes ortogonales, normalmente móvil, respecto a otro sistema de referencia de ejes ortogonales normalmente fijos. Existen diversas maneras o convenciones para poder definir los ángulos de Euler, dependiendo de los ejes

sobre los que se realizan las rotaciones, cabe resaltar que en el presente trabajo de investigación se utilizará la convención X ya que es la convención más utilizada.

En la figura N°01 se puede observar la rotación del sistema $X'Y'Z'$ con respecto al sistema de XYZ , asimismo en A se puede observar el ángulo ϕ que describe la rotación en el eje Z de igual forma en B y C se observa los ángulos θ y ψ , que describen la rotación en el nuevo eje X' y la rotación en el nuevo eje Z' respectivamente.

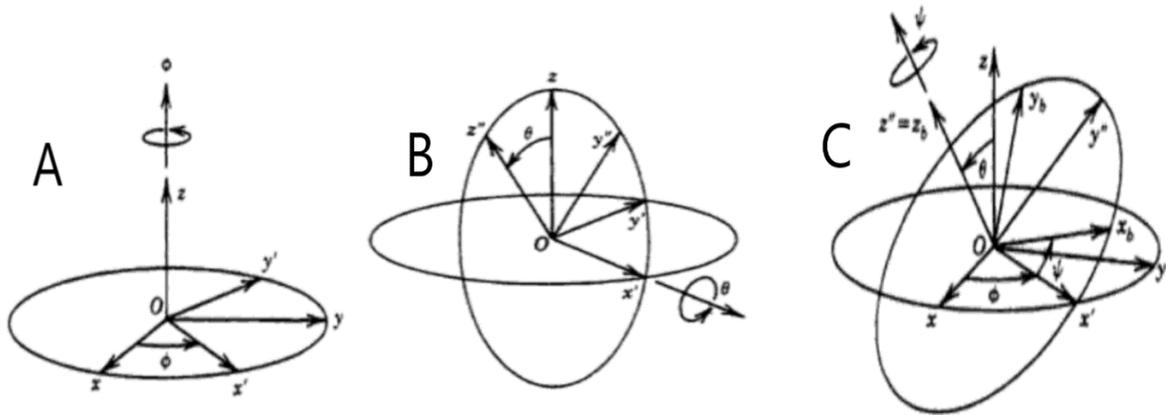


Figura N°01 Sistema de coordenadas fijo, móvil y ángulos de Euler
Fuente: Weisstein, Eric W. Euler Angles. MathWorld--A Wolfram. Recuperado de <https://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html>

De acuerdo al sistema de rotación de Euler, cualquier rotación de un cuerpo puede ser descrita por 3 ángulos, es decir, suponiendo que la rotación se puede definir en términos de matrices rotacionales A, B y C, la rotación general del cuerpo estará dada por la matriz de transformación:

$$R = A \cdot B \cdot C \quad (1)$$

Donde las matrices A, B y C se define como:

$$A = R_Z(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\phi & -\sin\phi & 0 \\ \sin\phi & \cos\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B = R_{x'}(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$C = R_{z''} = \begin{bmatrix} \cos\Psi & -\sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Reemplazando las definiciones en la ecuación, tenemos:

$$A = \begin{bmatrix} \cos\phi\cos\Psi - \sin\phi\cos\theta\sin\Psi & \sin\phi\cos\Psi + \cos\phi\cos\theta\sin\Psi & \sin\phi\sin\Psi \\ -\cos\phi\sin\Psi - \sin\phi\cos\theta\cos\Psi & -\sin\phi\sin\Psi + \cos\phi\cos\theta\cos\Psi & \sin\theta\cos\Psi \\ \sin\phi\sin\theta & -\cos\phi\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$$

Una vez definido los ángulos de Euler o, ángulos de Tait-Bryan cuando se habla en el campo geométrico, ya podemos aplicarlo en la navegación de un UAV para indicar la inclinación de la aeronave respecto de un sistema referencial que generalmente se define en el centro del UAV.

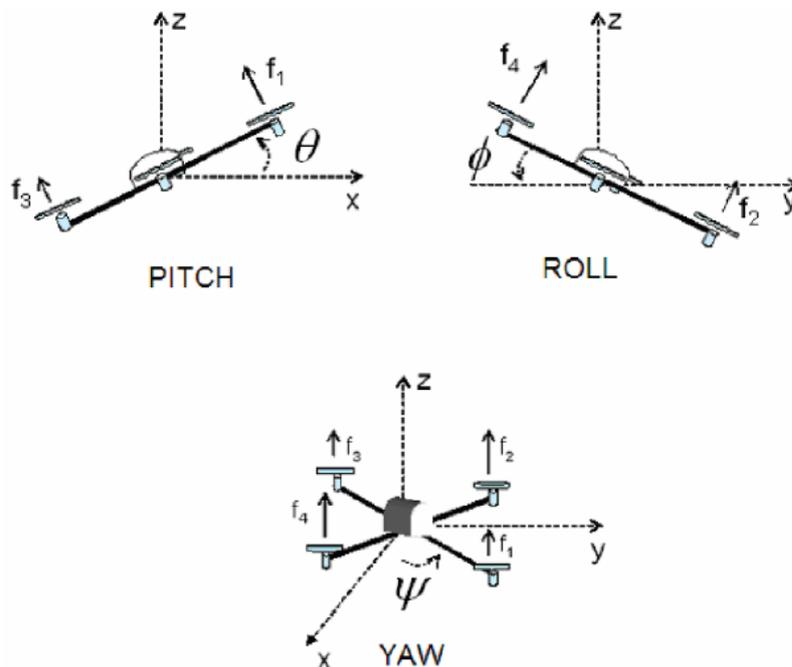


Figura N° 02 Ángulos Pitch, Roll y Yaw en un UAV

Fuente: Patricio Planells. Desarrollo del modelo dinámico de un cuatrirrotor y diseño de los sistemas de control de estabilización y seguimiento autónomo de trayectorias. Escuela Técnica Superior Ingenieros Industriales de Valencia, 2015.

En la figura N°02 se puede observar la rotación del UAV con respecto a sus 3 ejes de referencia, definiéndose los ángulos de cabeceo (pitch), alabeo (roll) y guiñada (yaw). El ángulo pitch (cabeceo) establece la rotación en torno al eje Y, el ángulo roll (alabeo) realiza el movimiento alrededor del eje X y el ángulo yaw (guiñada) lo hace respecto del eje Z.

2.2.2 Cinemática y dinámica de un UAV

Para poder diseñar un controlador que pueda responder de manera adecuada al comportamiento del sistema en un ambiente real, debemos utilizar un modelo matemático del UAV bien definido, en ese sentido, nos basaremos principalmente en el trabajo de investigación “Desarrollo del modelo dinámico de un cuatrirrotor y diseño de los sistemas de control de estabilización y seguimiento autónomo de trayectorias” realizado por Patricio Planells Ortí en el año 2015, en el que se toma en cuenta diversos tipos de interferencias, como las perturbaciones aerodinámicas y el efecto de Coriolis, que se presentan en un ambiente real obteniéndose un modelo matemático más preciso y confiable.

Para el análisis del movimiento del drone en el espacio se debe considerar un sistema de referencia no inercial el cual se localizará en la propia estructura del drone, con el objetivo de poder definir los ángulos de rotación que tendrá el drone con respecto al sistema de referencia no inercial que se encontrara en al tierra.

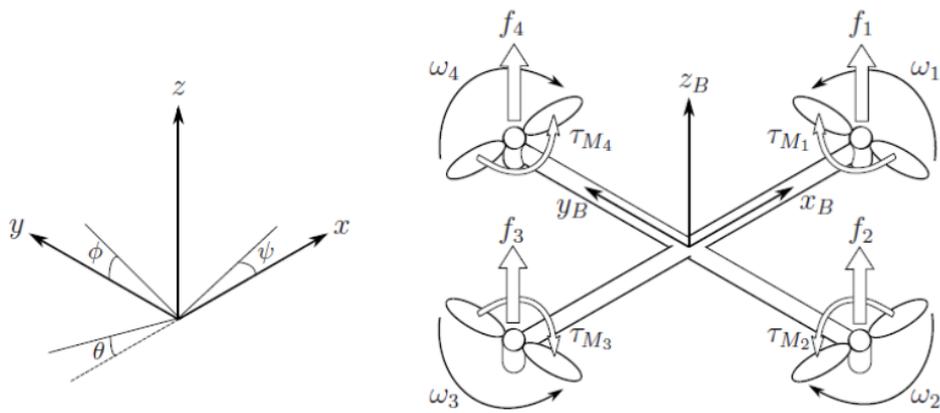


Figura N°03 Sistema de referencia en tierra (inercial, XYZ) y en el UAV (no inercial, X_B, Y_B, Z_B).

Fuente: Patricio Planells. Desarrollo del modelo dinámico de un cuatrirrotor y diseño de los sistemas de control de estabilización y seguimiento autónomo de trayectorias. Escuela Técnica Superior Ingenieros Industriales de Valencia, 2015.

Para el modelamiento matemático de la cinemática y dinámica del comportamiento del dron, definiremos algunas variables necesarias para su desarrollo:

$$\varepsilon = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad n = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad q = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ n \end{bmatrix}$$

Donde:

ε : Vector de posición del UAV

n : Vector de ángulos de Euler para el UAV

q : Vector de agrupación

Como se explicó anteriormente en el apartado de los Ángulos de Euler, se necesita de una matriz de transformación para poder pasar las rotaciones que se generan en el sistema no inercial al del sistema inercial localizado en tierra, tomando en cuenta los sistemas de referencia de la figura N°03, la matriz de rotación se definirá de la siguiente manera:

$$R = \begin{bmatrix} \cos\Psi\cos\theta & \cos\Psi\sin\theta\sin\phi - \sin\Psi\cos\phi & \cos\Psi\sin\theta\cos\phi + \sin\Psi\sin\phi \\ \sin\Psi\cos\theta & \sin\Psi\sin\theta\sin\phi + \cos\Psi\cos\phi & \sin\Psi\sin\theta\cos\phi - \cos\Psi\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (2)$$

También necesitaremos una matriz que transforme las velocidades del sistema no inercial a sistema inercial o viceversa, esta se definirá como:

$$\dot{n} = W_n^{-1} * w$$

$$W_n^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi\tg\theta & \cos\phi\tg\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi/\tg\theta & \cos\phi/\cos\theta \end{bmatrix}$$

O también,

$$W_n = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

Además, al tener un UAV en la configuración de quadcopter, donde sus cuatro brazos están alineados a los ejes de referencia, se obtendrá una matriz inercial diagonal [4]:

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

Para poder transformar los momentos de inercia del sistema no inercial al sistema inercial tendremos que utilizar la matriz jacobiana de transformación, la cual se define de la siguiente manera:

$$J(n) = W_n^T * I * W_n = J \quad (5)$$

Utilizando las ecuaciones (3) y (4), tenemos:

$$J = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ -\sin\theta & \cos\theta\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}$$

$$= \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xx}\text{sen}\theta \\ 0 & I_{yy}\cos^2\phi + I_{zz}\text{sen}^2\phi & (I_{yy} - I_{zz})\cos\phi\text{sen}\phi\cos\theta \\ -I_{xx}\text{sen}\theta & (I_{yy} - I_{zz})\cos\phi\cos\theta\text{sen}\phi & I_{xx}\text{sen}^2\phi + I_{yy}\text{sen}^2\phi\cos^2\theta + I_{zz}\cos^2\phi\cos^2\theta \end{bmatrix}$$

Como se puede observar en la figura N°03, la velocidad angular del rotor i , denotada por w_i , genera una fuerza de empuje f_i en la dirección del eje del rotor. Además, la velocidad como aceleración angular del rotor originar un par τ_{M_i} alrededor del eje del motor [4], entonces tenemos:

$$f_i = k \cdot w_i^2 \quad (6)$$

$$\tau_{M_i} = b \cdot w_i^2 + I_{M_i} \cdot \dot{w}_i \quad (7)$$

Donde:

f_i : Fuerza en dirección del eje del motor "i".

k : Cte. de sustentación

w_i : Velocidad del rotor "i"

τ_{M_i} : Par del rotor "i"

b : Cte. de arrastre

I_{M_i} : Momento de inercia del rotor "i"

Además, se creará las matrices τ_B y T , las cuales agruparán los pares τ_ϕ (par en roll), τ_θ (par en pitch) y τ_ψ (par en yaw) con respecto a sistema inercial y el par necesario para que el drone se pueda elevar (throttle), respectivamente. [4]

$$T = \sum_{i=1}^4 f_i = k \cdot \sum_{i=1}^4 w_i^2 = U_1 \quad (8)$$

$$T = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k \cdot (w_1^2 + w_2^2 + w_3^2 + w_4^2) \end{bmatrix}$$

Además:

$$\tau_B = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (9)$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} l(f_3 - f_1) \\ l(f_4 - f_2) \\ l(-f_1 + f_2 - f_3 + f_4) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} l * k * (w_3^2 - w_1^2) \\ l * k * (w_4^2 - w_2^2) \\ l * k * (-w_1^2 + w_2^2 - w_3^2 + w_4^2) \end{bmatrix}$$

$$\tau_B = \begin{bmatrix} l * U_2 \\ l * U_3 \\ l * U_4 \end{bmatrix}; U_4 = b * (-w_1^2 + w_2^2 - w_3^2 + w_4^2)$$

Donde:

l : Distancia entre el rotor y el cetro del drone

Utilizaremos el Lagrangiano, que es una función escalar que se define como la diferencia entre la energía cinética y potencial de un sistema mecánico, ya que nos permite obtener la evolución temporal, las leyes de conservación y otras propiedades importantes de un sistema dinámico.[6][7] Para ello tendremos que definir previamente los términos de esta función.

- Energía rotacional:

$$E_R = \frac{1}{2} * I * w^2 \quad (10)$$

Como el cuerpo en estudio es el drone y este posee 3 velocidades angulares (roll, pitch y yaw), la ecuación general para este sistema quedaría:

$$E_R = \frac{1}{2} * \dot{n} * J * \dot{n} \quad (11)$$

- Energía traslacional:

$$E_T = \frac{1}{2} * m * v^2 \quad (12)$$

Como el drone se desplaza en tres dimensiones, la ecuación general para el sistema quedaría:

$$E_T = \frac{1}{2} * m * \dot{\epsilon}^T * \dot{\epsilon} \quad (13)$$

Asimismo, debemos mencionar la energía potencial que almacena el dron para cuando realiza un trabajo en contra de una fuerza, en este caso la fuerza de gravedad:

$$E_P = m * g * Z \quad (14)$$

Donde:

Z: Altura a la cual se eleva el dron

Finalmente, el Lagrangiano se definirá como:

$$\mathcal{L}(q, \dot{q}) = E_R + E_T - E_P = \frac{1}{2} * \dot{n} * J * \dot{n} + \frac{1}{2} * m * \dot{\epsilon} * \dot{\epsilon} - m * g * Z \quad (15)$$

Una vez definido el Lagrangiano, el modelo matemático del sistema total se obtendrá aplicando la ecuación de Euler-Lagrange, sabiendo las fuerzas externas en el sistema deben ser nulas, entonces:

$$\begin{bmatrix} f \\ \tau \end{bmatrix} = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \dot{q}} \right) - \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial q} \right) \quad (16)$$

Donde f es la fuerza traslacional aplicada al vehículo debido a la entrada de control principal.

Además, como las componentes lineales y angulares no son dependientes están se pueden definir por separado, entonces para la primera componente podemos escribir:

$$f = R * T_B = m * \ddot{\epsilon} + m * g * \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (17)$$

Donde " b " es la constante de arrastre, R es la matriz rotacional y T_B es la matriz definida previamente en la ecuación (12).

Restándole el efecto de arrastre a la ecuación (21) y despejando $\ddot{\epsilon}$, quedaría:

$$\ddot{\mathbf{e}} = \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = -g * \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} + \frac{\tau}{m} * \begin{bmatrix} \cos\Psi \text{sen}\theta \cos\phi + \text{sen}\Psi \text{sen}\phi \\ \text{sen}\Psi \text{sen}\theta \cos\phi - \cos\Psi \text{sen}\phi \\ \cos\theta \cos\phi \end{bmatrix} - \frac{1}{m} \begin{bmatrix} A_x & 0 & 0 \\ 0 & A_y & 0 \\ 0 & 0 & A_z \end{bmatrix} \quad (18)$$

Para la segunda componente, tenemos:

$$\tau = \tau_B = J * \ddot{n} + \frac{d}{dt}(J) * \dot{n} - \frac{1}{2} \frac{\partial}{\partial n} (\dot{n}^T * J * \dot{n}) = J * \ddot{n} + C(n, \dot{n}) * \dot{n} \quad (19)$$

Donde $C(n, \dot{n})$ es el término de Coriolis que contiene los efectos giroscópicos y centrífugos asociados con "n" y se define como:

$$C(n, \dot{n}) = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{bmatrix} \quad (20)$$

Donde:

$$C_{11} = 0$$

$$C_{12} = (I_{yy} - I_{zz}) * (\dot{\theta} \cos\phi \text{sen}\phi + \dot{\Psi} \text{sen}^2\phi \cos\theta) + (I_{zz} - I_{yy}) * \dot{\Psi} \cos^2\phi \cos\theta - (I_{xx}) * \dot{\Psi} \cos\theta$$

$$C_{13} = (I_{zz} - I_{yy}) * (\dot{\Psi} \cos\phi \text{sen}\phi \cos^2\theta)$$

$$C_{21} = (I_{zz} - I_{yy}) * (\dot{\theta} \cos\phi \text{sen}\phi + \dot{\Psi} \text{sen}\phi \cos\theta) + (I_{yy} - I_{zz}) * \dot{\Psi} \cos^2\phi \cos\theta - (I_{xx}) * \dot{\Psi} \cos\theta$$

$$C_{22} = (I_{zz} - I_{yy}) * \dot{\phi} \cos\phi \text{sen}\phi$$

$$C_{23} = -(I_{xx}) * \dot{\Psi} \text{sen}\theta \cos\theta + (I_{yy}) * \dot{\Psi} \text{sen}^2\phi \text{sen}\theta \cos\theta + (I_{zz}) * \dot{\Psi} \cos^2\phi \text{sen}\theta \cos\theta$$

$$C_{31} = (I_{yy} - I_{zz}) * (\dot{\Psi} \cos^2\theta \text{sen}\phi \cos\phi) - (I_{xx}) * \dot{\theta} \cos\theta$$

$$C_{32} = (I_{zz} - I_{yy}) * (\dot{\theta} \cos\phi \text{sen}\phi \text{sen}\theta + \dot{\phi} \text{sen}^2\phi \cos\theta) + (I_{yy} - I_{zz}) * \dot{\phi} \cos^2\phi \cos\theta + (I_{xx}) * \dot{\Psi} \text{sen}\theta \cos\theta - (I_{yy}) * \dot{\Psi} \text{sen}^2\phi \text{sen}\theta \cos\theta - (I_{zz}) * \dot{\Psi} \cos^2\phi \text{sen}\theta \cos\theta$$

$$C_{33} = (I_{yy} - I_{zz}) * \dot{\phi} \cos\phi \text{sen}\phi \cos^2\theta + (I_{yy}) * \dot{\theta} \text{sen}^2\phi \cos\theta \text{sen}\theta - (I_{zz}) * \dot{\theta} \cos^2\phi \cos\theta \text{sen}\theta + (I_{xx}) * \dot{\theta} \cos\theta \text{sen}\theta$$

Finalmente, de la ecuación (19) tenemos:

$$\begin{aligned}\tau &= \tau_B = J * \ddot{n} + C(n, \dot{n}) * \dot{n} \\ \ddot{n} &= J^{-1} * (\tau_B - C(n, \dot{n}) * \dot{n}) \\ \ddot{n} = \begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} &= J^{-1} * \left(\begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} - C(n, \dot{n}) * \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right)\end{aligned}\quad (21)$$

2.2.3 Técnicas de Control No Lineal

Las teorías de control que se utilizan habitualmente son la teoría de control clásica (también denominada teoría de control convencional), la teoría de control moderno y la teoría de control robusto. (Ogata, Ingeniería de control moderno, p.2). Esta teoría y sus respectivas técnicas de control se utilizan para modelos lineales o modelos no lineales que previamente se han tenido que linealizar. A continuación, se muestra la tabla informativa N°01 con algunos de los tipos de controladores para modelos lineales y no lineales.

Tabla N°01 Técnicas de control para modelos lineales y no lineales.

Técnicas de control	
Para modelos Lineales	Para modelos no Lineales
Lugar Geométrico de la Raíces	Control por realimentación de estados
Control P	Control Adaptativo No Lineal
Control PI, PD	Controlador por Redes Neuronales
Control PID	Control por función de Lyapunov de control
Control adaptativo por modelo de referencia	Control Difuso
Localización de Polos	Control por Algoritmos genéticos
Control óptimo	Control Backstepping

Fuente: Autoría Propia, UNAC - 2022.

No siempre es mejor que un modelo sea lo más exacto posible a su comportamiento dinámico. Tener en cuenta que mientras más complejo sea el modelo, más dificultoso será el análisis y diseño del sistema de control correspondiente. Lo recomendable es que el modelo del sistema mantenga las características dinámicas de interés para el rango de operación del sistema de control a diseñar. (Arturo Rojas Moreno, Control no lineal multivariable, p.1).

Existen diversas técnicas de control para sistemas no lineales, a continuación, se mencionaremos algunas de ellas.

- **Control Adaptativo por modelo de referencia (MRAC):** Este tipo de control se basa en un modelo de referencia que el controlador, de tipo adaptativo, debe seguir a pesar de la presencia de incertidumbre paramétrica (parámetros no modelados) y no paramétrica (efectos no lineales (efecto de Coriolis, efectos aerodinámicos, etc.) que no han sido tomados en el modelamiento) utilizando una ley de adaptación.
- **Control por Redes Neuronal:** En este tipo de control se utiliza un modelo basado en un conjunto de neuronas matemáticas las cuales están interconectadas entre sí en función a sus pesos sinápticos formando una red, luego de diseñada la red, esta debe ser entrenada (exponerla a datos empíricos) para poder ajustar el valor de sus pesos sinápticos y poder así obtener resultados precisos al introducir nueva data. Este tipo de control se utiliza generalmente para realizar predicciones o actuar en situaciones diversas donde el controlador debe decidir qué acción realizar en base a los datos analizados previamente.

- **Control Óptimo Cuadrático:** Este tipo de control busca optimizar una función objetivo o índice de costos, que generalmente se representa como el error entre la salida de la planta y la referencia deseada, en presencia de incertidumbres en los parámetros del sistema.
- **Control por Modos Deslizantes:** Se utiliza cuando no se logra identificar y modelar la planta de manera correcta o se tienen muchos parámetros no definidos, este controlador se basa en una ley de control no lineal de realimentación que conmuta a lo largo de una superficie que pertenece al espacio de estado del sistema, de forma tal que si una trayectoria de estado trata de desviarse de dicha superficie, entonces se aplica una fuerza de control con el propósito de hacer retornar a su superficie original. Por consiguiente, trayectorias de estado naturales del sistema controlado estarán restringidos a deslizarse a lo largo de su superficie.
- **Control por Backstepping:** Este tipo de control se utiliza cuando la planta puede ser definida mediante funciones recursivas, es decir, funciones definidas en sí mismas, en ese sentido, si una parte de la planta o subsistema del sistema general se puede estabilizar mediante una técnica de control diferente (por modos deslizantes, función de Lyapunov, etc.), entonces esta estabilización puede afectar al sistema general, debido a la recursividad de las funciones, mediante una serie de pasos definidos en el método Backstepping.
- **Control basado en los criterios de estabilidad de Lyapunov:** Este tipo de controlador se formaliza por la definición de una función de Lyapunov de control, al utilizar estas funciones de control se facilita el proceso de

estabilización de un sistema no lineal ya que existen diversas fórmulas de estabilización basadas en la función de control de Lyapunov como por ejemplo la Fórmula general de Sontag la cual nos permite definir una correcta función de control a partir de una función candidata de Lyapunov. En el presente trabajo de investigación desarrollaremos un controlador basado en la función de control de Lyapunov. En ese sentido, en la siguiente sección explicaremos con más detalle los criterios de estabilidad de Lyapunov y que características tiene una función candidata de Lyapunov.

2.2.4 Estabilidad según Lyapunov

En 1899 el matemático y físico ruso Alexander Lyapunov desarrolló una serie de métodos que permitieron definir la estabilidad de sistemas basados en las ecuaciones diferenciales que lo describen, entre ellos, están dos métodos importantes, el primero es el método indirecto de Lyapunov el cual utiliza las soluciones explícitas de las ecuaciones diferenciales de un sistema. El segundo es el método directo de Lyapunov, el cual ya no necesita de dichas soluciones y se basa en que si un sistema posee un estado de equilibrio en el origen y si existe una función escalar (función candidata de Lyapunov) que cumpla con ciertos requisitos entonces el estado de equilibrio en el origen es uniforme y asintóticamente estable. Cabe resaltar que estos criterios dan condiciones necesarias y suficientes en sistemas lineales, pero solo suficientes en sistemas no lineales, ya que los sistemas no lineales solo pueden llegar a la estabilidad en ciertos intervalos de trabajo. En el presente trabajo de investigación nos basaremos en el segundo método, es decir, el método directo de Lyapunov. A

continuación, explicaremos a más detalle los conceptos relacionados a este método.

a. Estabilidad de un sistema

Suponiendo la existencia de un sistema de control general autónomo de la forma:

$$\dot{x} = f(x)$$

Donde $x \in \mathbb{R}^n$ es un estado del sistema y el estado inicial $x_0 = x_e$ se encuentra en equilibrio, es decir, $f(x_0) = f(x_e) = 0$. Tomando en cuenta el punto de equilibrio podemos considerar a su alrededor una región esférica de radio r

$$\|x - x_e\| \leq r$$

Donde $\|x - x_e\|$ denota la norma, entonces:

- Sea $S(\delta)$ el conjunto definido por:

$$S(\delta) = \{x \in \mathbb{R}^n \mid \|x_0 - x_e\| \leq \delta\}$$

- Además, $S(\epsilon)$ sean todos los puntos tales que:

$$\|x(t) - x_e\| \leq \epsilon; \quad \forall t \geq t_0$$

Donde $\epsilon > 0, \delta(t_0, \epsilon) > 0$

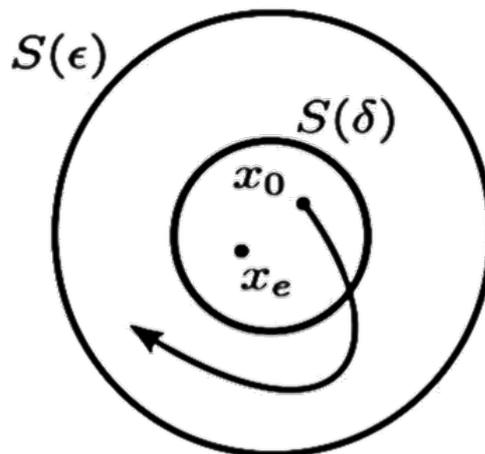


Figura N°04 Representación gráfica de la estabilidad de sistemas autónomos.
Fuente: César Chávez. Estabilidad de Lyapunov. Universidad Autónoma Aguascalientes, 2020.

A partir de la figura podemos decir lo siguiente:

- Un estado de equilibrio x_e del sistema es estable si para $S(\epsilon)$ existe un $S(\delta)$ tal que las trayectorias o soluciones del sistema que inicien en $S(\delta)$ no crucen o alcancen la región frontera de $S(\epsilon)$ aumentando t de forma indefinida.
- De la figura podemos observar que un estado de equilibrio x_e del sistema es asintóticamente estable si es estable en el sentido de Lyapunov y si cada solución que inicie dentro de $S(\delta)$ converge, sin salir de $S(\epsilon)$, hacia x_e conforme va aumentando t de forma indefinida.

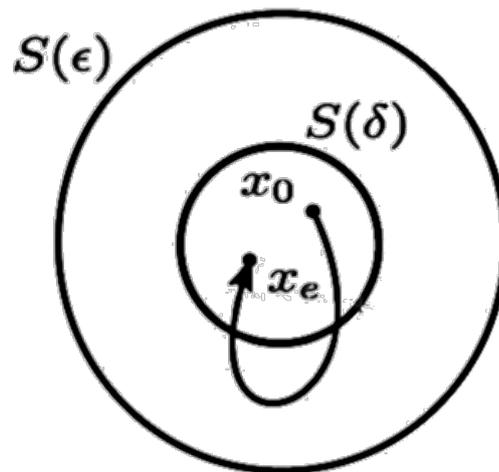


Figura N°05 Representación gráfica de un estado de equilibrio asintóticamente estable.

Fuente: César Chávez. Estabilidad de Lyapunov. Universidad Autónoma Aguascalientes, 2020.

- Finalmente, podemos decir que un estado de equilibrio x_e del sistema es inestable en el sentido de Lyapunov si para algún número real $\epsilon > 0$ y cualquier número real $\delta > 0$, siempre existirá un estado x_0 dentro de $S(\delta)$

tal que la trayectoria que inicie en ese estado salga de $S(\epsilon)$. Tal y como se muestra en la figura.

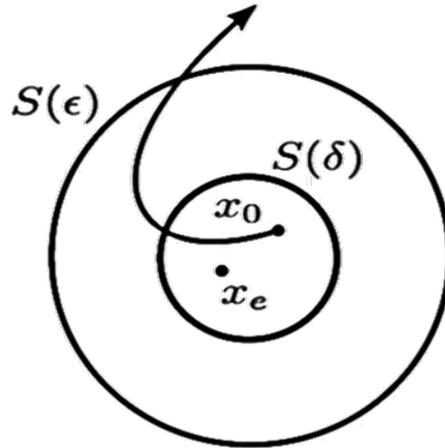


Figura N°06 Representación gráfica de un estado de equilibrio inestable.
Fuente: César Chávez. Estabilidad de Lyapunov. Universidad Autónoma Aguascalientes, 2020.

b. Función de Lyapunov

La función de Lyapunov es un tipo especial de función escalar $V(x)$, es de suma importancia en el análisis de la estabilidad y el diseño de sistemas de control. Una función de Lyapunov $V(x)$ para sistemas autónomos es una función definida positiva y deberá verificar las siguientes propiedades:

- i. $V(x)$ y sus primeras derivadas parciales

$$\frac{\partial V(x)}{\partial x} = \nabla V(x)$$

son continuas en una cierta región alrededor del origen.

- ii. $V(0) = 0$
- iii. Fuera del origen, pero siempre dentro de $S(\epsilon)$, $V(x)$ es positiva.
- iv. Su derivada es definida negativa o por lo menos semidefinida negativa.

$$\dot{V}(x) = \nabla V(x)\dot{x} = \nabla V(x)f(x) \leq 0 \text{ en } S(\epsilon)$$

Cabe resaltar que se dice que una función candidata de Lyapunov se considera estricta global o fuerte si cumple con todos los criterios descritos previamente y $\dot{V}(x) < 0$ por el contrario, si $\dot{V}(x) \leq 0$ se dice que la función es una función candidata de Lyapunov débil.

En la figura N°07 se puede observar un ejemplo de una función de Lyapunov de segundo orden. $V(x_1, x_2)$ es una región parabólica que al ser definida positiva se abre hacia arriba, por el contrario, si fuera definida negativa debería abrir hacia abajo. En ese sentido, $V(x)$ es definida negativa si $-V(x)$ es definida positiva. Además, $V(x)$ es semidefinida positiva si $V(0) = 0$ y $V(x) \geq 0$ para $x \neq 0$, de igual forma si $V(x)$ es semidefinida negativa si $-V(x)$ es semidefinida positiva.

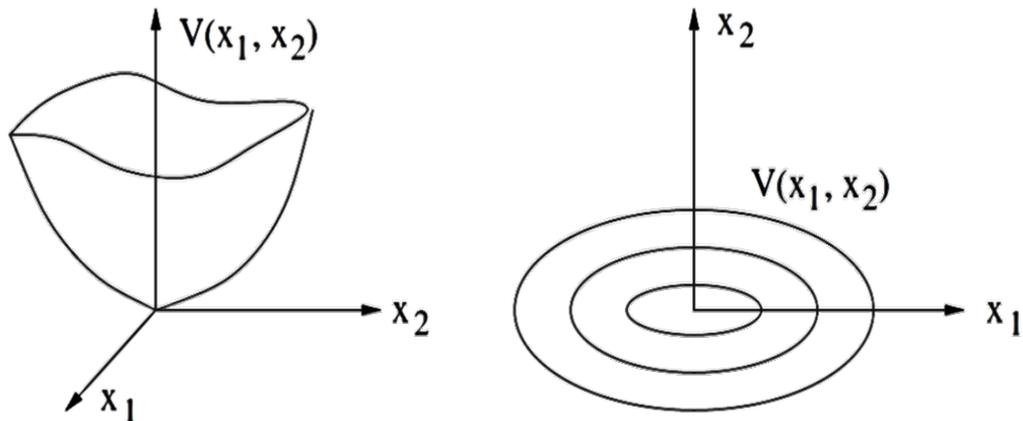


Figura N°07 Representación gráfica de una función de Lyapunov.
Fuente: Arturo Rojas Moreno. Control No Lineal Multivariable, 2011.

Por otro lado, para el campo matricial, si consideramos una matriz cuadrada "P" de orden $n \times n$. P es definida positiva ($P > 0$), es decir, $X^T P X > 0$, si la función cuadrática $X^T P X$ es definida positiva para $x \neq 0$.

También, X es definida positiva si todos los eigenvalores o valores propios son mayores que cero.

2.3 Base Conceptual

2.3.1 Trayectoria

Para el presente trabajo de investigación, nos referiremos a trayectoria como un historial en el tiempo de la posición, velocidad y aceleración del UAV.

2.3.2 Generación de trayectorias

Existen diversos métodos para calcular una trayectoria que describa el movimiento deseado del UAV en el espacio multidimensional. Lo que se busca con esa herramienta es evitar pedir al usuario que escribas funciones complicadas de espacio y tiempo para especificar la tarea a realizar, dicho de otra manera, se busca tener la capacidad de especificar trayectorias con simples descripciones del movimiento deseado u dejar que el sistema desarrolle los detalles.

2.3.3 Tiempo de estabilización

Se le llamará al tiempo en el que el sistema pueda generar errores que tiendan aproximadamente a cero.

2.3.5 Puntos Vía

Se definirá como puntos intermedios entre las posiciones inicial y final. Cabe resaltar que el termino punto hace referencia a una matriz que proporciona la posición y orientación del UAV.

2.4 Definición de términos básicos

2.4.1 Matriz Jacobiana

El jacobiano es una forma multidimensional de la derivada. (Jhon J. Craig, Robótica, p. 149). El jacobiano es una matriz formada por las derivadas parciales de una función multivariable.

Supongamos que tenemos la siguiente función:

$$y_1 = f_1(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)$$

$$y_2 = f_2(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)$$

⋮

$$y_6 = f_6(x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6)$$

O escrita matricialmente como:

$$Y = F(X)$$

donde:

$$Y = [y_1, y_2, y_3, y_4, y_5, y_6]$$

$$X = [x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6]$$

Para poder hallar el jacobiano de la función, primero debemos hallar las derivadas parciales, es decir, los diferenciales de y_i en función de x_j :

$$\delta y_1 = \frac{\partial f_1}{\partial x_1} \delta x_1 + \frac{\partial f_1}{\partial x_2} \delta x_2 + \dots + \frac{\partial f_1}{\partial x_6} \delta x_6$$

$$\delta y_2 = \frac{\partial f_2}{\partial x_1} \delta x_1 + \frac{\partial f_2}{\partial x_2} \delta x_2 + \dots + \frac{\partial f_2}{\partial x_6} \delta x_6$$

⋮

$$\delta y_6 = \frac{\partial f_6}{\partial x_1} \delta x_1 + \frac{\partial f_6}{\partial x_2} \delta x_2 + \dots + \frac{\partial f_6}{\partial x_6} \delta x_6$$

Finalmente, escrito en la forma matricial:

$$\delta Y = \frac{\partial F}{\partial X} \delta X \tag{22}$$

Esta matriz de 6×6 de derivadas parciales en la ecuación (22), es a lo que llamamos matriz Jacobiano (J). Se puede observar, que si las funciones $f_1(X)$ a

$f_6(X)$ son no lineales, entonces las derivadas parciales son una función de las x_i :

$$\delta Y = J(X)\delta X$$

Si se divide ambos lados por el elemento tiempo diferencial, podemos obtener el jacobiano como una matriz para transformar las velocidades en X a las velocidades de Y :

$$\dot{Y} = J(X)\dot{X}$$

Esto quiere decir que, para cualquier instante de tiempo, $J(X)$ tendrá un valor determinado en función de los valores de X en ese instante, es decir, en el transcurso del tiempo las variaciones de X también modificarán la matriz jacobiana de transformación.

La matriz Jacobiano es muy utilizada en robótica, ya que pueden definirse de cualquier dimensión (incluyendo los no cuadrados). El número de filas es igual al número de grados de libertad en el espacio articular que se esté considerando. El número de columnas está definido por el número de variables de estado que se considere en el sistema. En ese sentido, utilizaremos esta definición para transformar el movimiento de un espacio de trabajo a otro.

2.4.2 Valor propio

Conocido también con el término de autovalor, eigenvalor o valor propio. Consideremos un espacio vectorial $(V, +, \cdot, K, \cdot)$ y un endomorfismo

$$f: V \rightarrow V$$

Podemos definir que, el escalar $\lambda \in K$ es un valor propio de f si y solo si existe un vector no nulo $x \in V$, tal que $f(x) = \lambda x$.

En ese sentido, todo vector no nulo que satisfaga la condición anterior se llamará vector propio de f , asociado al valor propio de λ .

De la misma manera en el campo matricial, el escalar $\lambda \in K$ es un valor propio de la matriz $A \in K^{n \times n}$ si y solo si existe un vector no nulo $X \in K^n$, tal que $AX = \lambda X$.

2.4.3 Sistema autónomo

Se define un sistema no lineal de la forma:

$$\dot{x} = f(x, t), x \in \mathbb{R}^n \wedge t \in \mathbb{R}^+ \quad (23)$$

donde x es el vector de estado y $f(x, t)$ es un vector cuyos elementos son funciones de x_1, x_2, \dots, x_n y de t .

Entonces decimos que, un sistema es autónomo cuando este no depende del tiempo, es decir, si $f(x, t) = f(x)$, entonces la ecuación (23) se convierte en:

$$\dot{x} = f(x), x \in \mathbb{R}^n$$

III. HIPÓTESIS Y VARIABLES

3.1 Hipótesis

3.1.1 Hipótesis general

La aplicación de técnicas de control no lineal permitirá que el UAV pueda seguir las trayectorias deseadas de manera autónoma.

3.1.2 Hipótesis específicos

- La aplicación de la función de control de Lyapunov permitirá optimizar el proceso de diseño del sistema de seguimiento de trayectorias del dron.
- El modelo matemático del dron es de gran importancia en el diseño y simulación del sistema de seguimiento de trayectorias.
- El espacio de pruebas y las condiciones externas influye en el seguimiento de trayectorias del dron.

3.2 Definición de Variables

Las variables del presente proyecto de investigación son:

- a. **Variable dependiente (m):** Navegación autónoma de un dron.

Sus dimensiones son:

- i. Estimar el tiempo necesario para realizar una trayectoria
- ii. Trazar la trayectoria de vuelo

- b. **Variable independiente (n):** Diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando la función de control de

Lyapunov. Sus dimensiones son:

- i. Comprobar la estabilidad del sistema de seguimiento de trayectorias.
- ii. Estimar el tiempo de autonomía del dron

3.2.1 Operacionalización de las Variables

Para demostrar y comprobar la hipótesis, la operacionalizamos, obteniéndose las variables y los indicadores que a continuación se indican:

Tabla N°02. Operacionalización de variables.

Variable	Dimensiones	Indicadores
Diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando la función de control de Lyapunov	Comprobar la estabilidad del sistema de seguimiento de trayectorias	Análisis del comportamiento del sistema
		Gráficas de la simulación del sistema
	Estimar el tiempo necesario para realizar una trayectoria.	Trayectoria objetivo
		Simulaciones del sistema
Navegación autónoma de un UAV	Estimar el tiempo de autonomía del drone	Cálculo técnico.
	Seguimiento de la trayectoria de vuelo	Trayectoria objetivo
		Respuesta en el tiempo del sistema

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

IV. DISEÑO METODOLÓGICO

4.1 Tipo de investigación

La investigación es del tipo científica aplicada ya que se utilizará teorías existentes y comprobadas para solucionar un problema particular en una realidad existente. Debido a que se estudiará el comportamiento del objeto de estudio ante la manipulación de variables en un ambiente controlado con el fin de observar las conductas de respuesta, se puede considerar también como una investigación del tipo experimental.

4.2 Diseño de la investigación

El presente proyecto de investigación se realizará el desarrollo teórico y la simulación del sistema. Para lograr los objetivos trazados en esta investigación, se procederá con los siguientes pasos:

- a) Se estudiará diversos modelos matemáticos de la dinámica de un UAV y se escogerá el más adecuado tomando en cuenta los parámetros que incluyen en el modelamiento.
- b) Se comentará las diversas técnicas de control No Lineal existentes y se estudiará a profundidad la técnica de control basado en la función de control de Lyapunov, la cual utilizaremos para el diseño del controlador, asimismo definiremos la matriz de estado que utilizaremos como referencia para poder lograr el control del dron.
- c) Diseñaremos e implementaremos el controlador en el software Simulink del Matlab y en el IDE de Arduino, además simularemos las trayectorias del dron, para ello crearemos el bloque que simulará el comportamiento

del dron físico basándonos en el modelo matemático desarrollado en 2.2.2.

- d) Una vez que se haya realizado la simulación y verificado que los resultados son los esperados, se procederá con la implementación del sistema. Para ello, seleccionaremos y estudiaremos los materiales a utilizar en base a los requerimientos del sistema.
- e) Se analizará los resultados y de ser necesario, se ajustará ciertos parámetros del controlador para lograr la estabilidad sistema.
- f) Finalmente, se comentará las conclusiones y recomendaciones para trabajos futuros de mejoras del sistema.

4.2.1 Diseño del controlador

Como se explicó anteriormente el objetivo principal del sistema de control es que el dron pueda seguir una trayectoria definida previamente, para ello se tendrá que hallar las velocidades necesarias con cuales el dron pueda situarse en una posición y orientación deseada en un instante de tiempo, esta correlación que existe entre las variables de entrada y de salida corresponde claramente al tipo de cinemática inversa en la cual se busca las velocidades o posiciones necesarias para que el robot se sitúe en la posición y orientación deseada. En ese sentido, existen diversos algoritmos de control para un sistema con una configuración de cinemática inversa, algunos de estos son el algoritmo utilizando la pseudo-inversa del Jacobiano, utilizando la transpuesta del Jacobiano o utilizando los errores de orientación.[7] En el presente trabajo nos enfocaremos en el algoritmo de la pseudo-inversa del Jacobiano ya que nos facilita analizar la

estabilidad del sistema mediante el análisis de estabilidad asintótica del error utilizando criterios de la Lyapunov.

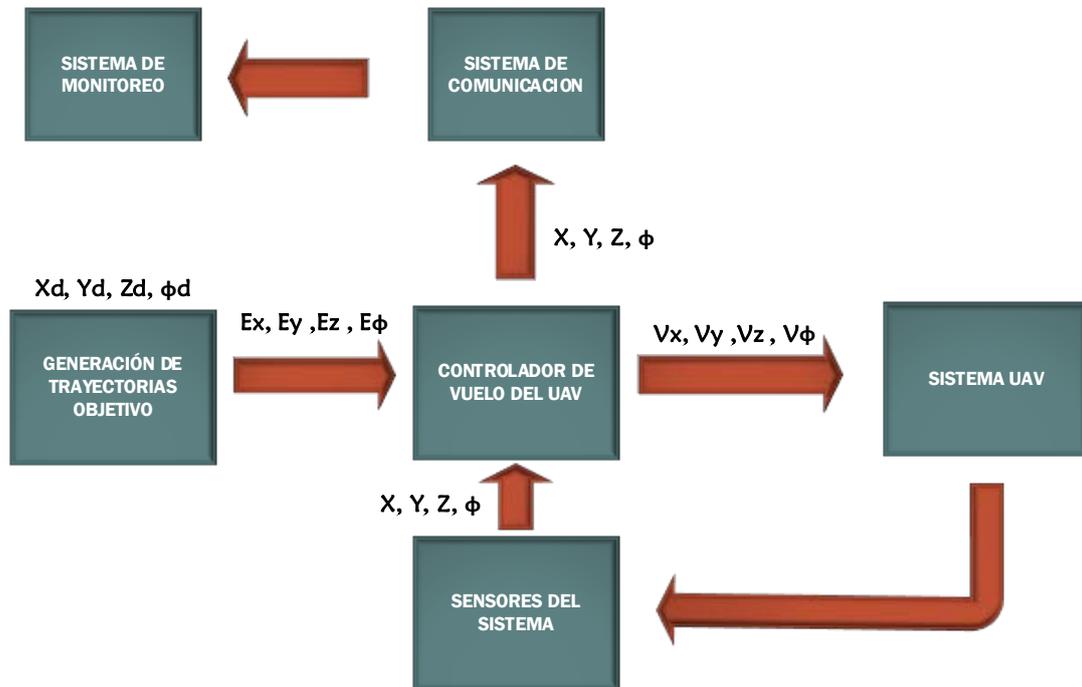


Figura N°08 Diagrama de bloques del sistema de seguimiento de trayectorias.
Fuente: Autoría Propia, UNAC - 2022.

De los subsistemas mostrados en la figura N°08 podemos mencionar lo siguiente, el bloque llamado “Controlador de vuelo del UAV” hace referencia a las ecuaciones de control derivadas de la función de control de Lyapunov. El bloque de “Subsistema de comunicación” hace referencia a las funciones que se encargan de enviar los datos de los sensores montados en el dron hacia la computadora de control, en ese sentido el bloque “Subsistema de monitoreo” hace referencia a la computadora de control donde se observa el funcionamiento del dron. Por otra parte, el bloque “Subsistema de generación de trayectorias deseadas” involucra las ecuaciones paramétricas de las trayectorias definidas.

4.2.2.1) Cinemática del sistema

Para poder analizar la cinemática inversa de nuestro sistema partiremos de la cinemática directa en ese sentido, un sistema que se analiza con la cinemática directa se define básicamente con la siguiente ecuación:

$$\dot{x}_d = v = J_A \cdot \dot{q} \quad (24)$$

Donde:

v : vector compuesto por las velocidades en el espacio operacional.

J_A : Matriz Jacobiana del sistema (espacio articular a espacio operacional).

\dot{q} : vector compuesto por las velocidades en el espacio de articular.

Tomando en cuenta que la entrada de nuestro sistema será las coordenadas de las trayectorias que se desea que siga el dron, partiremos de la ecuación (24) para obtener las ecuaciones que describen un sistema de cinemática inversa, en ese sentido, despejando y dejando las velocidades necesarias en función de las velocidades deseadas, tenemos:

$$\dot{q} = J_A^{-1} \cdot v \quad (25)$$

Como en cinemática se trabaja generalmente con velocidades y nosotros ingresaremos al sistema de control las posiciones deseadas, es decir, un conjunto de posiciones que el dron deberá seguir, debemos derivar previamente estas posiciones antes de ingresarlas al controlador.

Basándonos en la ecuación (25) podemos observar que la salida de nuestro sistema, el vector de velocidades necesarias, ya está en funciones del vector de velocidades deseadas. En ese sentido, podemos decir que ya estamos en el campo de la cinemática inversa.

A partir de la ecuación (25) podemos obtener las posiciones deseadas del sistema, esto se logra integrando esta ecuación. Utilizando la integración discreta, obtenemos:

$$q(t_{k+1}) = q(t_k) + J_A^{-1}(q(t_k)) \cdot v(t_k) \cdot \Delta t \quad (26)$$

Por otro lado, sabemos que las velocidades necesarias para que el dron pueda realizar la trayectoria deseada dependen de la magnitud del error, entonces:

$$\dot{q} = f(e) \quad ; \quad e = x_d - x$$

Derivando tenemos:

$$\dot{e} = \dot{x}_d - \dot{x} \quad (27)$$

Donde:

x_d : Vector de posiciones deseadas

x : Vector de posiciones en cada instante de tiempo.

Ya que el movimiento del dron se realiza en el espacio operacional, esto podemos expresarlo en la siguiente:

$$x = J_A \cdot q$$

Derivando y asumiendo que la matriz Jacobiana es constante, tenemos:

$$\dot{x} = J_A \cdot \dot{q} \quad (28)$$

Reemplazando la ecuación (28) en la ecuación (27), tenemos:

$$\dot{e} = \dot{x}_d - J_A \cdot \dot{q} \quad (29)$$

La ecuación (29) es la ecuación diferencial que describe la evolución del error a lo largo de toda la trayectoria. Es necesario elegir una acción de control basada en la relación entre \dot{q} y e que asegure la convergencia del error a cero del sistema

[6]. En ese sentido, para determinar la acción de control nos basaremos en el algoritmo de la pseudo-inversa del Jacobiano, que se deduce de la ecuación (25) la cual que describe la cinemática inversa del sistema. Este algoritmo define básicamente lo siguiente:

$$\dot{q} = J_A^{-1} \cdot (\dot{x}_d + K \cdot e) \quad (30)$$

Donde K es la matriz de ganancias definida positiva y e es el error durante la trayectoria.

La ecuación (30) incluye una matriz positiva K que generalmente es una matriz diagonal, esta nos servirá como matriz de ajuste para poder sintonizar el controlador en función de error a lo largo de toda la trayectoria.

Además, como el sistema se trabaja en tiempos discretos, dependiendo del tiempo de muestreo que coloquemos en nuestro sistema, existirá un límite para el valor propio máximo de K que garantizará que el sistema tenga la estabilidad asintótica.

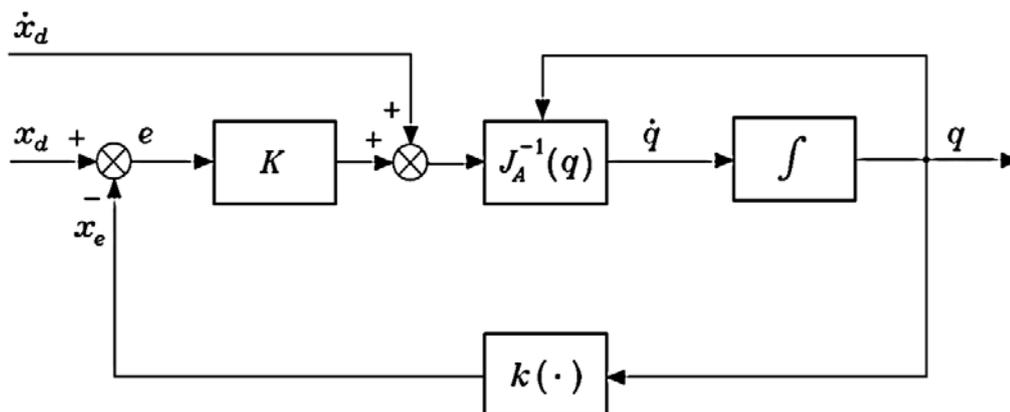


Figura N°09 Diagrama de bloques del sistema de control.
 Fuente: Bruno Siciliano, Lorenzo Sciavicco, Luigi Villani, Giuseppe Oriolo.
 Robotics: Modelling, Planning and Control, 2010.

En la figura N°09 podemos observar el diagrama de bloques del algoritmo de cinemática inversa que se implementará en el controlador, como se comentó líneas más arriba, k es la matriz de ganancias definida positiva con la cual se realizará el ajuste de estabilidad, el término J_A^{-1} ayudará con la estabilidad del sistema, debemos notar también que, a la salida del bucle tenemos un integrador cuya salida ingresa al sistema, esto nos garantiza un error en estado estacionario nulo para puntos de referencia constante $\dot{x}_d = 0$, el bloque $K(\cdot)$ hace referencia a la función de cinemática directa que transforma las variables del espacio operacional al espacio articular y poder así computar las posiciones. Asimismo, la retroalimentación generada por un \dot{x}_d variable nos permite mantener un $e = 0$ durante toda la trayectoria, independientemente de la trayectoria de referencia deseada $x_d(t)$.

4.2.2.2) Estrategia de control

Una vez analizado el algoritmo de control a utilizar definiremos una serie de variables que puedan capturar todos los parámetros del dron necesarios para su control, en ese sentido, definiremos el vector $v = [v_f, v_l, v_z, v_\varphi]$ conformado por las velocidades frontal (v_f), lateral (v_l), de elevación (v_z) y de rotación Yaw (v_φ) con las que el dron tendrá que viajar para realizar la ruta deseada, cabe resaltar que estas velocidades serán tangentes a la trayectoria en todo momento.

Asimismo, definimos algunos vectores de interés tales como el vector posición actual $P_e = [x_e, y_e, z_e, \varphi_e]$, el cual guarda las posiciones actuales en cada instante de tiempo, entendiendo que para un $t = 0$ tenemos que $P_e = P_i$, es decir, la

posición inicial; el vector posición deseada $P_d = [x_d, y_d, z_d, \varphi_d]$ que guardará las coordenadas de los puntos de la trayectoria deseada en cada instante de tiempo, en base a esto podemos hallar el error de posición:

$$e = P_d - P_i = [e_x, e_y, e_z, e_\varphi] \quad (32)$$

En la figura N°09 podemos observar una explicación gráfica simplificada de las variables a lo largo de una trayectoria. En consecuencia, obedeciendo al algoritmo de control explicado en el apartado anterior, obtendremos nuestro controlador de la siguiente manera:

$$v = J^{-1} \cdot (\dot{P}_d + K \cdot e) \quad (33)$$

Donde:

v : Velocidades necesarias para el control del drone

J : Jacobiano simplificado del sistema

\dot{P}_d : Velocidades deseadas, se generan a partir de la trayectoria deseada

k : Matriz diagonal de ajuste del sistema

e : Error de posición a lo largo de la trayectoria.

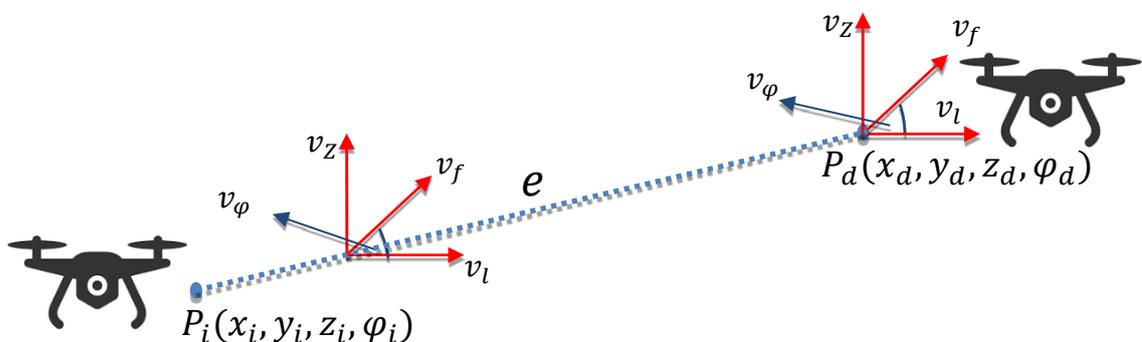


Figura N°10 Representación gráfica del sistema de navegación.
Fuente: Autoría Propia, UNAC - 2022.

Finalmente, reemplazando los términos en la ecuación (33), obtendremos el sistema matricial que utilizaremos para simular el sistema en Simulink:

$$v = \begin{bmatrix} v_f \\ v_l \\ v_z \\ v_\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\varphi) & -\text{sen}(\varphi) & 0 & 0 \\ \text{sen}(\varphi) & \cos(\varphi) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^{-1} * \begin{bmatrix} \dot{x}_d \\ \dot{y}_d \\ \dot{z}_d \\ \dot{\varphi}_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & k_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & k_4 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_z \\ e_\varphi \end{bmatrix} \quad (24)$$

4.2.2.3) Análisis de Estabilidad del sistema

Para analizar la estabilidad del sistema nos basaremos en los conceptos revisados previamente en el apartado **2.2.4**, donde se define ciertos requisitos para poder definir la función de control de Lyapunov, la cual nos ayudará a determinar una dependencia $v(e)$ que nos garantice una estabilidad asintótica del error del sistema. En ese sentido, debemos escoger una función candidata de Lyapunov que cumpla básicamente con los siguientes criterios:

- $v(e)$ debe ser definida positiva, $v(e) > 0$; $\forall e \neq 0$
- $v(0) = 0$
- $\dot{v}(e) < 0$

Existen diversas funciones que podemos escoger para garantizar estos criterios, en nuestro caso utilizaremos una función cuadrática de la forma:

$$v(e) = e^T M e \quad (35)$$

tomando en cuenta que e es una matriz columna de $n \times 1$ y M es una matriz simétrica positiva de $n \times n$, derivando la ecuación (35) se tiene:

$$\dot{v}(e) = 2e^T M \dot{e} \quad (36)$$

reemplazando la ecuación (27) en la ecuación (36), tenemos:

$$\dot{v}(e) = 2e^T M (\dot{x}_d - \dot{x})$$

$$\dot{v}(e) = 2e^T M \dot{x}_d - 2e^T M \dot{x} \quad (37)$$

Reemplazando la ecuación (28) en la ecuación (37), tenemos:

$$\dot{v}(e) = 2e^T M \dot{x}_d - 2e^T M J_A \dot{q} \quad (38)$$

Reemplazando la ecuación (30) en la ecuación (38), tenemos:

$$\begin{aligned} \dot{v}(e) &= 2e^T M \dot{x}_d - 2e^T M J_A (J_A^{-1} \cdot (\dot{x}_d + K \cdot e)) \\ \dot{v}(e) &= 2e^T M \dot{x}_d - 2e^T M I (\dot{x}_d + K \cdot e) \\ \dot{v}(e) &= 2e^T M \dot{x}_d - 2e^T M \dot{x}_d - 2e^T M \cdot K \cdot e \\ \dot{v}(e) &= -2e^T M \cdot K \cdot e \end{aligned} \quad (39)$$

De la ecuación (39) verificamos que se cumple la tercera condición, al tener que las matrices M y K son positivas.

4.2.2) Planificación de trayectorias

Una trayectoria es un conjunto de puntos geométricos dados en el espacio articular o en el espacio operacional acompañados de una ley temporal especificada los cuales pueden ser expresados en términos de velocidades o aceleraciones en cada punto, el objetivo principal de la planificación de trayectorias es generar las referencias de entrada al sistema de control las cuales aseguren que el drone realizará la trayectoria planificada. Para ello, generalmente debemos introducir ciertos parámetros que describen la trayectoria deseada.

La planificación de trayectorias consiste en generar una secuencia temporal de los valores resultantes de una función de interpolación, que generalmente es un polinomio, de la trayectoria deseada. Existen diversas técnicas para la

generación de trayectorias tales como el Movimiento punto a punto, en este caso se asignada los puntos inicial y final del camino que debe seguir el robot, o el Movimiento mediante secuencia de puntos, en este caso se asigna una secuencia de puntos finitos a lo largo del camino a seguir.

La generación de trayectorias se puede desarrollar tanto para el espacio articular como para el espacio operacional, en nuestro caso utilizaremos el espacio operacional para generar las trayectorias ya que existe mayor facilidad para computar las funciones que describirán la trayectoria a seguir.

Para poder generar los puntos de las trayectorias para nuestro debemos realizar una interpolación con secuencias de polinomios cúbicos, o secuencias con polinomios lineales - parabólicas.

Cuando ingresamos los puntos de la trayectoria objetivo, nuestro punto de control dentro del dron también realiza un movimiento que permite definir las características geométricas de la trayectoria y ley temporal base de la trayectoria objetivo.

4.2.2.1) Trayectoria Base

La trayectoria base \mathbf{I} hace referencia a la descripción paramétrica en el espacio de la trayectoria objetivo, podemos definirla de la siguiente manera:

$$p = f(\sigma) \tag{39}$$

Donde:

p : Secuencia de puntos que determinan la trayectoria base en el espacio.

σ : parámetro, puede variar entre σ_i, σ_f

También podemos definir la trayectoria base en función de la longitud de arco s que se genera a partir de los puntos p y p_i , donde p_i es decir:

$$p = f(s) \quad (40)$$

Donde:

s : Es la longitud de arco formado cuyos extremos varían en función de los puntos p asociados a la trayectoria Γ .

Asimismo, definiremos tres vectores unitarios para la caracterización de la trayectoria Γ . El primer vector t , estará orientado a la dirección que tomará la trayectoria p en función de s . El segundo vector unitario n , es el vector normal y está orientado al plano que corta perpendicularmente el plano θ . El tercer vector es el vector binormal b y es perpendicular al plano $t \times n$ como se muestra en la figura 10.

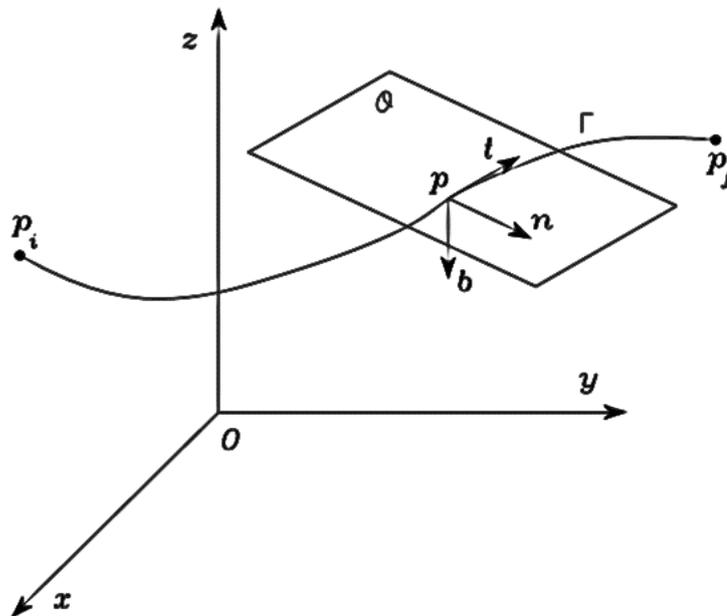


Figura N°11 Representación paramétrica de una trayectoria en el espacio.
 Fuente: Bruno Siciliano, Lorenzo Sciavicco, Luigi Villani, Giuseppe Oriolo.
 Robotics: Modelling, Planning and Control, 2010.

La relación que existe entre los vectores unitarios y la longitud de arco de la trayectoria Γ se muestra a continuación:

$$t = \frac{dp}{ds} \quad (41)$$

$$n = \frac{1}{\left\| \frac{d^2p}{ds^2} \right\|} \frac{d^2p}{ds^2} \quad (42)$$

$$b = t \times n \quad (43)$$

Basándonos en las ecuaciones previamente descritas podemos representar trayectorias con diversas formas geométricas, por ejemplo, para el caso de una trayectoria circular, se tiene:

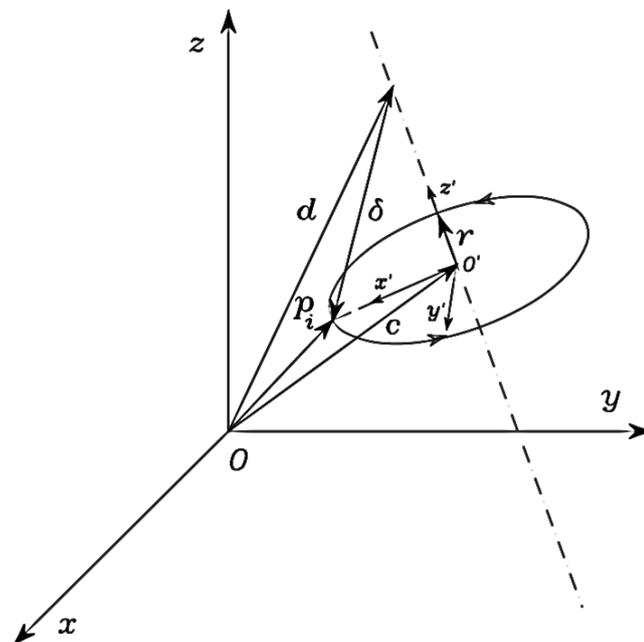


Figura N°12 Representación paramétrica de una trayectoria circular en el espacio.

Fuente: Bruno Siciliano, Lorenzo Sciavicco, Luigi Villani, Giuseppe Oriolo. Robotics: Modelling, Planning and Control, 2010.

Donde:

r : Vector unitario del círculo.

d : Vector posición de un punto a lo largo del eje del círculo.

p_i : Vector posición de un punto del círculo.

Si expresamos la función paramétrica del círculo en función del marco referencial de la figura, tenemos lo siguiente:

$$p'(s) = \begin{bmatrix} \rho \cos (s/\rho) \\ \rho \sin (s/\rho) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (44)$$

Donde:

ρ : Radio del círculo.

s : Longitud de arco cuyo punto de origen es P_i

4.2.3) Simulación del sistema

Para poder verificar el funcionamiento del controlador propuesto realizamos la simulación del sistema en Simulink donde se crearon bloques de función con las ecuaciones matemáticas del controlador y el modelo cinemático del dron, también se crearon bloques de funciones con ecuaciones matemáticas paramétricas de diferentes trayectorias para poder observar la respuesta del sistema y los errores en estado estacionario.

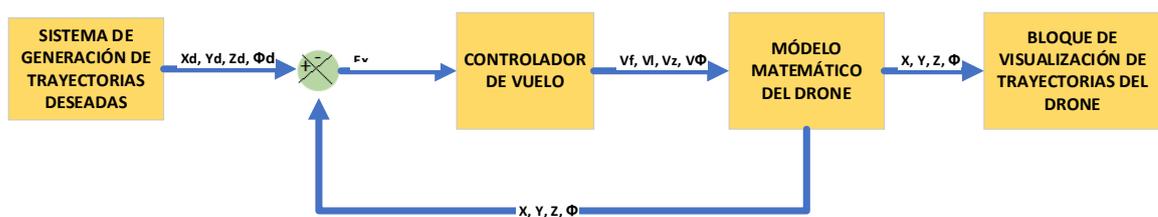


Figura N° 13 Diagrama simplificado del sistema.

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

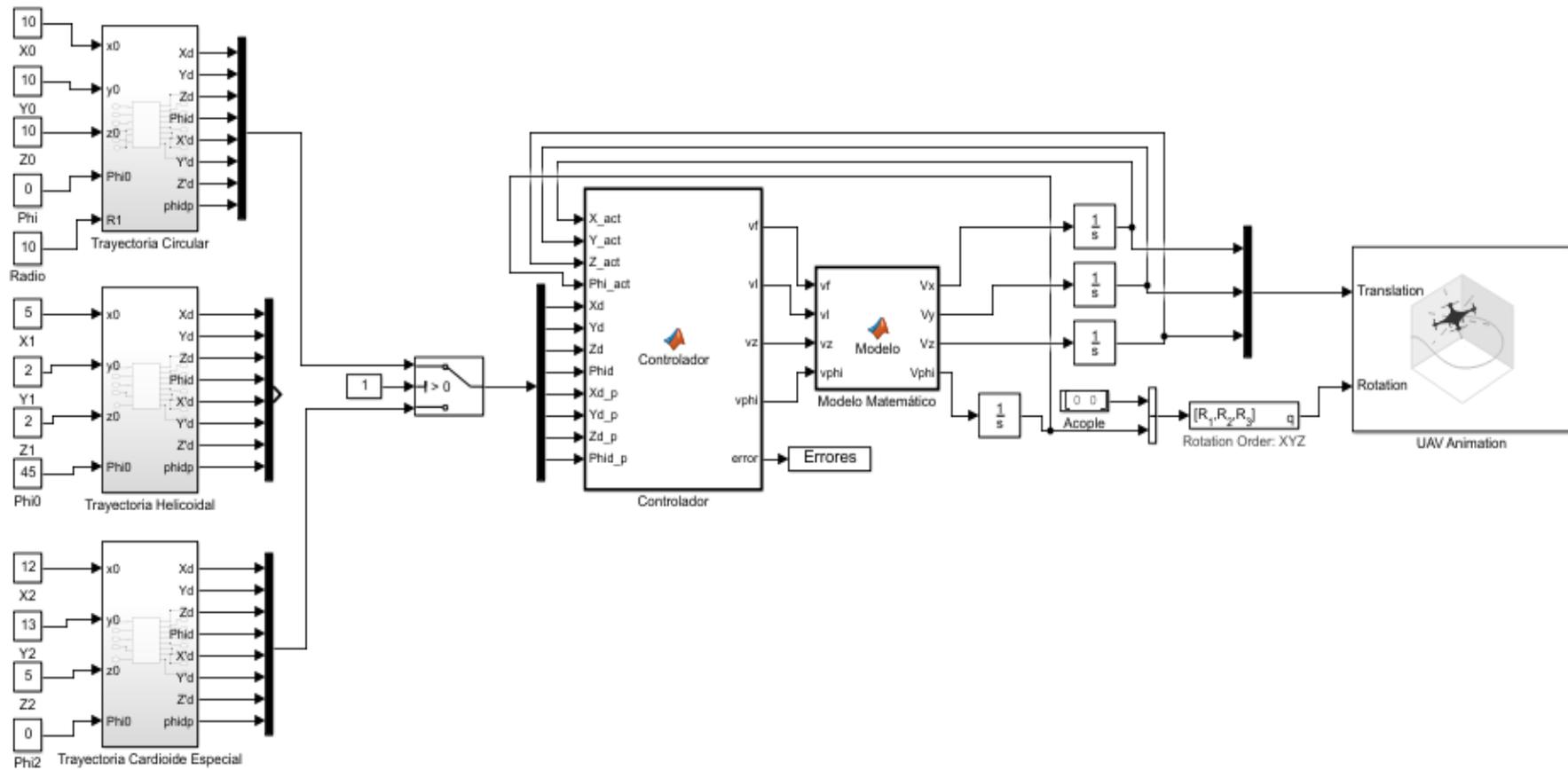


Figura N°14 Diagrama de bloques del sistema.

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura N° 12 podemos observar el diagrama de bloques del sistema, el cual cuenta con cuatro (4) partes principales: los bloques de las trayectorias deseadas donde se generan los puntos o coordenadas que ingresarán al controlador, el bloque “Controlador” el cual se rige por la ecuación de control de Lyapunov, el bloque “Modelo Matemático” el cual simula la respuesta en el tiempo y el comportamiento del dron y el bloque “UAV Animation” que facilita la visualización de la trayectoria del dron según sea la trayectoria escogida.

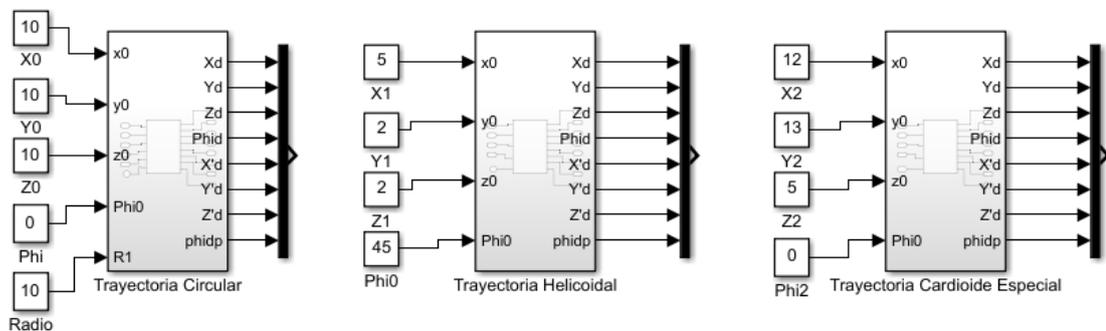


Figura N°15 Bloques de trayectorias de prueba desarrolladas.
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Como entradas al controlador se desarrolló tres trayectorias que describen formas geométricas tales como: circular, helicoidal y cardioide especial, la ecuación paramétrica de cada trayectoria se encuentra implementada dentro del bloque que tiene el mismo nombre de la trayectoria. Estos bloques de función se pueden visualizar en la figura N° 13, cabe resaltar que las entradas de cada bloque son distintas una de otra ya que los parámetros varían para cada trayectoria, además se colocó valores de prueba con el fin de poder realizar la simulación por lo que, estos valores podrían cambiar según los requerimientos del operador.

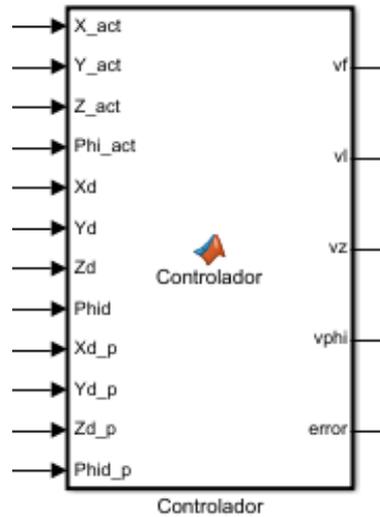


Figura N°16 Bloque del controlador del sistema.
 Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

El controlador de seguimiento de trayectorias se basa en la función de control de Lyapunov la cual se deriva de sus criterios de estabilidad y generan la ecuación de control descrita líneas arriba, esta ecuación se encuentra implementada en el bloque “Controlador” en cual se puede observar en la figura N° 14.

El bloque “Controlador” tiene como pines de entradas las variables X_{act} , Y_{act} , Z_{act} y Phi_{act} que representan las posiciones actuales en cada instante de tiempo a lo largo de la trayectoria y las variables X_d , Y_d , Z_d , Phi_d , X'_d , Y'_d , Z'_d y Phi'_d que representan las posiciones deseadas y sus derivadas respectivamente, estas entradas reciben las posiciones que se generan en los bloques de las trayectorias deseadas que se implementaron previamente.

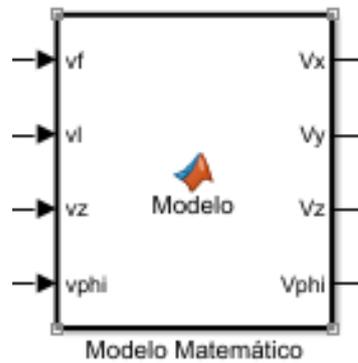


Figura N°17 Bloque del modelo matemático del drone.
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

El bloque “Modelo Matemático” que se observa en la figura N° 15 tiene como entradas las variables de la ecuación N° 34 que describe el comportamiento cinemático del drone en el espacio, el bloque tiene como pines de entradas v_f , v_l , v_z y v_{phi} que son las velocidades: frontal, lateral, de elevación y de rotación Yaw respectivamente.

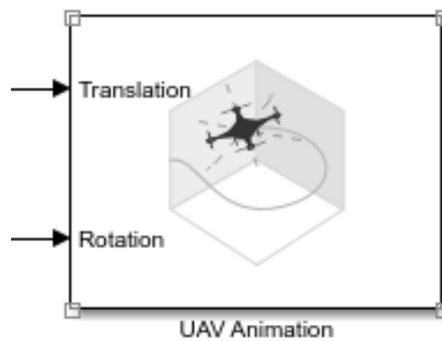


Figura N°18 Bloque de animación de trayectoria del drone.
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Finalmente, para facilitar la visualización de la trayectoria que sigue el drone a través del tiempo Simulink nos proporciona el bloque “UAV Animation” que se muestra en la figura N°16, este bloque nos brinda una animación de la trayectoria de vuelo del drone para ello utiliza un vector con parámetros de traslación y

rotación que representan las posiciones en el espacio XYZ y el vector cuaterno de rotación en el mismo marco referencial respectivamente.

4.2.3) Implementación del sistema

4.2.3.1) Selección de componentes del dron

Para el desarrollo del sistema de prueba, implementaremos un dron completo tomando como modelo el dron F450 de DJI, este nuevo cuadricóptero contará con las siguientes características:

Tabla N°03. Características generales de Dron de prueba.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Tamaño de dos puntas seguidas	450mm
Ancho y alto de parantes	130mm x 210mm
Peso	248g
T° de funcionamiento	0°C – 50°C
Sistema de posicionamiento	GPS
Autonomía de vuelo	20 min
Altura de vuelo máx.	30 m

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

A continuación, describiremos los componentes que utilizaremos para la implementación del dron:

a) Frame: La estructura que utilizaremos para el dron está basada en el modelo del dron comercial F450 de la marca DJI y tiene las siguientes características físicas:

- ✓ Fibra de vidrio de calidad y nailon de poliamida.
- ✓ Conexiones de PCB integradas para soldadura directa de sus ESC.

- ✓ Brazos de color para orientación y saber la dirección correcta cuando se está volando
- ✓ Pestañas de montaje grandes en la placa inferior del marco principal para un fácil montaje de la cámara.



Figura N°19 Frame YoungRC F450.
Fuente: www.amazon.com.

Tabla N°04. Características del Frame F450.

CARACTERISTICAS TECNICAS	DESCRIPCIÓN
Ancho	45cm
Altura	6cm
Peso	395 g
Distancia entre ejes	45 cm

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

b) Motores: Los motores se encargan de hacer girar las hélices para que el drone pueda elevarse, por ese motivo dependerá del tamaño de las hélices que se quiere mover para escoger la potencia del

motor necesaria para dicho propósito. Se tienen dos tipos de motores más usados en el campo de los drones: los motores con escobillas (brushed) y los motores sin escobillas (brushless).

Los motores con escobillas son los motores más comunes, pero tienen algunas desventajas y/o diferencias en comparación con los motores brushless, estos se detallan en la siguiente tabla.

Tabla N°05. Diferencias entre motores con y sin escobillas.

Motores Brushed	Motores Brushless
Tienen mayor desgaste mecánico por rozamiento, mayor desperdicio de potencia y por ende menor eficiencia	No sufren desgaste mecánico por rozamiento, no generan pérdida de potencia mediante disipación de calor, por ende, son más eficientes
Pueden alcanzar altas velocidades a costa de mayor consumo eléctrico	Pueden alcanzar altas velocidades optimizando el consumo eléctrico
Son más pesados	Son más livianos, perfectos para montar en drones
No necesitan un driver adicional para que funcionen	Necesitan un driver adicional (ESC) para su funcionamiento
Generalmente su consumo de corriente	Generalmente su consumo de corriente es elevado ($I_n > 10A$)

no es tan elevado ($I_n < 5A$)	
Ofrecen mayor par de arranque	Ofrecen menor par de arranque, pero existen motores con arreglo en triangulo entre sus bobinas, para generar mayor par de arranque. Tienen mayor relación entre velocidad – par motor
Son más económicos	Son mucho más costosos, además de requerir un driver

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Por las características y diferencias expuestas sobre los motores, para la implementación del drone se decidió utilizar los motores brushless, los motores utilizados son de la marca ReadyTosky y tiene las siguientes características:

Tabla N°06. Características de motores Brushless Ready Tosky

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Alto	30 mm
Diametro externo	27.7 mm
Peso	50 g
Longitud del eje	7 mm
KV (RPM/V)	920
Voltaje	7,4 V – 14,8 V
Peso	25g
Batería	LIPO 2-4S
Tomando como referencia 11,1 V y hélices 1045	

Corriente	9.5 A
Potencia	105 W
Eficiencia	6,1 g/W

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.



Figura N°20 Motores Brushless Ready Tosky.
Fuente: www.amazon.com.

c) Controlador Electrónico de Velocidad (ESC): Del inglés Electronic Speed Controller, conocidos también como variadores electrónicos. Son dispositivos electrónicos usados generalmente para variar la velocidad de motores sin escobillas (brushless), utilizan un arreglo de transistores de potencia (MOSFET) gobernados por un controlador, el cual envía pulsos sincronizados para que los transistores puedan generar corriente alternar a partir de la corriente continua suministrada por la batería. Existen de

diversos tipos y para diversas aplicaciones, entre ellos se tiene los ESC con BEC (Battery Eliminating Circuit), ese sistema adicional permite regular un voltaje estable para poder alimentar la parte de control que hacen funcionar el receptor y los servos, utilizan un arreglo de resistencia para poder bajar la tensión por lo que la diferencia de voltaje/amperios es disipada en forma de calor, siendo no tan eficientes para trabajos de alta exigencia, existen también los sistemas UBEC o S-BEC que realizan el mismo trabajo de regular un voltaje para los circuitos de control pero utilizan otro principio de funcionamiento (fuente switching o por pulsos). Con estos dispositivos se elimina la necesidad de colocar un batería extra dentro de nuestro dron para alimentar estos componentes de control. Los ESC's generalmente se clasifican por la cantidad de corriente que pueden manejar, encontrando en el mercado ESC de 10A a 120 A de corriente continua.

El tipo de ESC que debemos utilizar esta delimitado por el tipo de motor que deseamos controlar, ya que la utilización de ESC de inferior corriente a la del motor puede provocar la destrucción del ESC o un bajo rendimiento del motor. Para nuestra implementación se escogió ESC's de 30A de la marca FMT



Figura N°21 Frame YoungRC F450.
Fuente: www.amazon.com.

Las características técnicas de los ESC's usados se detallan en la tabla N°06.

Tabla N°07. Características de ESC FMT.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Voltaje de entrada	LIPO 2-4 celdas (7.4v-14.8v)
Voltaje de salida	12VDC
BEC	5VDC - 2A
Corriente de trabajo	30A, 40A por 10 sec.
Velocidad Máx	70,000 RPM para motores de 6 polos
Dimensiones	45mm x 24mm x 11mm
Peso	25g

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

d) Hélices: Las hélices de un drone son una parte fundamental para su funcionamiento, las hélices al ser giradas por los motores cortan el viento y generan una fuerza de empuje para que el drone se

eleve. Las hélices trabajan a la par con los motores, cuanto más grandes sean las hélices mayor masa de aire tendrá que mover por ende necesitarán motores de mayor potencia.



Figura N°22 Hélices RAYCorp 1045.
Fuente: www.amazon.com.

La mala elección de las hélices puede llevar a serios problemas, el caso más común es que el drone no se eleve por el exceso de fuerza que necesitan las hélices para girar, por otro lado, si el drone logra elevarse se tiene el riesgo de recalentamiento de los motores y el posible fallo de estos en pleno vuelo del drone, aumentándose así el riesgo de accidentes. Para nuestro drone utilizaremos las hélices con las siguientes características:

Tabla N°08. Características de las hélices.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Diámetro principal	10 in - 24.5 cm
Paso	0.177 in - 0.45 cm
Diámetro del eje	0.236 in - 0.60 cm

Peso	10 g
Material	Plástico ABS

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

e) Batería LIPO: Las baterías de Polímero de Litio son generalmente usadas en el campo donde se requiere altas tasas de consumo de corriente ya que se caracterizan por ser ligeras y almacenar grandes cantidades de carga, existen baterías están conformadas por celdas (S), cada celda nos entrega un voltaje de 3.7V, es decir, va a depender del voltaje que vamos a utilizar para poder escoger una batería u otra. En el mercado existen baterías de hasta 6 celdas, que nos pueden entregar un voltaje de 22.2V.

Para poder escoger una batería de manera correcta debemos tener en cuenta también ciertos parámetros adicionales, algunos de estos son:

- *La capacidad indicada en mAh*, a mayor número de miliamperios-hora, mayor capacidad de carga.
- *Tasa de carga y descarga, C:* Este parámetro es muy importante ya que nos brinda una idea más exacta de la capacidad de nuestra batería, es decir, si nosotros estamos utilizando una batería de 1500 mAh y 1C, esto quiere decir que se podrá cargar y descargar a la misma tasa inicial que es de 1.5 A en una hora, pero si usamos una batería que tienen 1500 mAh y 2C, esto significará que la batería puede cargarse o descargarse a 3 A en media hora.

En nuestro caso usaremos baterías de la marca FMT con las siguientes características:

Tabla N°09. Características de una batería LIPO.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Voltaje de trabajo	11.1 V
Nro° de celdas	3S
Tasa de descarga	20C
Capacidad	2200 mAh
Material	Polímero de Litio

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.



Figura N°23 Batería LIPO marca FMT.
Fuente: www.aliexpress.com.

- f) **TARJETA BLUEPILL - STM32F103C8T6:** Esta placa de desarrollo fue creada para suplir las necesidades de mayores velocidades y prestaciones sin perder la rapidez de programación. Cuenta con un potente microcontrolador ARM Cortex para aplicaciones de mayor exigencia. Algunas de sus características son:

Tabla N°11. Características de STM32F103C8T6.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Microcontrolador	STM32F103C8T6 - ARM 32 Cortex-M3
Frecuencia de trabajo	72 MHz
Voltaje de entrada	2,0 V – 3,6 V
Pines de I/O	14 DI (6 PWM) – 6 DA
Cristal	4 MHz – 16 MHz
Interfaz de Comunicación	Mini USB, Serial
Memoria	64KB (0.5 KB para bootloader), 20 KB SRAM y 1 KB EEPROM

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

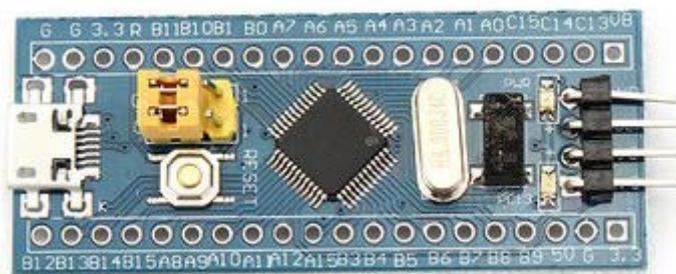


Figura N°25 Placa de desarrollo Blue Pill STM32F103C8T6.

Fuente: www.aliexpress.com.

g) TARJETA BLUETOOTH: Nos brinda la posibilidad de transmitir y recibir datos de manera inalámbrica mediante la especificación industrial Bluetooth en una frecuencia de 2.4 GHz. Utilizaremos dos módulos bluetooth (transmisor y receptor) para poder comunicar el dron con la computadora de control, el módulo transmisor ira colocador en la computadora de control mientras que el módulo

receptor ira colocado en la tarjeta de control del dron. Algunas de sus características son:

Tabla N°12. Características del módulo Bluetooth.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Chip	BC417143
Velocidad de transmisión	1200 bps – 1.3 Mbps
Voltaje de entrada	5 V
Corriente de operación	< 40 mA
Corriente en modo Sleep	< 1 mA
Interfaz de Comunicación	Bluetooth – UART TTL
Alcance	5 m
Potencia de emission	4 dBm a 0.1% VER
Modulación	GFSK (Gaussian Frequency Shift Keying)
Bluetooth	V2.0 + EDR

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

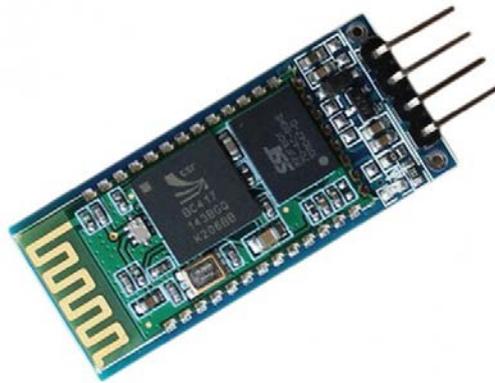


Figura N°26 Modulo Bluetooth.
Fuente: www.aliexpress.com.

h) Módulo GPS: Utilizaremos un módulo basado en GPS (Global Positioning System) para poder obtener la posición del dron en todo momento, realizar el monitoreo de la trayectoria que irá tomando y compararla con la trayectoria objetivo. El sistema de posicionamiento global utiliza cuatro o más satélites para luego realizar la trilateración de señales de estos para obtener la posición del dispositivo.

Tabla N°13. Características del módulo GPS.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Tipo de Receptor	U-Blox M8 Engine – 72 canales
Sistemas Soportados	GPS/QZSS L1, GLONASS L10F, BeiDou B1
Precisión de posición	0.6 m
Sensibilidad de seguimiento	1.5 seg
Interfaz de Comunicación	UART TTL

Voltaje de alimentación	1,65 VDC – 3,6 VDC
Baud rate	57600
Diámetro	5 cm x 5 cm x 1 cm
Peso	20 g

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.



Figura N°27 Modulo GPS.
Fuente: www.aliexpress.com.

- i) **BARÓMETRO:** Para calcular con precisión la altura en la cual se encuentra el drone en un tiempo determinado utilizaremos el módulo MS5611, este módulo nos brinda mediciones de presión barométrica que varían en función de la altura por lo que realizando ciertos calculo matemáticos podremos conocer la atura teniendo como dato las lecturas de presión que nos brinda el módulo.

Tabla N°14. Características del módulo Barómetro MS5611.

CARACTERISTICAS	DESCRIPCIÓN
Modelo	GY-63
ADC integrado	24 bits
Precisión de posición	10 cm
Rango de operación	10 – 1200 mbar
Resolución de presión	0.012 bar
Interfaz de Comunicación	Standard I2C / SPI – 20 MHz
Tasa de Actualización	1 ms
Tasa de consumo	1 uA
Voltaje de alimentación	1,8 VDC – 3,6 VDC
Peso	8 g

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.



Figura N°28 Modulo Barómetro MS5611.
Fuente: www.aliexpress.com.

j) **GIROSCOPIO:** Utilizaremos el giroscopio para conocer el movimiento del dron en el espacio, en específico utilizaremos el módulo MPU6050 el cual nos permite medir el movimiento en 6 grados de libertad ya que posee un giroscopio de 3 ejes y un acelerómetro de 3 ejes en un mismo chip. El módulo MPU6050 nos brinda datos de velocidad, por lo que si realizamos cálculos de integración a estos datos podremos conocer su posición, datos que nos serán de gran utilidad para la implementación del algoritmo de control.

Tabla N°15. Características del módulo Giroscopio MPU - 6050.

CARACTERÍSTICAS	DESCRIPCIÓN
Modelo	GY-521
ADC integrado	16 bits
Grados de libertad (DoF)	6
Rango del Giroscopio	+/- 250, +/- 500, +/- 1000, +/- 2000 grados/seg
Rango del Acelerómetro	+/-2g, +/-4g, +/-8g, +/-16g
Interfaz de Comunicación	Standard I2C
Sensibilidad	131 LSBs/dps
Dimensiones	2,0 cm x 1,6 cm x 0,3 cm
Voltaje de alimentación	3,0 VDC – 5,0 VDC

Peso	8 g
-------------	-----

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

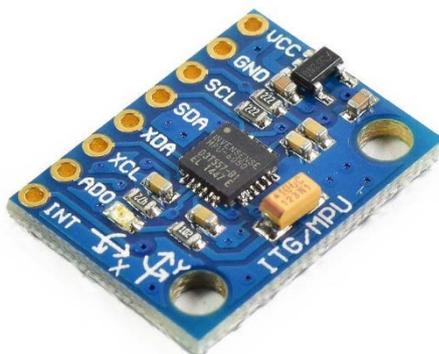
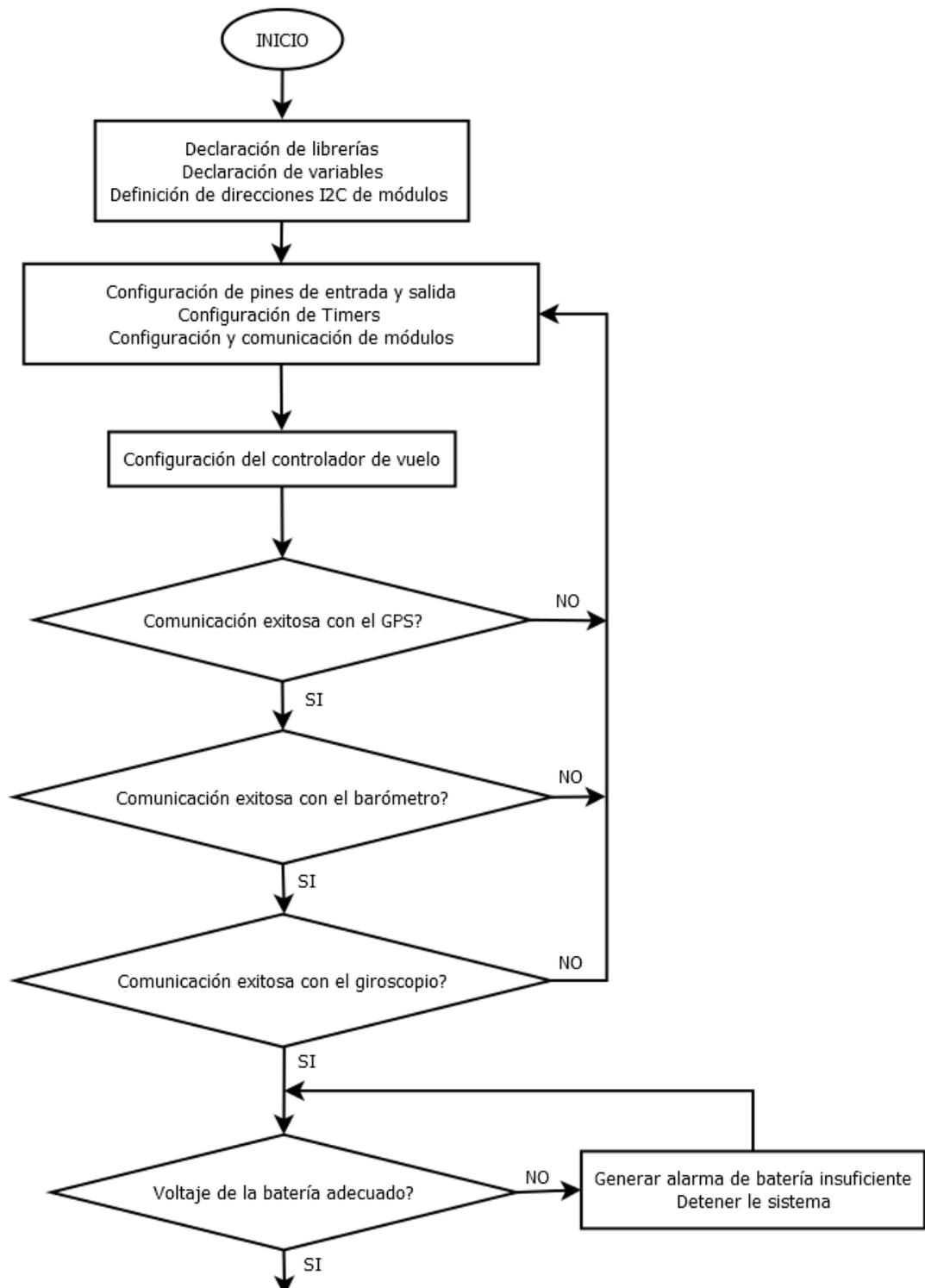


Figura N°29 Módulo Giroscopio MU6050.
Fuente: www.aliexpress.com.

k) OTROS: Teclado con botones, cables,

4.3.2.3) Software de Control

El programa que gobernará el comportamiento del dron, está basado en el siguiente diagrama de flujo:



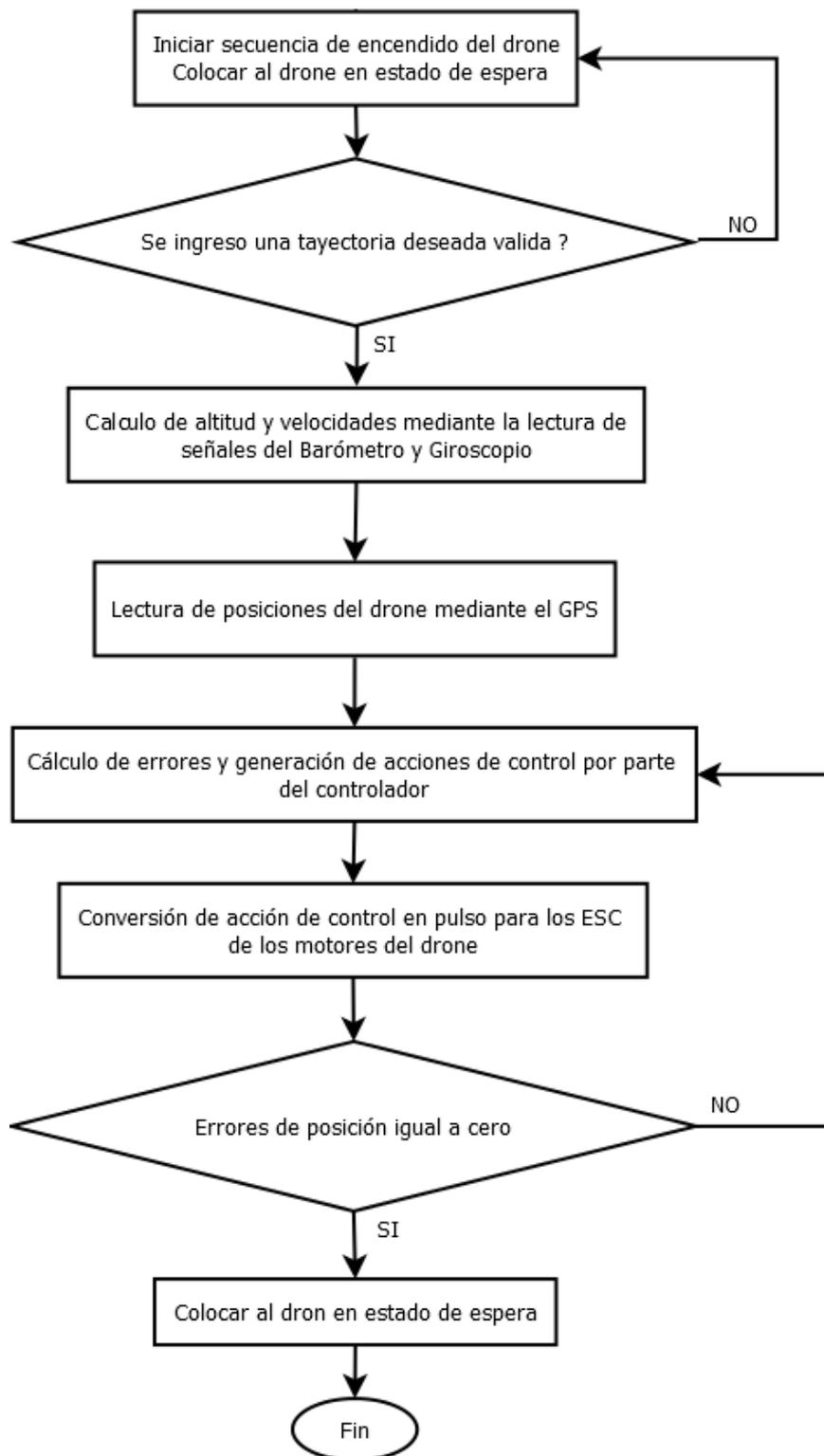


Figura N°30 Diagrama de flujo del algoritmo de control.
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

4.3 Método de investigación

El siguiente proyecto se realizará utilizando un enfoque cualitativo por lo que se usará los siguientes métodos:

- Método Inductivo
- Método Experimental

4.4 Población y muestra

Por el tipo de investigación no corresponde a determinar el tamaño de la muestra.

4.5 Técnicas e instrumentos de recolección de datos

Debido a que no se ha determinado el tamaño de la muestra, no corresponde utilizar las técnicas e instrumentos de recolección de datos.

4.6 Procedimientos de recolección de datos

No corresponde al presente trabajo.

4.7 Procesamiento estadístico y análisis de datos

No corresponde utilizar procesamiento y análisis de datos

V. RESULTADOS

Como se comentó en los capítulos anteriores, en primer lugar, se realizó la simulación del sistema de control de vuelo en Simulink para ello se crearon los bloques de funciones descritos anteriormente, en este capítulo comentaremos las gráficas resultantes tanto las gráficas de los errores en los tres ejes como las gráficas de las acciones de control.

5.1 Trayectoria Circular

Tomamos como primera trayectoria deseada una trayectoria circular que obedece las siguientes ecuaciones paramétricas:

$$x_d = x_0 + r * \cos(2 * \pi * f * t)$$

$$y_d = y_0 + r * \text{sen}(2 * \pi * f * t)$$

$$z_d = z_0$$

Donde:

x_0 : Abscisa del centro de la circunferencia deseada.

y_0 : Ordenada del centro de la circunferencia deseada.

z_0 : Punto en el eje Z del centro de la circunferencia deseada.

r : Radio de la circunferencia.

f : Frecuencia para la trayectoria circular.

t : Componente temporal.

Para la prueba se definieron los siguientes valores:

$$x_0 = 10 \text{ m} , y_0 = 10 \text{ m} , z_0 = 10 \text{ m} , \phi = 0^\circ , r = 8 \text{ m} , f = 1 \text{ Hz}$$

Además, tal como se comentó en el capítulo 4, en la ecuación 30 se describe una matriz K de ganancias, la cual nos permite ajustar la tasa de convergencia del error hacia cero; para una primera prueba se definió la matriz de valores aleatorios

$$K_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{teniéndose los siguientes resultados.}$$

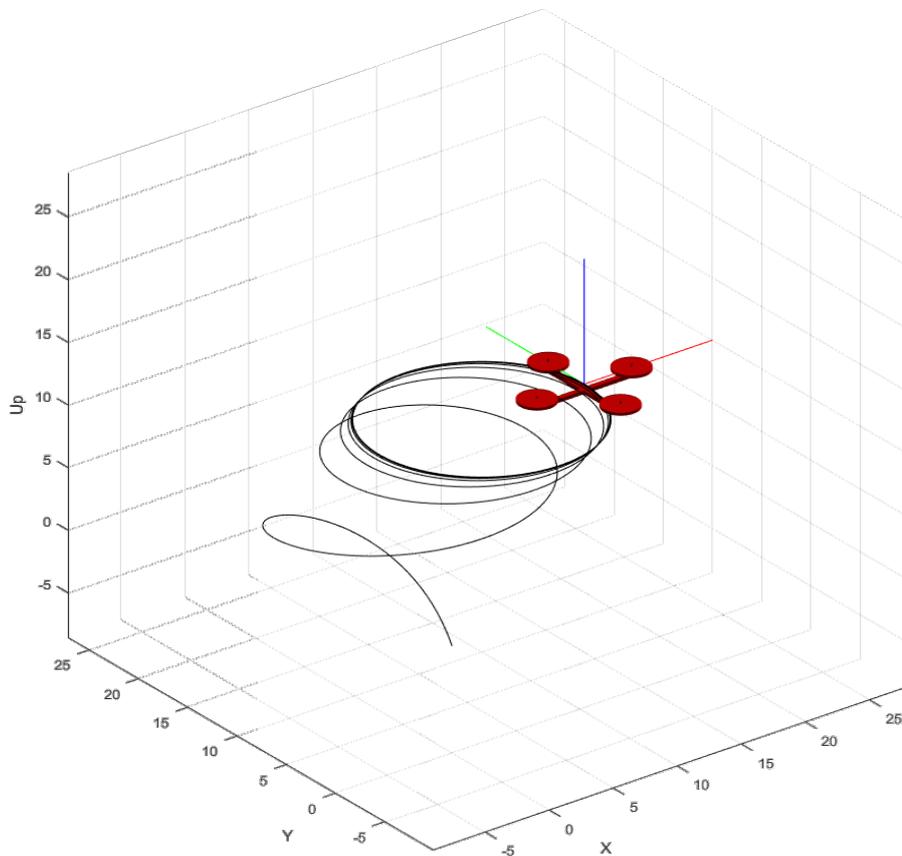


Figura N°30 Animación de la trayectoria circular del drone con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura 30 podemos observar que el dron realiza trayectorias semicirculares a diferentes alturas, una vez en la altura máxima realiza una trayectoria circular pero no está centrada correctamente, además podemos notar que el cuerpo del dron cuenta con un sistema de coordenadas donde la línea roja hace referencia al eje X la línea verde hace referencia al eje Y, y la línea azul hace referencia al eje Z, para este primer caso tenemos que la orientación del dron no varía, es decir, sigue siendo $\emptyset = 0^\circ$ ya que no se colocó un ángulo específico como ángulo deseado.

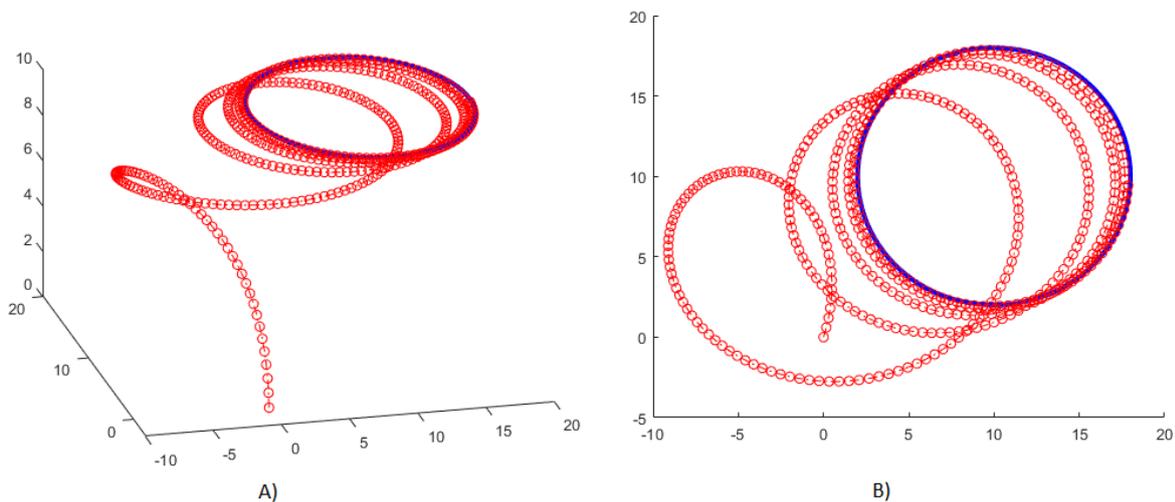


Figura N°31 Trayectoria circular desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura 31.A podemos observar la trayectoria que realiza el dron a lo largo del tiempo, podemos notar que el dron inicialmente realiza trayectorias circulares, pero no logra seguir la trayectoria deseada, en la figura 31.B tenemos una vista superior de la trayectoria, donde podemos observar que el dron logra pasar por algunos puntos de la trayectoria deseada en color azul, pero de manera errática, esto se debe a que las constantes para la matriz de ganancias no son las adecuadas.

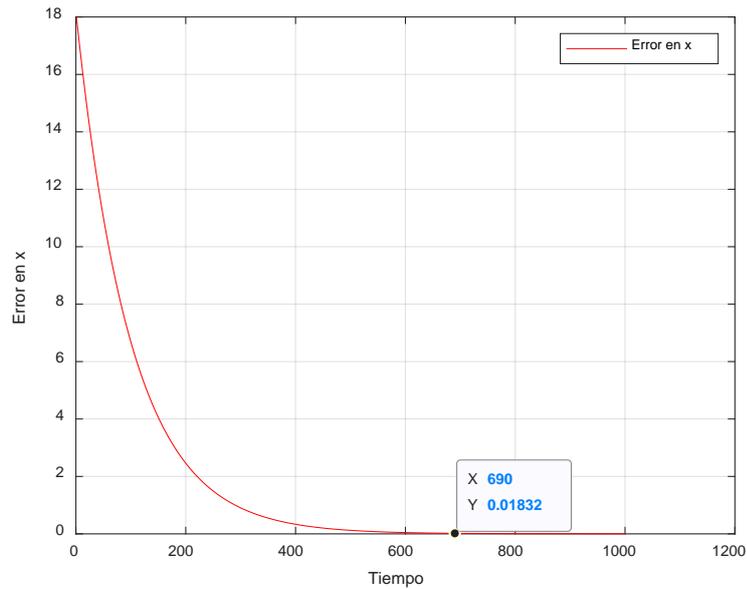


Figura N°32 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Tomando en cuenta que el eje X de la figura 32 está en un rango temporal de 0 a 12 segundos, además podemos verificar que el error en el eje X toma un valor cercano al 0 en aproximadamente 7 segundos para luego tender a cero.

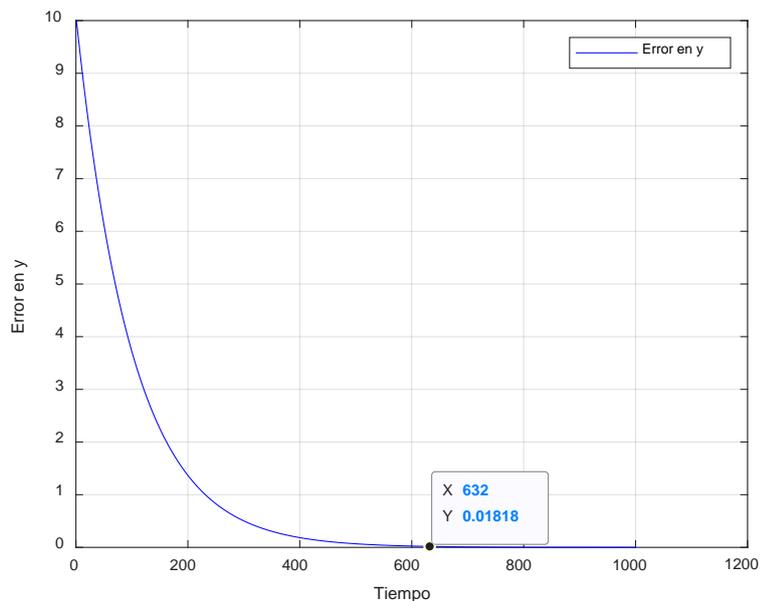


Figura N°33 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura 33 podemos observar de manera similar la evolución temporal del error en el eje Y, en este caso tenemos un tiempo aproximado de 6.32 segundos para que el error tienda a cero.

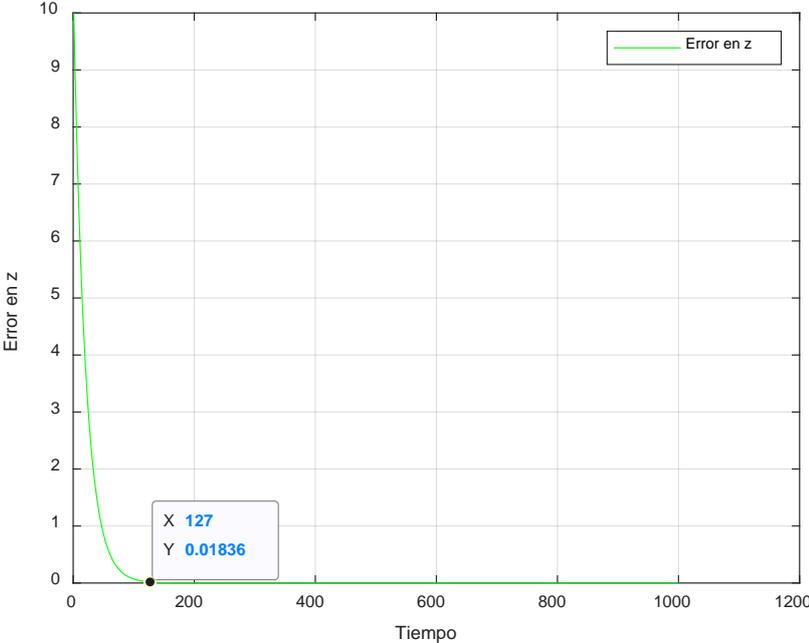


Figura N°34 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En el caso del eje z, en la figura 34 podemos observar que el error tiende a cero en 1.30 segundos, esto es lo esperado ya que la constante de ganancia en el eje Z fue mayor en comparación a las otras 2 constantes.

Para una segunda prueba se definió la matriz de valores aleatorios $K_2 =$

$$\begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 25 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{teniéndose los siguientes resultados.}$$

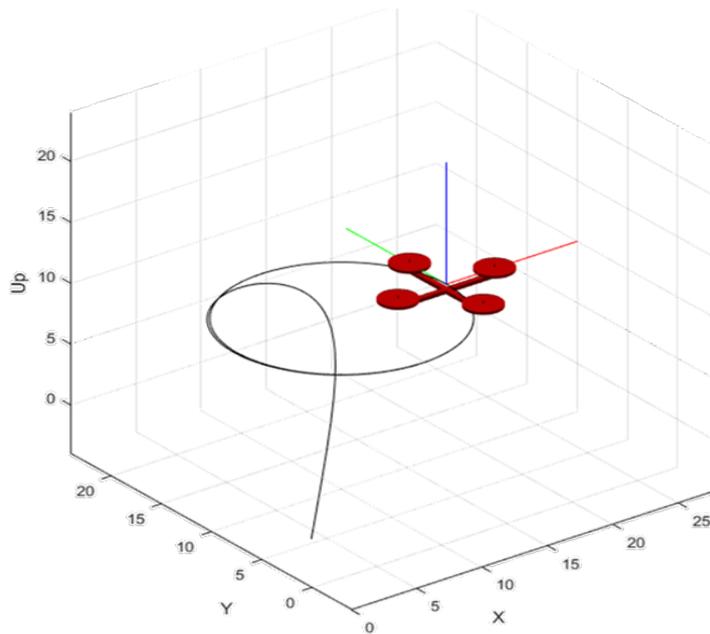


Figura N°35 Animación de la trayectoria circular del drone con una matriz de ganancias K_2 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

La figura 35 nos muestra que el drone realiza una trayectoria mejor definida en comparación a la figura 30, esto como resultado de incrementar las constantes C_x y C_y de la matriz de ganancias. De igual manera en la figura 36 observamos la trayectoria que sigue el drone a lo largo del tiempo, en la figura 36. *a* observamos que se sigue de manera uniforme la trayectoria circular deseada de color azul de, en la figura 36. *b* podemos ver el trayecto que realiza el drone para poder generar una circunferencia con centro en el punto $P(10,10)$.

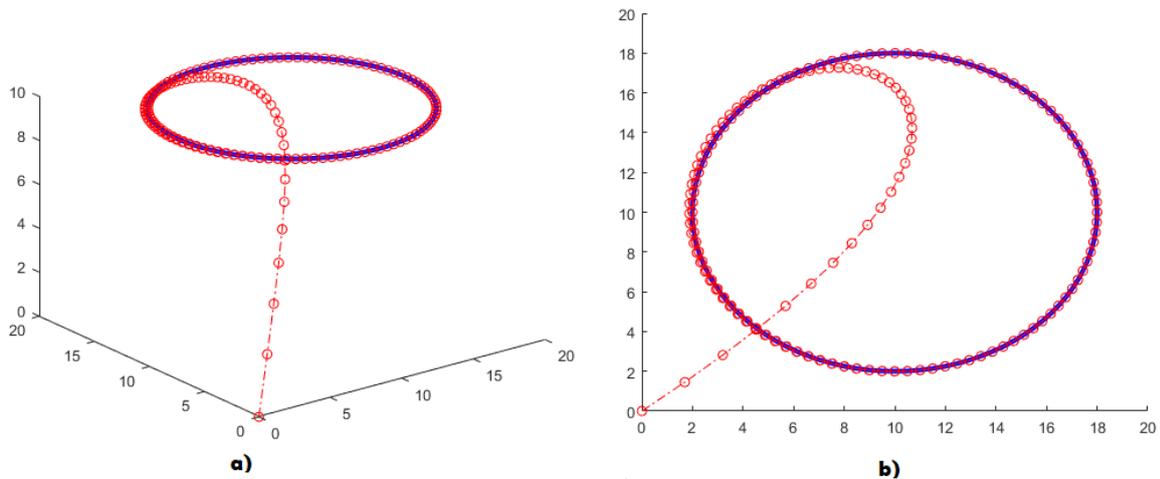


Figura N°36 Trayectoria circular desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_2 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura N° 36 observamos de color azul la trayectoria deseada y de color rojo los puntos vía de la trayectoria que realiza dron a lo largo del tiempo. Específicamente, en 30.b podemos verificar que el punto inicial del dron es el origen $O(0, 0, 0)$, también se observa que el centro de la trayectoria circular es el punto $c(10, 10, 10)$ y el radio de la circunferencia es $r = 8 m$.

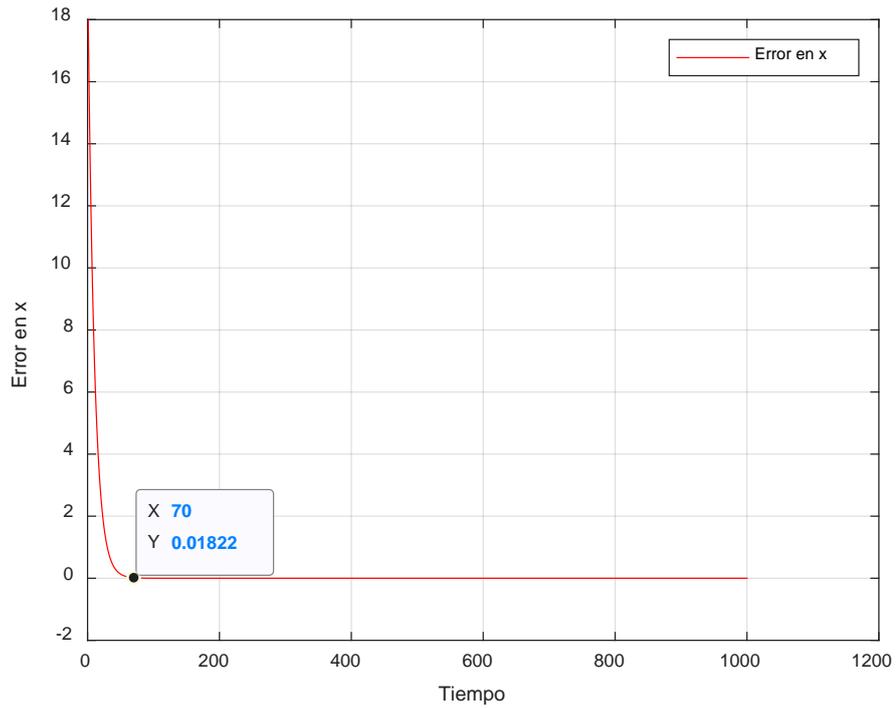


Figura N°37 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia

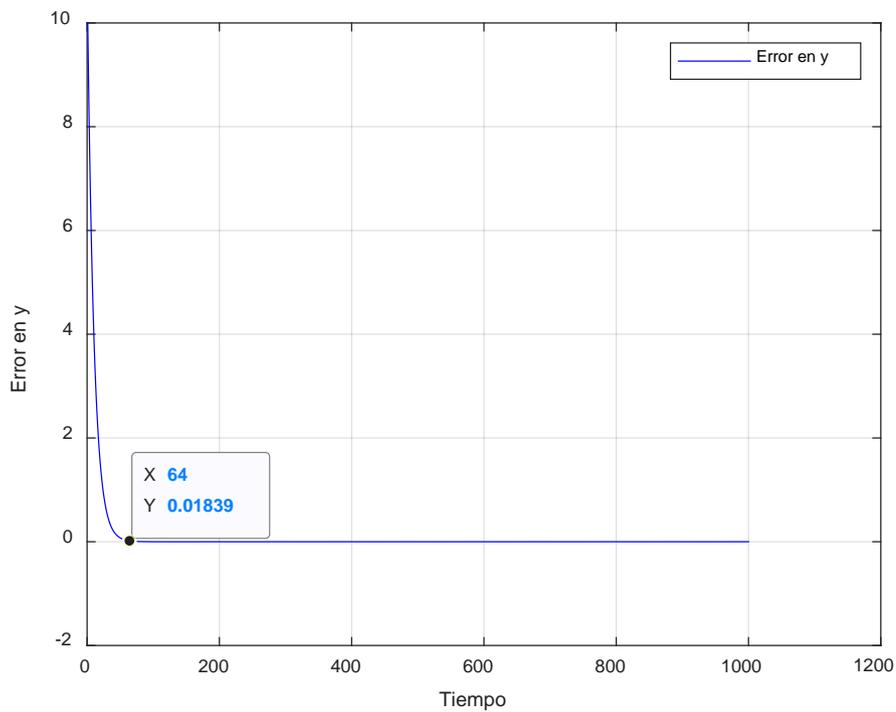


Figura N°38 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC – 2022.

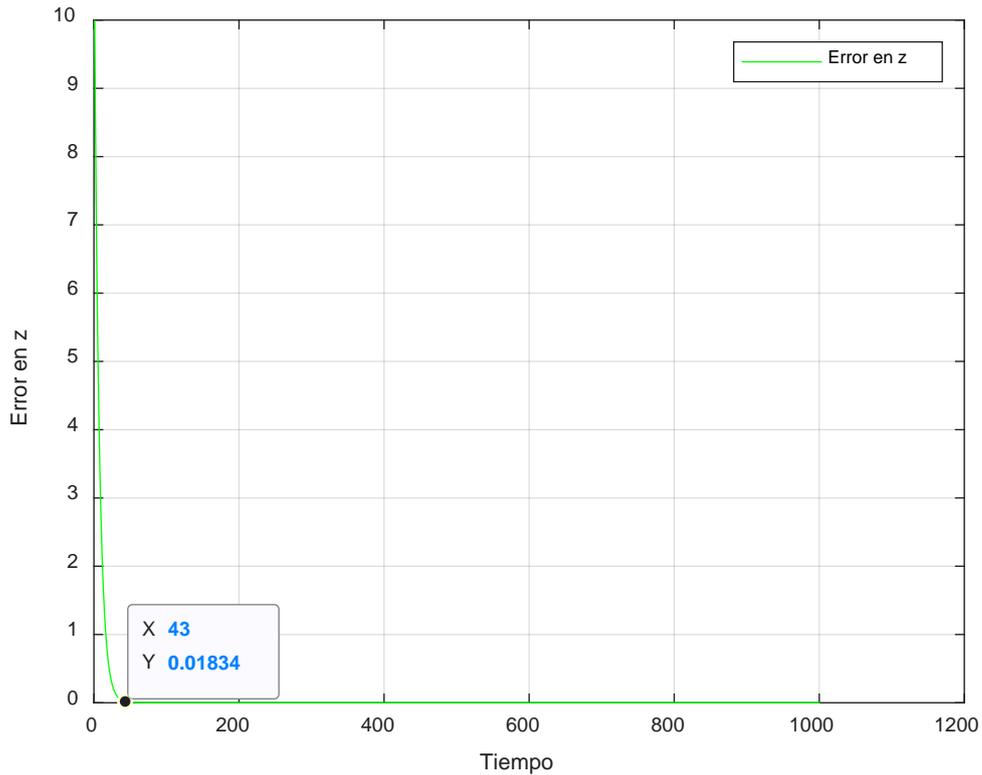


Figura N°39 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC – 2022

El resultado de cambiar los valores de las constantes de la matriz de ganancias se refleja en la reducción del tiempo en el que los errores tienden a cero (tiempo de estabilización), esto lo podemos observar en las figuras 37, 38 y 39 para los errores en el eje X, Y y Z respectivamente. En el caso del error en X, este redujo el tiempo de estabilización de 1.30 segundos a 0.7 segundos aproximadamente, en el caso de error en Y, este se redujo de 6.3 segundos a 0.64 segundos, de igual manera para el eje Z que redujo el tiempo de estabilización de 1.27 segundos a 0.43 segundos.

Si ahora reemplazamos la matriz K por una matriz con valores propios: $\lambda_1 = 25$,

$\lambda_2 = 25$, $\lambda_3 = 35$, $\lambda_4 = 0$, obtendremos la matriz $K_3 = \begin{bmatrix} 25 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 25 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 35 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ con los

siguientes resultados:

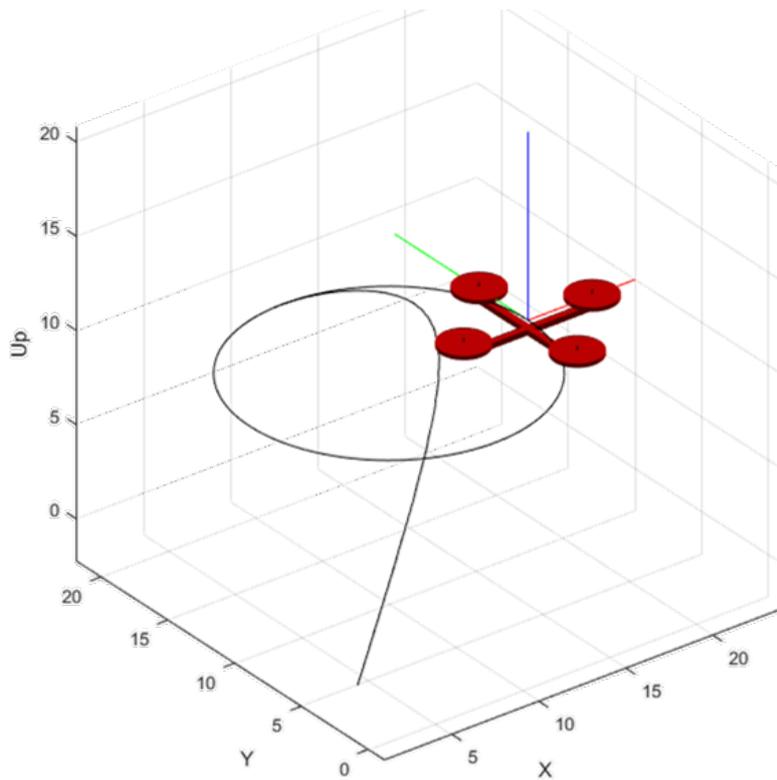


Figura N°40 Animación de la trayectoria circular del dron con una matriz de ganancias K_3 .

Fuente: Autoría propia, UNAC – 2022

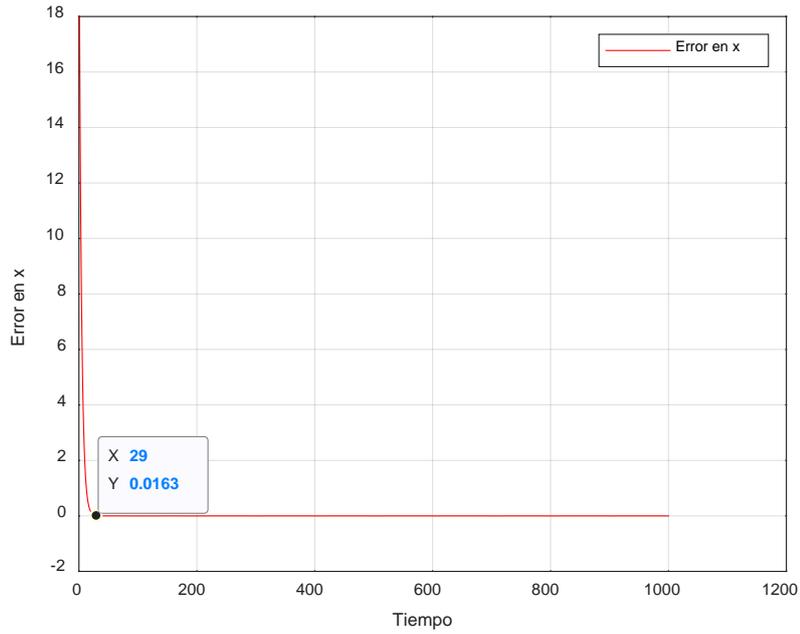


Figura N°41 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC – 2022

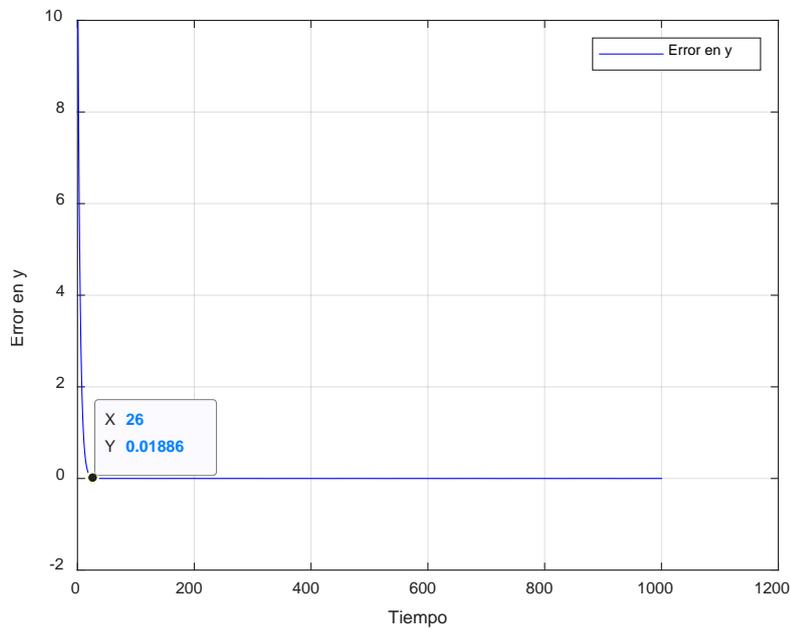


Figura N°42 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia

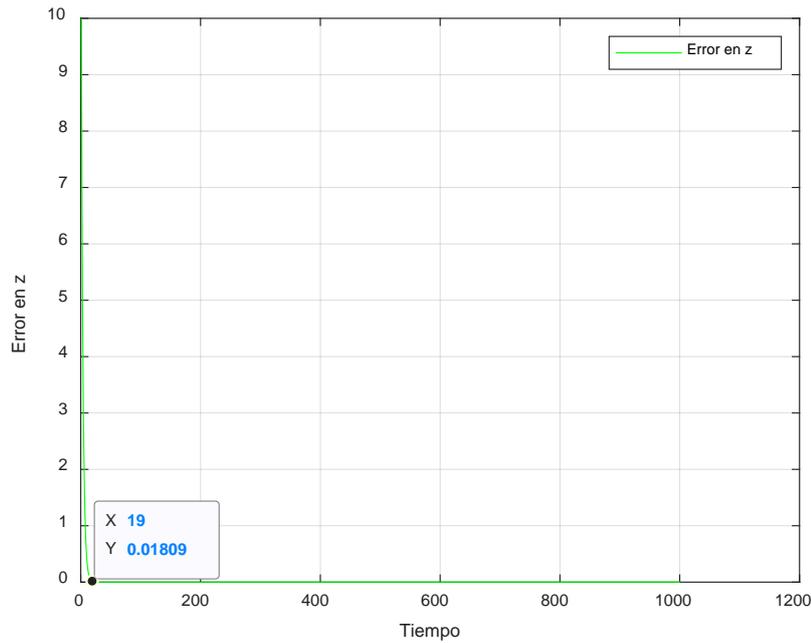


Figura N°43 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC – 2022

Como podemos observar en las figuras 41, 42 y 43, existe una clara reducción del tiempo de estabilización al aumentar los valores de las constantes de la matriz de ganancias, cabe resaltar que estos últimos valores de las constantes fueron los valores máximos de ajuste ya que no obtuvimos menor tiempo de estabilización a pesar de seguir aumentando las constantes, esto se mencionó previamente en el capítulo 4 cuando explicamos el controlador del sistema.

5.2 Trayectoria helicoidal

La trayectoria helicoidal obedece las siguientes ecuaciones paramétricas:

$$x_d = x_0 + r * \cos(2 * \pi * f * t)$$

$$y_d = y_0 + r * \text{sen}(2 * \pi * f * t)$$

$$z_d = z_0 * t$$

Donde:

x_0 : Abscisa del centro de la circunferencia deseada.

y_0 : Ordenada del centro de la circunferencia deseada.

z_0 : Punto en el eje Z del centro de la circunferencia deseada.

r : Radio de la circunferencia.

f : Frecuencia para la trayectoria circular.

t : Componente temporal.

Para la prueba se definieron los siguientes valores:

Para la prueba con la trayectoria helicoidal utilizamos los siguientes parámetros:

$$x_0 = 1 \text{ m} , y_0 = 1 \text{ m} , z_0 = 7 \text{ m} , \phi = 45^\circ , r = 2 \text{ m} , f = 1 \text{ Hz}$$

Para el caso de la trayectoria helicoidal usaremos los mismos grupos de constantes que utilizamos anteriormente, en ese sentido para la primera prueba

se definió la matriz de valores $K_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ teniéndose los siguientes

resultados.

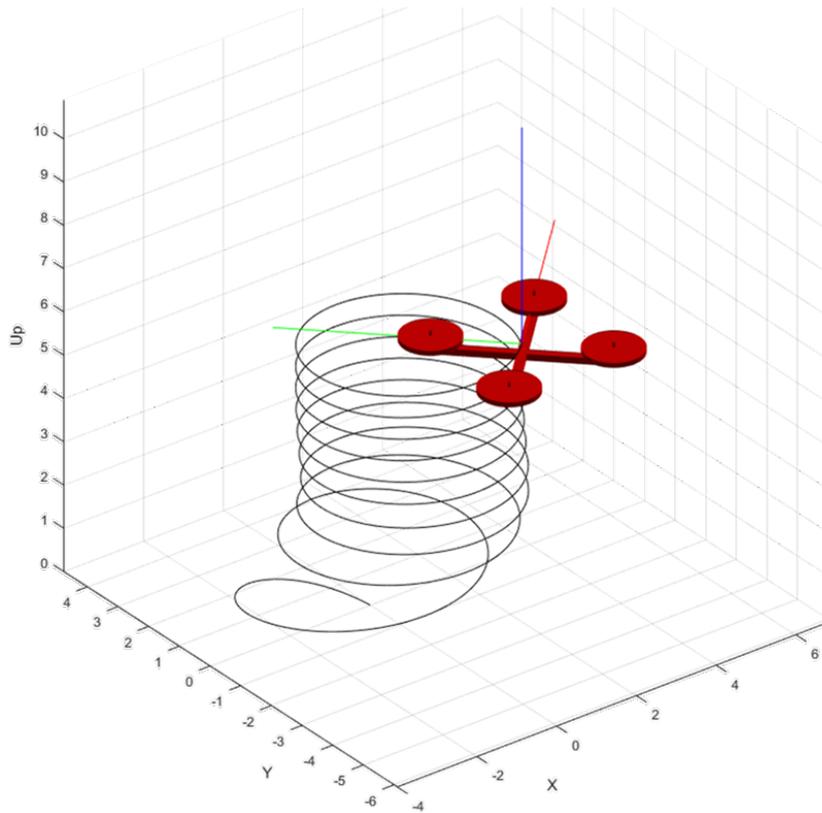


Figura N°44 Animación de la trayectoria helicoidal del drone con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura 44 podemos observar la variación de la orientación del drone en $\phi = 45^\circ$, esta variación se puede notar claramente si lo comparamos con la figura 40 donde se colocó un ángulo deseado de $\phi = 0^\circ$. También podemos observar que el drone realiza la trayectoria helicoidal pero no de manera uniforme, esto se puede apreciar con mayor claridad en la figura 45, en la figura 45.a observamos de color azul la trayectoria deseada y de color rojo la trayectoria que sigue el drone, en la figura 45.b observamos la vista superior la trayectoria.

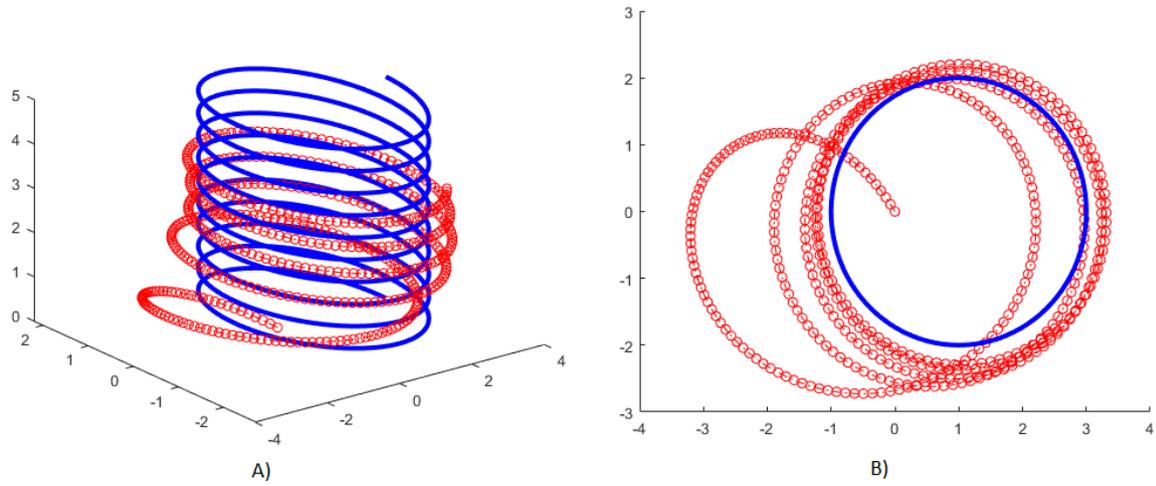


Figura N°45 Trayectoria helicoidal desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

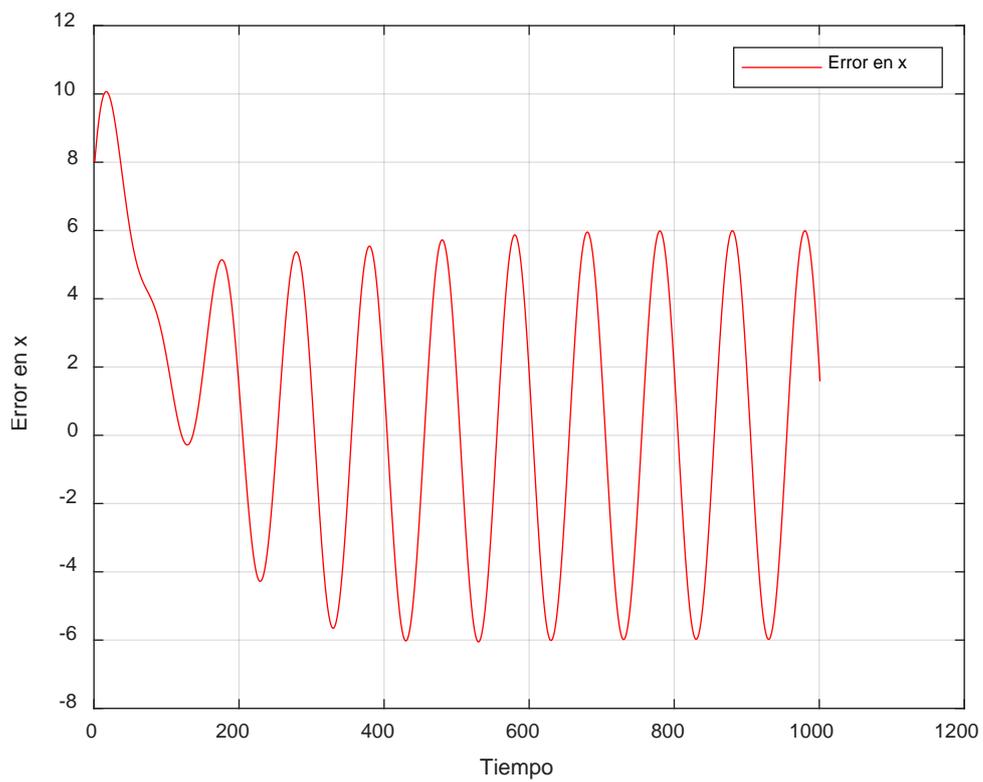


Figura N°46 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

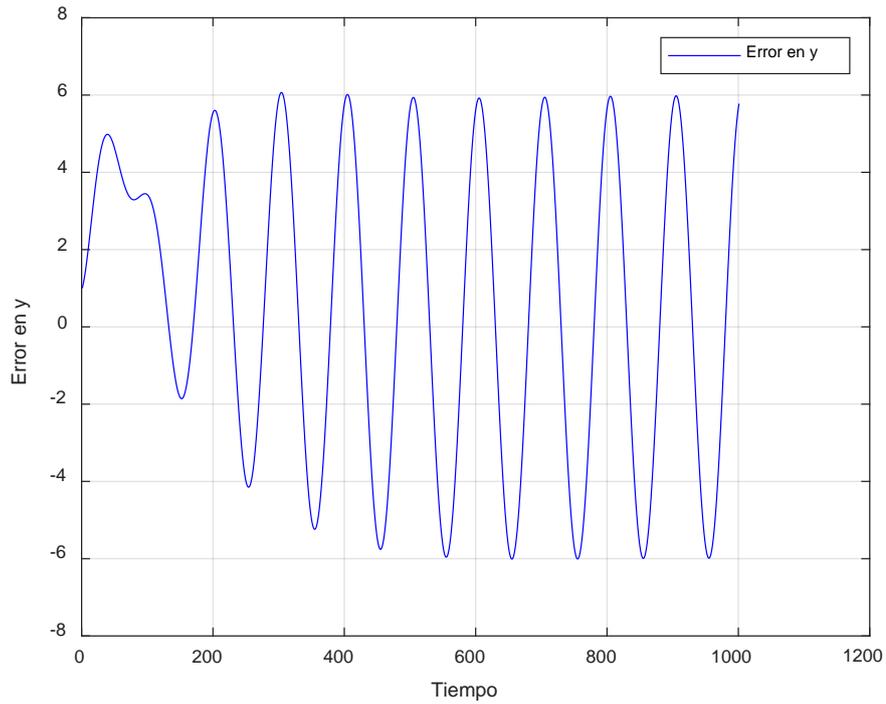


Figura N°47 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

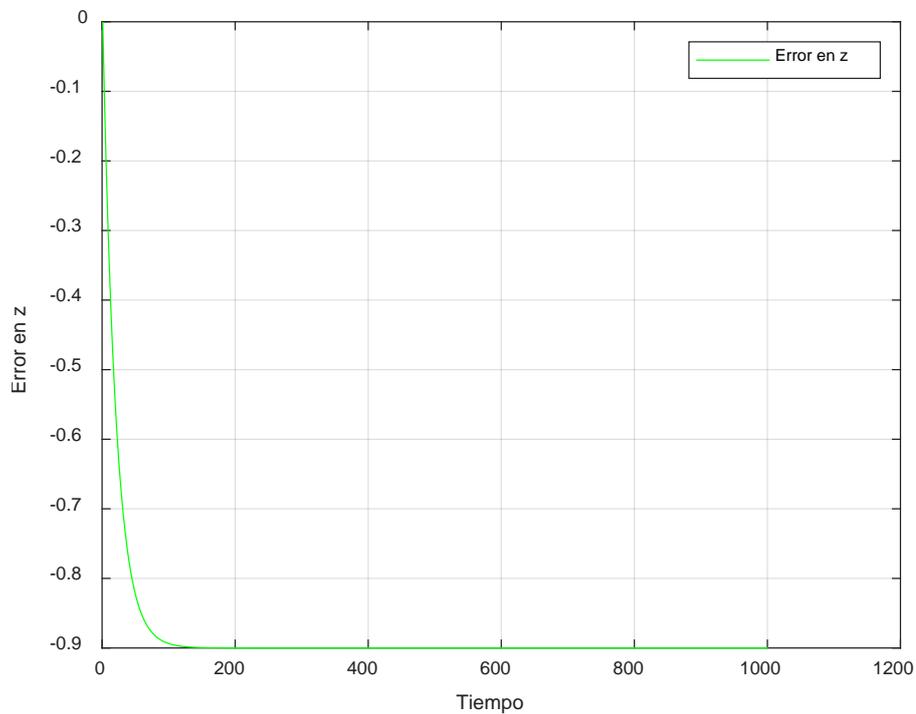


Figura N°48 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En las figuras 46 y 47 podemos observar los errores en el eje X y Y respectivamente, podemos notar que los errores crecen de forma oscilante a lo largo del tiempo, esto se debe a las componentes seno y coseno que conforman la trayectoria helicoidal, cabe resaltar que los errores oscilan hasta $t = 1000$ ya que se colocó un tiempo de simulación de 10 segundos. Para el caso del error en el eje Z podemos observar que este converge a cero en $t = 1.5$ segundos.

En el caso de la segunda prueba se definió la matriz de valores aleatorios $K_2 =$

$$\begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 25 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{teniéndose los siguientes resultados.}$$

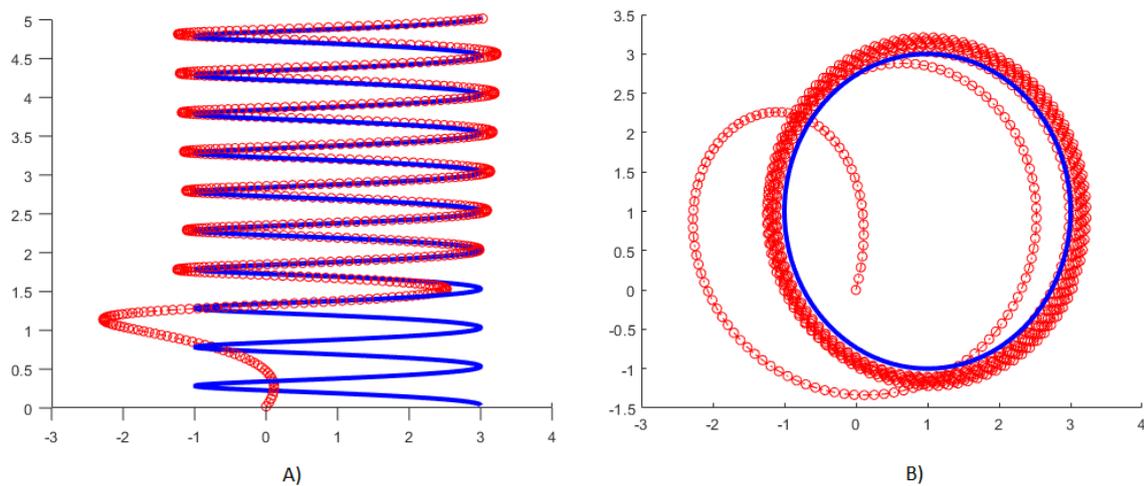


Figura N°49 Trayectoria helicoidal desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_2 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

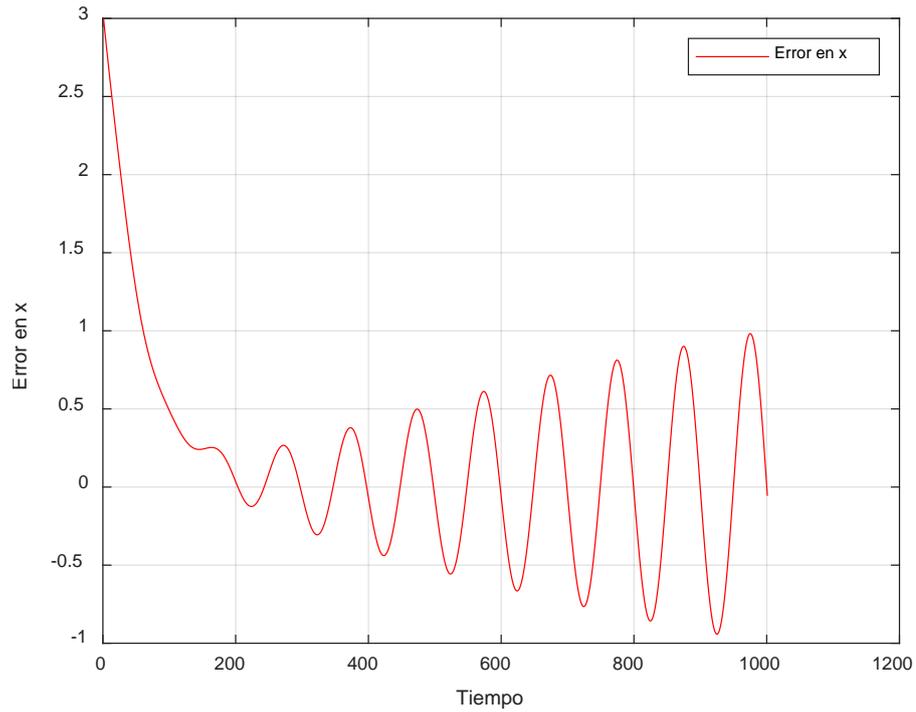


Figura N°50 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

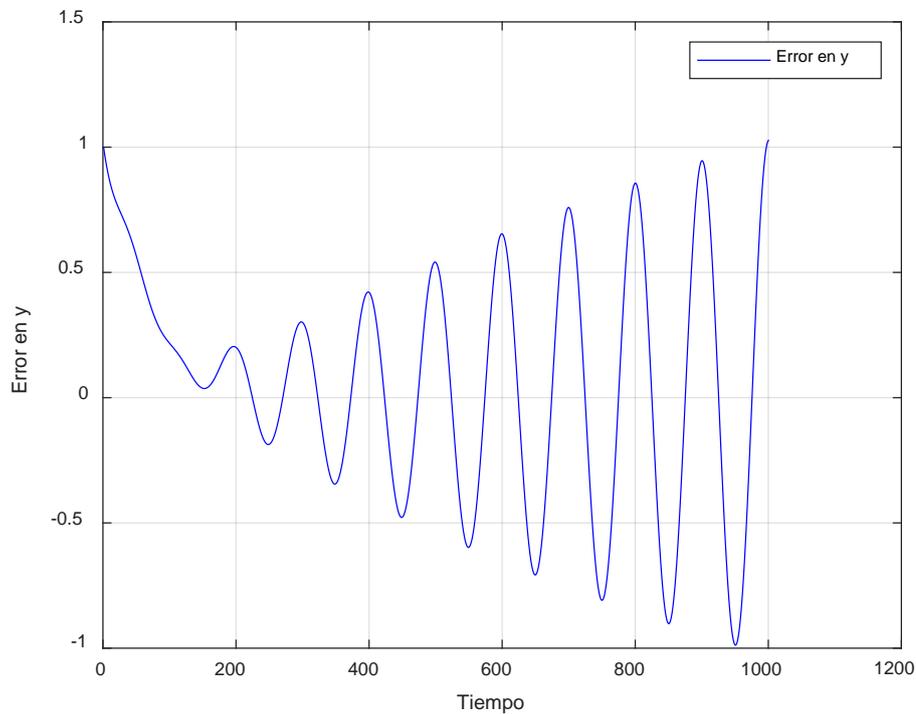


Figura N°51 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

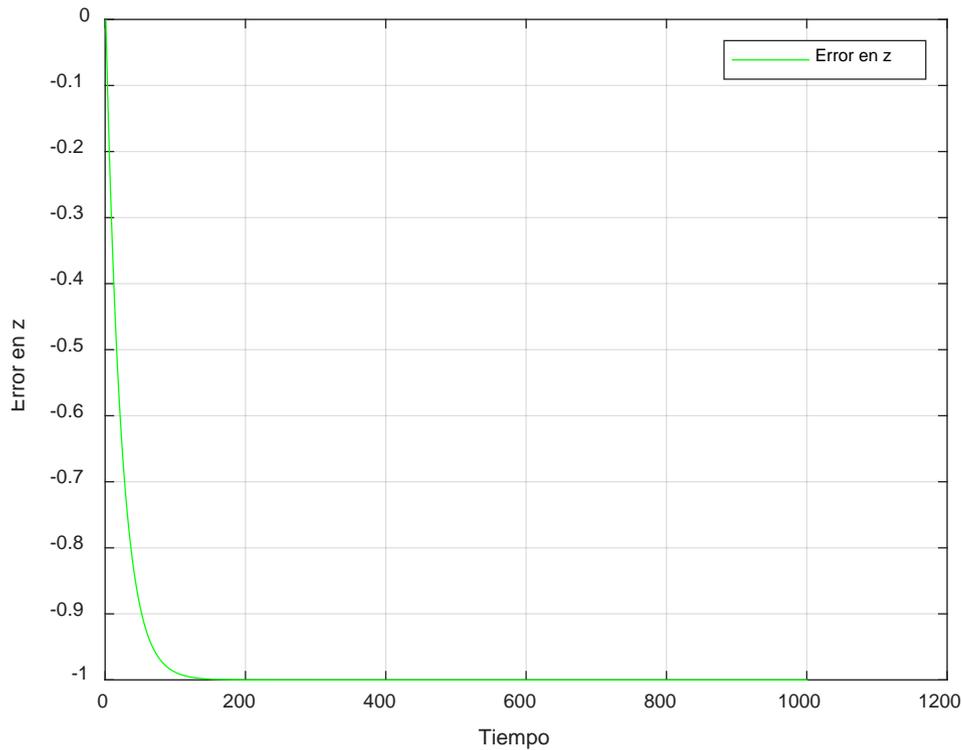


Figura N°52 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Para este caso la trayectoria que sigue el drone está más cerca a la deseada, esto podemos constatarlo al ver la figura 49, en la figura 49.a podemos observar que el drone realiza una trayectoria mejor definida que se traslapa en casi todo el trayecto con la trayectoria deseada de color azul, si observamos la figura 49.b podemos visualizar al detalle la trayectoria circular que realiza el drone, podemos observar que aún no logra estabilizarse y desarrollar una trayectoria uniforme, esto se ve reflejado en las figuras 50 y 51 donde podemos observar los errores en el eje X y Y respectivamente; ambos errores, al igual que en el caso anterior, oscilan de manera creciente a lo largo del tiempo esto nos indica que el drone comenzaría a generar una trayectoria circular de un radio creciente en el tiempo.

Para la tercera prueba se definió la matriz de valores aleatorios $K_3 =$

$$\begin{bmatrix} 25 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 25 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 35 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \text{teniéndose los siguientes resultados.}$$

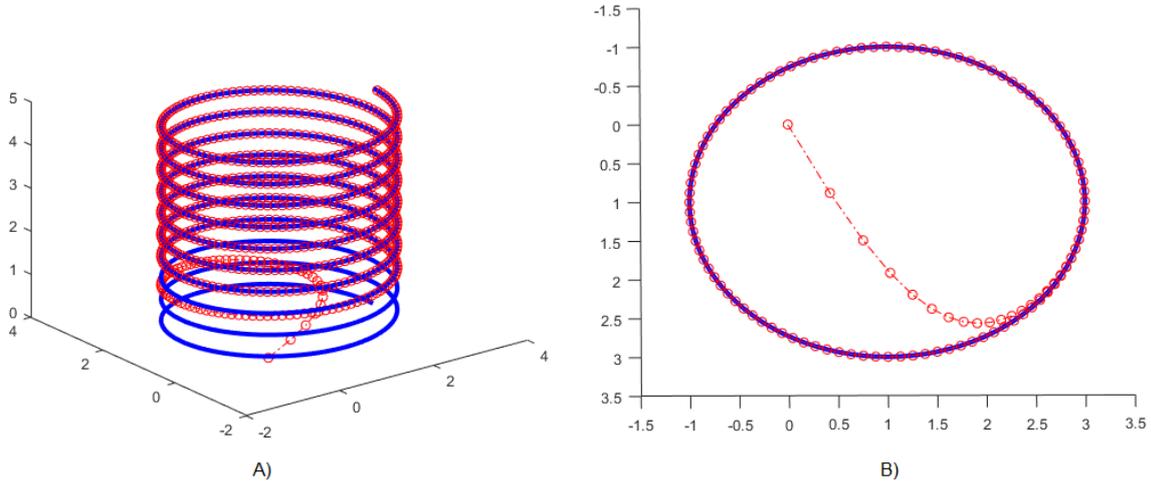


Figura N°53 Trayectoria helicoidal desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_3 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

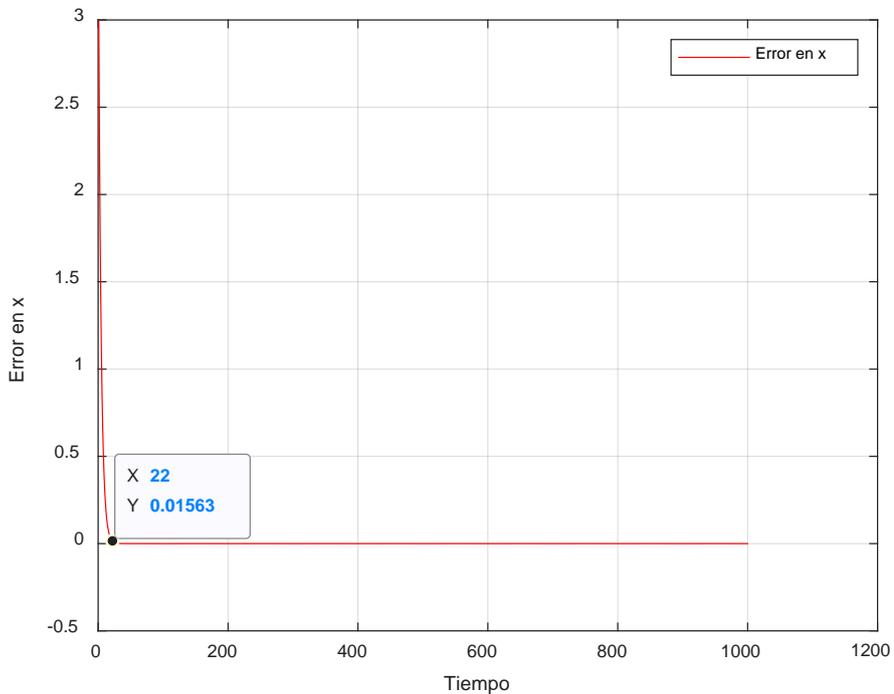


Figura N°54 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

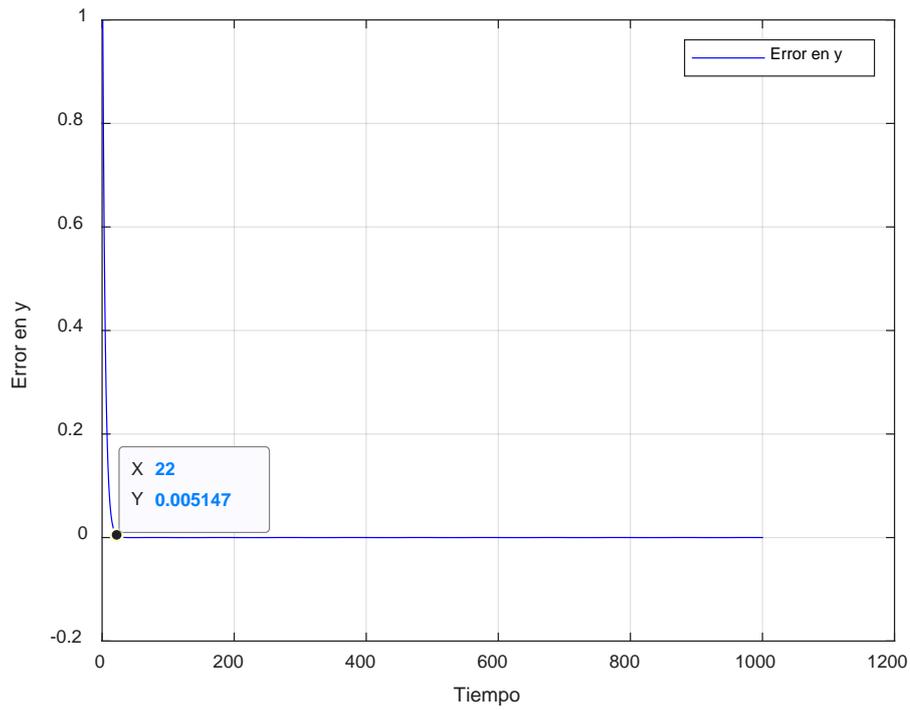


Figura N°55 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

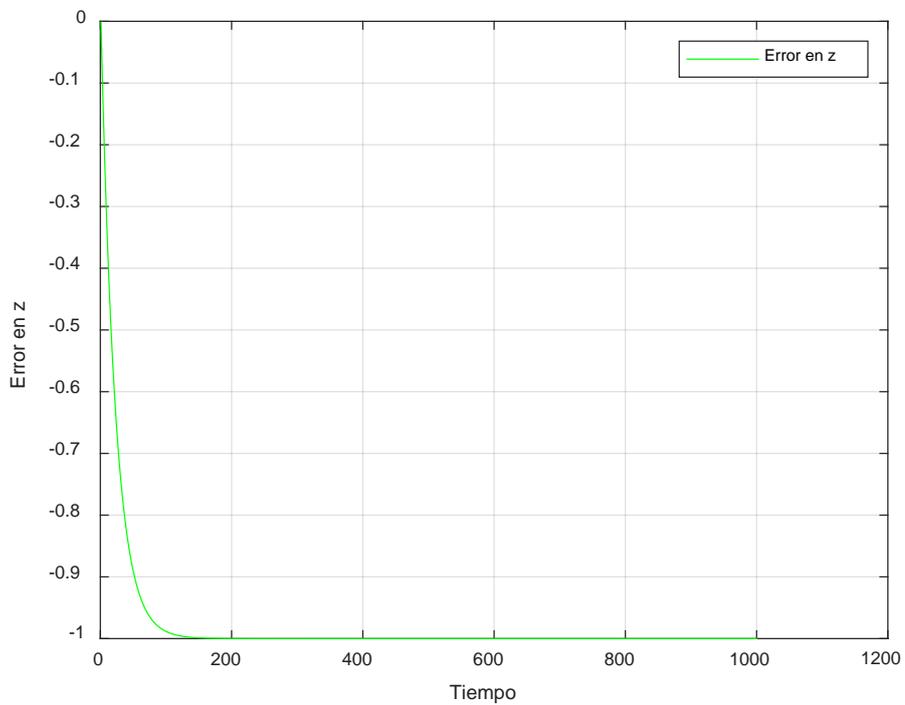


Figura N°56 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En este caso observamos una mejora considerable con respecto al caso anterior, esto se puede verificar en la figura 53.a donde observamos que la trayectoria que sigue el drone se traslapa por completo con la trayectoria deseada, del mismo modo en la figura 53.b podemos observar que la trayectoria circular uniforme que realiza el drone se traslapa por completo con la circunferencia de la trayectoria deseada.

7.3) Trayectoria Cardioide Especial

Una Cardioide Especial obedece las siguientes ecuaciones paramétricas generales:

$$x = a * \cos\varphi * (1 + \cos\varphi)$$

$$y = b * \cos\varphi * (1 - \cos(-\varphi))$$

Para nuestro caso, utilizamos una Cardioide Especial que obedece a las siguientes ecuaciones:

$$x_d = x_0 + 12 * \text{sen}(t) - 4 * \text{sin}(3 * t)$$

$$y_d = y_0 + 13 * \cos(t) - 5 * \cos(2 * t) - 2 * \cos(2 * t)$$

$$z_d = z_0 * t$$

Donde:

x_0 : Abscisa del centro de la circunferencia deseada.

y_0 : Ordenada del centro de la circunferencia deseada.

z_0 : Punto en el eje Z del centro de la circunferencia deseada.

r : Radio de la circunferencia.

f : Frecuencia para la trayectoria circular.

t : Componente temporal.

Para la prueba con la trayectoria helicoidal utilizamos los siguientes parámetros:

$x_0 = 1 \text{ m}$, $y_0 = 1 \text{ m}$, $z_0 = 5 \text{ m}$, $\phi = 45^\circ$, $r = 2 \text{ m}$, $f = 1 \text{ Hz}$

Y se definió la matriz de valores $K_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 5 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$ teniéndose los siguientes

resultados.

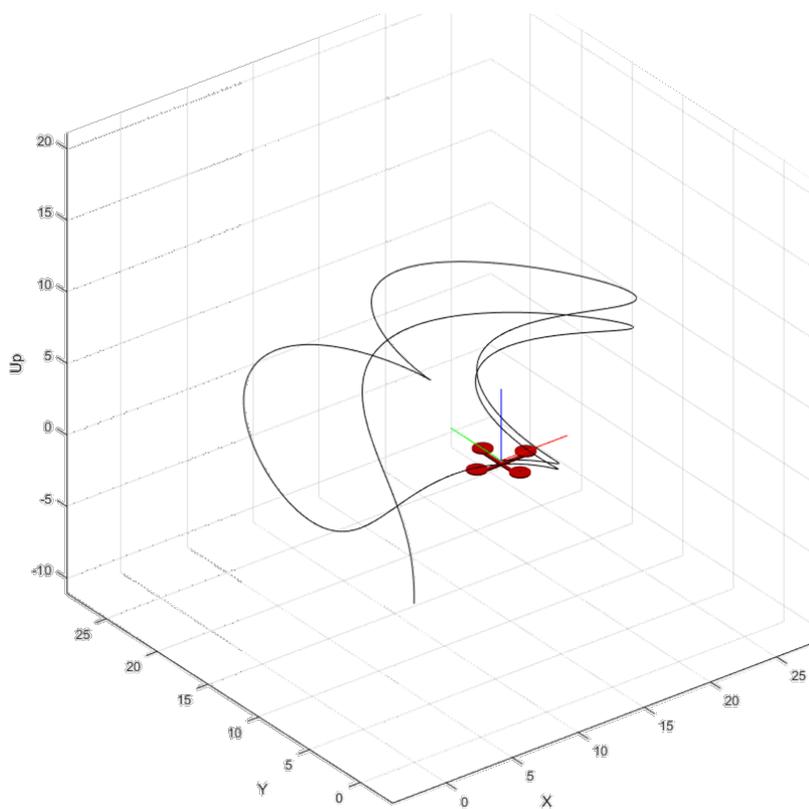


Figura N°57 Animación de la trayectoria cardiode especial del drone con una matriz de ganancias K_1 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

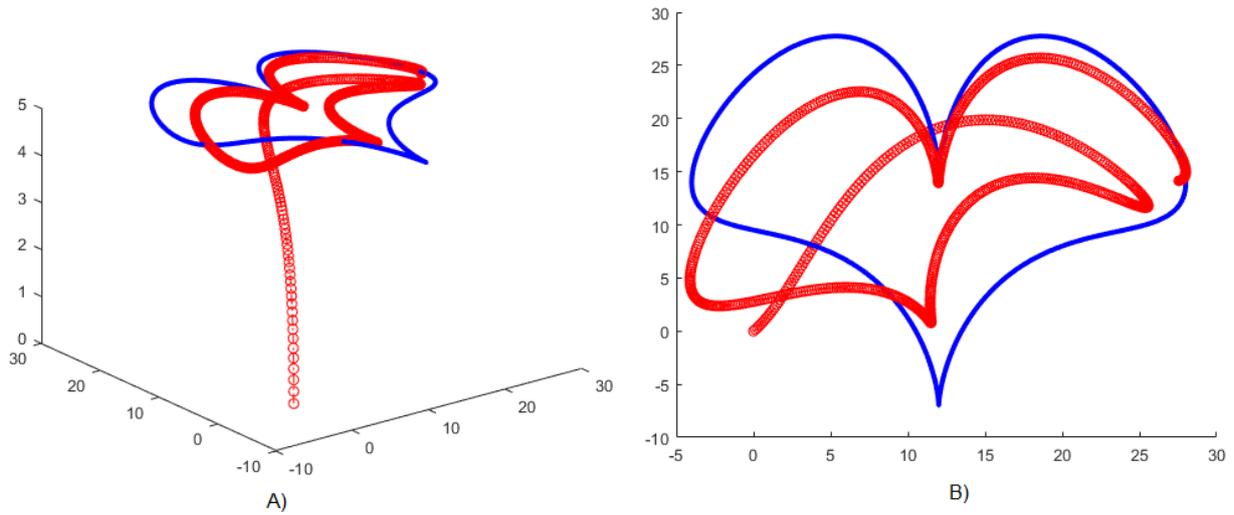


Figura N°58 Trayectoria cardiode especial desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_1
 Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

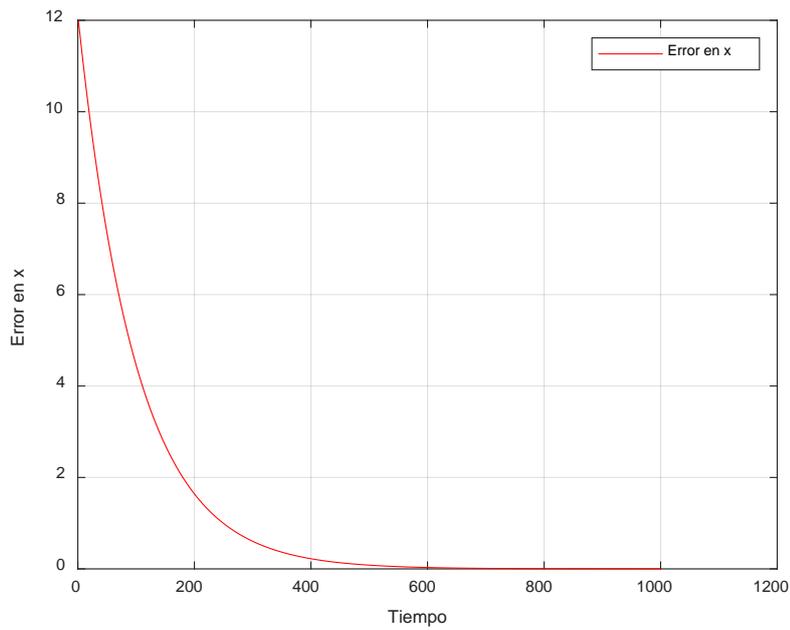


Figura N°59 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .
 Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

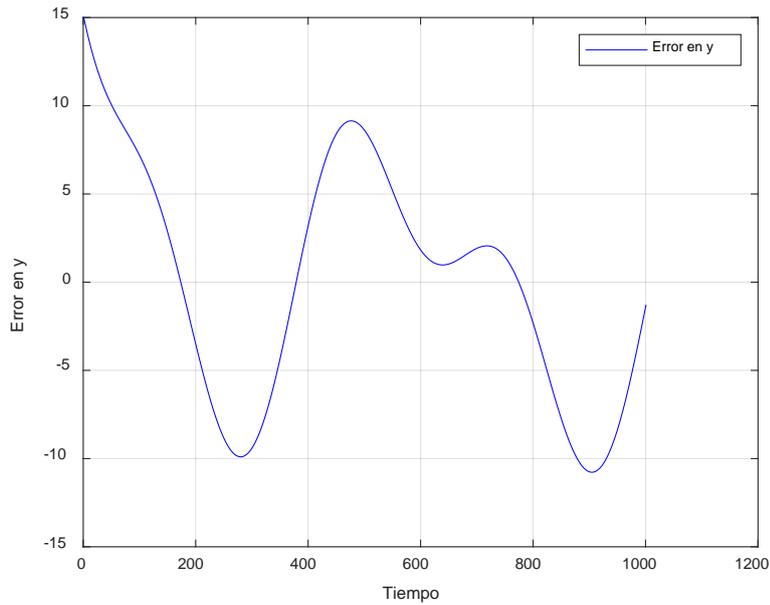


Figura N°60 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

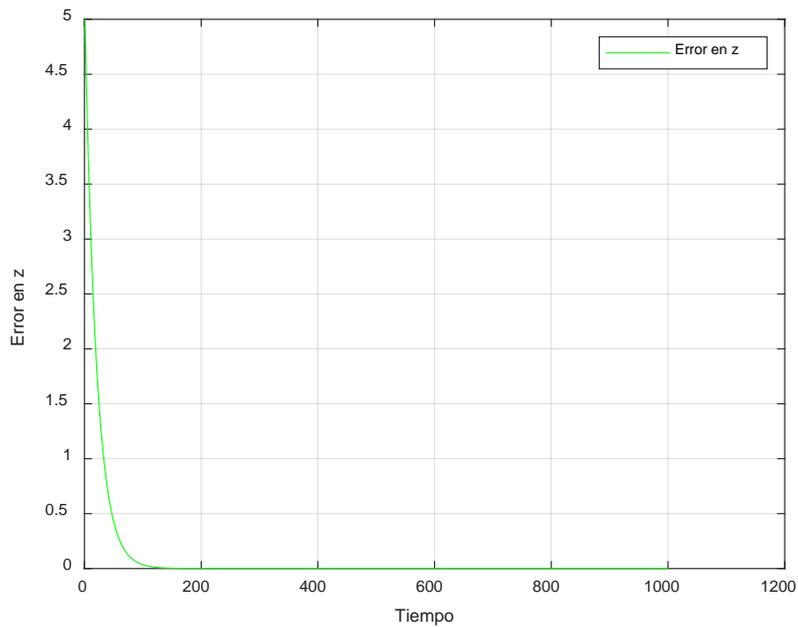


Figura N°61 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_1 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Para este caso podemos observar en la figura 58 que el drone no consigue seguir la trayectoria deseada, en la figura 58.b se puede observar claramente la trayectoria desarrollada por el drone. Asimismo, en la figura 59 podemos observar

que el error en el eje X logra tender a cero aproximadamente en $t = 5$ segundos, para el caso del error en el eje Y la figura 60 nos muestra un error oscilatorio que no logra estabilizarse en todo el tiempo de simulación, por otro lado, en la figura 61 podemos que el error si logra tender a cero en un tiempo de estabilización de $t = 1$ segundo aproximadamente.

Para el segundo caso se definió la matriz de valores aleatorios $K_2 =$

$$\begin{bmatrix} 10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 25 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \text{teniéndose los siguientes resultados.}$$

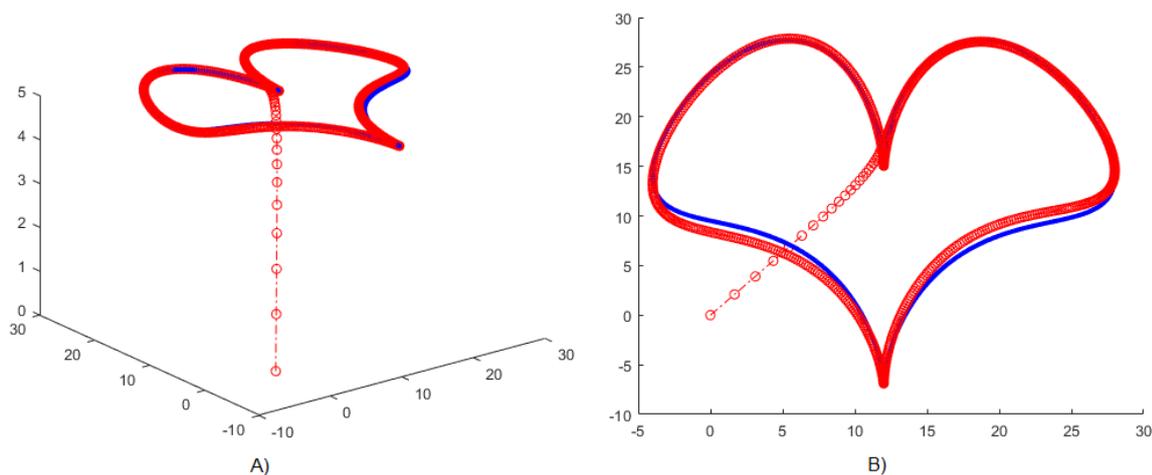


Figura N°62 Trayectoria cardiode especial desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_2 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En este caso podemos observar una mejora en la trayectoria que desarrolla el dron, en la figura 62. *b* se observa que el dron sigue la trayectoria deseada de forma parcial ya que las curvas inferiores no logran estabilizarse por completo en el plano XY , caso contrario sucede en el eje Z ya que la figura 62. *a* nos muestra

como el drone realiza un movimiento ascendente pronunciado para alcanzar la altura objetivo $z = 5$.

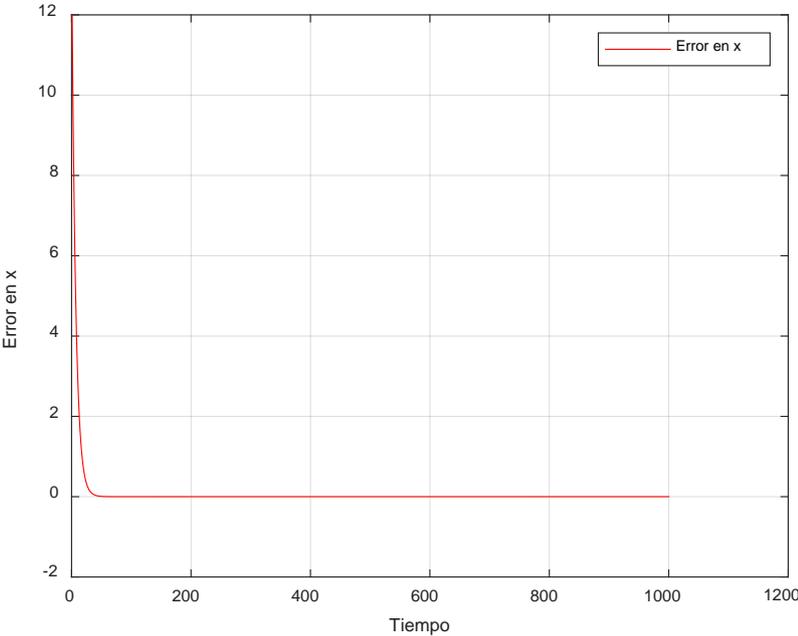


Figura N°63 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

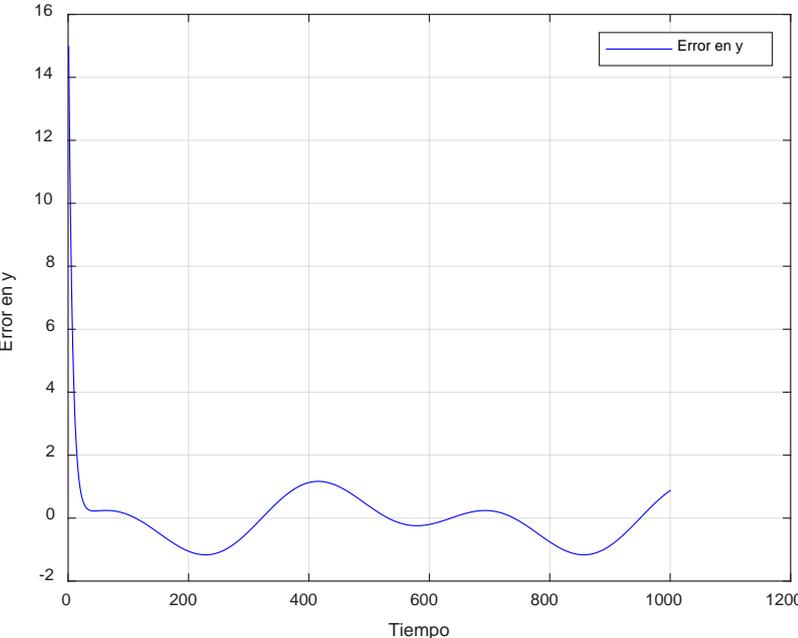


Figura N°64 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

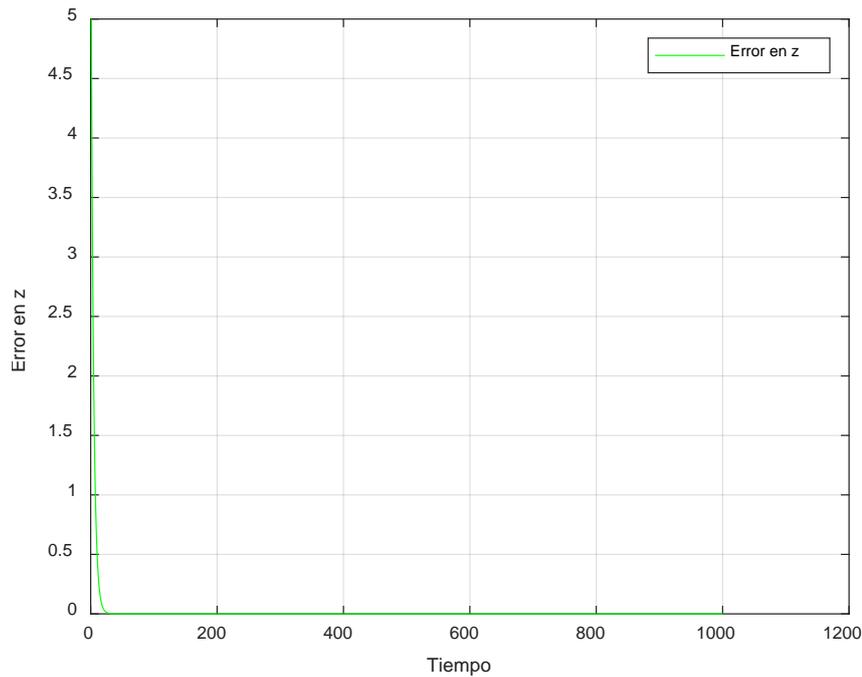


Figura N°65 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_2 .

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura 64 podemos corroborar que se genera un error oscilante en el plano XY, en específico en el eje Y donde el error no logra converger a cero como si sucede en los ejes X y Z, para el caso del eje Z podemos observar en la figura 65 que el tiempo de estabilización es muy corto.

Para la tercera prueba se definió la matriz de valores $K_3 = \begin{bmatrix} 25 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 25 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 35 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$

teniéndose los siguientes resultados.

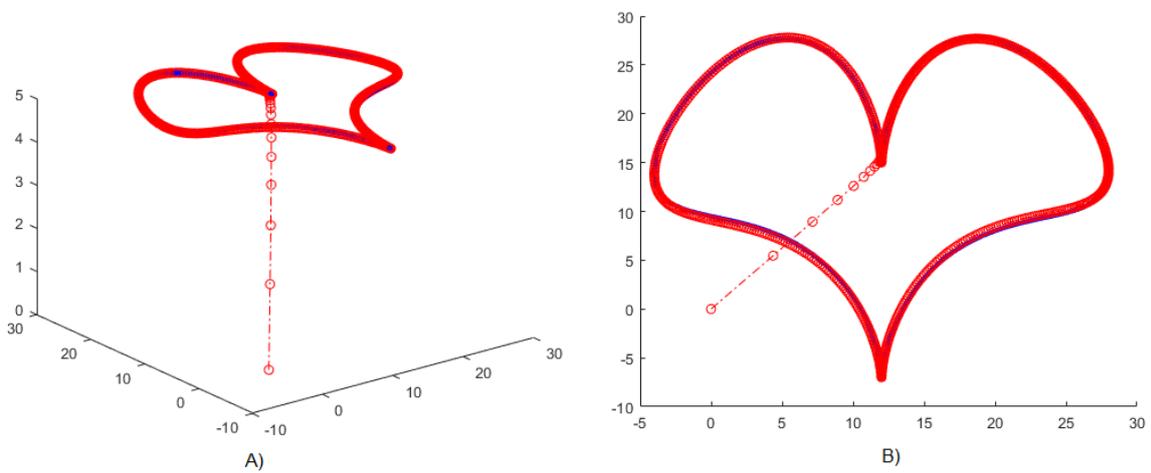


Figura N°66 Trayectoria cardiode especial desarrollada por el dron con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En la figura 66.a podemos observar que la trayectoria del dron se ajusta a la trayectoria deseada de manera uniforme, sin embargo en la figura 66.b observamos pequeñas desviaciones justamente en las curvas inferiores donde se presentó el problema en el caso anterior.

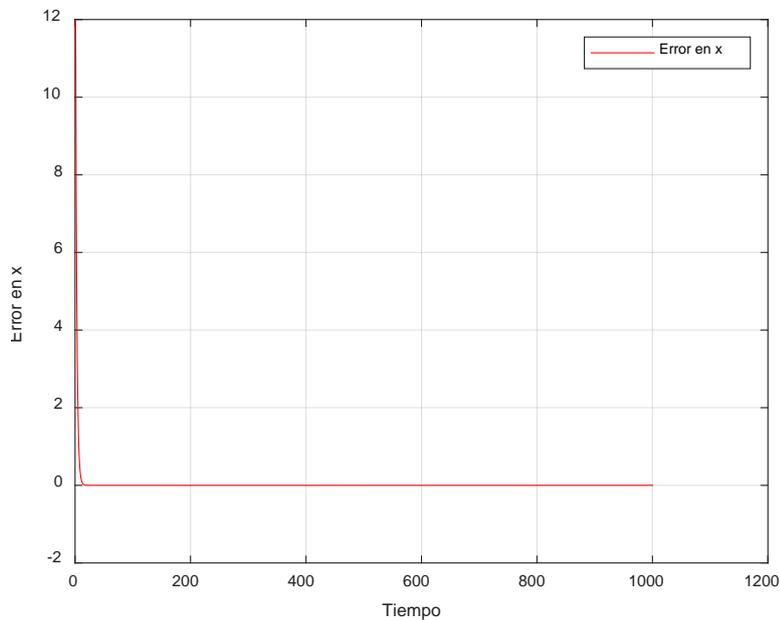


Figura N°67 Gráfica error de posición en X vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

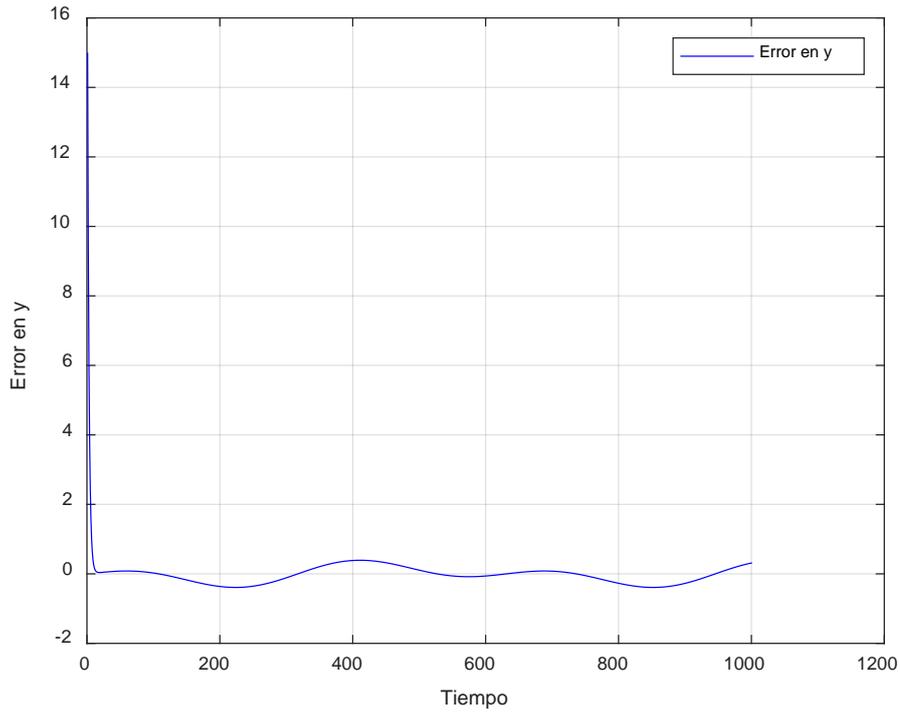


Figura N°68 Gráfica error de posición en Y vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

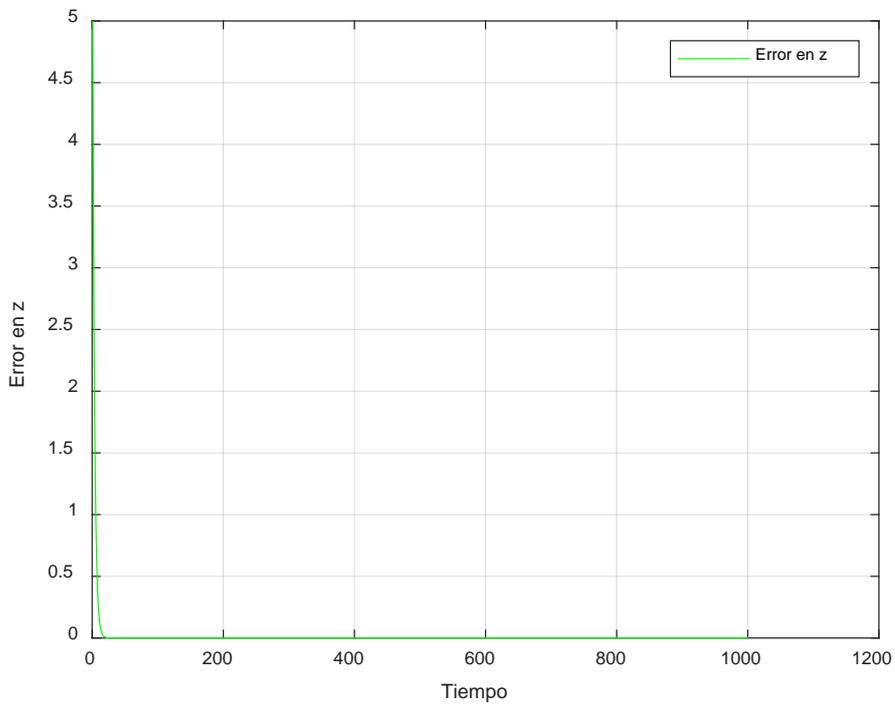


Figura N°69 Gráfica error de posición en Z vs tiempo con una matriz de ganancias K_3 .
Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

En las figuras 67 y 69 podemos observar que los errores tienden a cero en un tiempo de estabilización menor a 1 segundo, para el caso del error en el eje Y mantiene el comportamiento oscilatorio, pero con una disminución en la amplitud de la onda que se acerca al cero, cabe resaltar que podríamos incrementar el valor de las constantes de la matriz de ajuste, pero se podría generar descompensaciones en los otros dos ejes.

VI. DISCUSIÓN DE RESULTADOS

6.1 Contrastación y demostración de la hipótesis con los resultados

De acuerdo a los resultados obtenidos en el capítulo anterior y al contrastarlos con la hipótesis planteada podemos verificar lo siguiente:

La aplicación de la función de control de Lyapunov facilitó el proceso de diseño del sistema de seguimiento de trayectorias, ya que no fue necesario linealizar el modelo matemático del dron, lo que nos ayudó a reducir el trabajo operativo y tiempo de diseño.

En el capítulo 2 pudimos determinar el modelo matemático completo del dron, tomando en cuenta los movimientos rotacionales en su propio eje, este modelo incluye una componente referente a la compensación entre los sensores de medida tales como el giroscopio y el barómetro, para el diseño del controlador utilizamos el modelo cinemático del dron, este nos permitió desarrollar el controlador de vuelo que gobierna el movimiento de traslación que es de mayor interés en este caso.

En ese sentido, el controlador diseñado utilizando técnicas de control no lineal como lo es la función de control de Lyapunov nos permitió desarrollar el controlador de vuelo de una manera óptima, permitiéndole al dron realizar de manera autónoma el seguimiento de las trayectorias definidas, esto podemos corroborarlo con las gráficas de los errores generados a través del tiempo donde podemos observar que para cada caso éstos tienden a cero, en ese sentido podemos decir que si se cumple la hipótesis planteada.

6.2 Contrastación de resultados con otros estudios similares

Con respecto al trabajo titulado “Desarrollo de un sistema de limpieza usando drones monitoreados y administrados de forma remota mediante software visual y base de datos SQL para optimizar el mantenimiento de cúpulas en cámaras domo de la municipalidad del Callao”, realizado por el ingeniero Víctor Raúl Monteagudo Talaverano, se utilizó un dron armado en específico el dron AR.DRONE 2.0 en conjunto con el software de control se desarrolló un sistema cliente servidor para realizar los trabajo de limpieza. **En contraste con lo expuesto, en la presente tesis no se utilizó un dron armado previamente, sino que se implementó uno desde cero.**

En el trabajo desarrollado por la ingeniera Sara Gutiérrez Bermejo, titulado “Modelado, simulación y control inteligente de UAV’s”, se diseñó un controlador con el fin de que pueda estabilizar las perturbaciones que se generaban cuando el vehículo aéreo perdía masa en pleno vuelo, para ello utilizó técnicas de control adaptativas basadas en la función de Lyapunov. **En contraste con el trabajo expuesto, en la presente tesis de utilizó un dron cuadricóptero a diferencia del vehículo aéreo con aletas utilizado en el trabajo mencionado, lo que implica que se desarrolló distintos modelos matemáticos para el control.**

En contraste con el trabajo titulado “Control de posición de un UAV mediante estrategia de control predictivo para labores de monitoreo” desarrollado por los ingenieros Juan Fernando Jojoa Gómez y Sergio Fabián Moreno Cárdenas, **podemos comentar que utilizaron el dron de pruebas Parrot A. R Drone 2.0 y utilizaron el software Matlab para la simulación del sistema y su análisis.**

En el trabajo titulado “Control para la navegación pre - programada de trayectorias de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) aplicado a la supervisión y transmisión en línea de la calidad del aire” desarrollado por el ingeniero José Luis Morales Gordon, **se implementó un controlador para el seguimiento de trayectorias dentro de un dron comercial de la marca Phantom.**

En el caso del trabajo titulado “Sistema de navegación autónoma para un cuadricóptero en exteriores” desarrollado por el ingeniero Jaime Loring Castillo, **se utilizó una Raspberry Pi como software controlador y el software libre Mission Planner para la generación de rutas.**

Para el trabajo titulado “Modelado, simulación y control de un sistema de seguimiento de trayectorias para UAV's” desarrollado por los ingenieros Javier Payán Somet y Juan José Murillo Fuentes, **también se utilizó el dron comercial X8 Skywalker con ala volante y se realizó el control mediante bucle cerrado.**

6.3 Responsabilidad ética de acuerdo a los reglamentos vigentes

En el presente trabajo de investigación se ha desarrollado bajo el marco ético descrito en el documento llamado CÓDIGO DE ÉTICA DE INVESTIGACIÓN, en el cual se menciona los principios éticos del investigador, los cuales son:

- Probidad y profesionalismo, en el desarrollo de la presente tesis se han aplicado los procedimientos que exige la ingeniería con el fin de exponer detalladamente el problema identificado y proponer una solución puntual, explicándola y demostrándola con los resultados.
- Transparencia y honestidad, la mayoría de tablas y gráficas mostradas son de autoría propia, sin embargo, también se ha expuesto bases teóricas,

imágenes y gráficas, todas estas debidamente referenciadas en el apartado de referencias bibliográficas, cabe mencionar que si se llega a encontrar alguna parte de un trabajo no referenciado se procederá a corregir el error, sin antes mencionar que no existió ningún interés en apropiarse de propiedad intelectual ajena.

- Objetividad, en la investigación se ha expuesto y explicado, de manera teoría y práctica, el proceso que se tomó para poder probar la tesis planteada. Hay que mencionar que no es la única manera de dar solución a la problemática planteada, por lo que no existe ninguna limitación en tomar como referencia este trabajo para investigaciones futuras.

CONCLUSIONES

- ✓ Se logró obtener el modelo cinemático adecuado del dron para poder realizar la simulación del sistema de seguimiento de trayectorias, no se consideró dentro del modelo los parámetros de orientación en Pitch ni en Roll ya que se decidió no realizar el control de orientación en todos los ejes, solo en el eje Z (ángulo Yaw, φ).
- ✓ La matriz de ganancias K fue de gran utilidad en el ajuste del controlador ya que, como se mostró en el capítulo de resultados, para cada valor de la matriz de ganancias se tuvo distintas tasas de estabilización del sistema, esto vio reflejado en la disminución de los tiempos de convergencia a cero de los errores de posición.
- ✓ De la revisión bibliográfica sobre las técnicas de control pudimos encontrar diversos algoritmos que pueden ser utilizados para el controlador de vuelo, en nuestro caso utilizamos el algoritmo utilizando la pseudo-inversa del jacobiano, este algoritmo nos permitió obtener las velocidades necesarias que el dron debe tener para que pueda realizar la trayectoria deseada.
- ✓ Para el procesamiento de los datos de todos los sensores implementados se tuvo que escoger un microcontrolador de grandes prestaciones, en este caso se utilizó la tarjeta para Arduino BuePill, esta tarjeta cuenta con el microcontrolador de 32 bits STM32F103 C8T6, el cual nos permitió implementar el algoritmo de control de manera rápida ya que se puede programar con el IDE de Arduino.

- ✓ El alcance máximo para la transmisión de los datos de navegación desde el dron hasta la laptop de control estuvo limitado al módulo de comunicación Bluetooth, ya que este módulo nos permite una comunicación de hasta 5 metros, no obstante, en el mercado existen otros tipos de módulos para realizar una comunicación inalámbrica a larga distancia, pero con precios más elevados y en el caso de mercados internacionales con tiempos y precios de importación demasiado altos.
- ✓ El tiempo de vuelo es un factor a considerar si es que se desea realizar trayectorias de vuelo de larga distancia, teóricamente el tiempo de vuelo se puede estimar de la siguiente manera:

Tabla N°16. Consumo de dispositivos implementados en el dron.

DISPOSITIVO	CONSUMO
Motor Brushless x 4	9,5 A
Giroscopio	3,5 mA
Barómetro	650 uA
GPS	35 mA
Bluetooth	40 mA
STM32F103C8T6	100 mA
Total	38 179,15 mA

Fuente: Autoría propia, UNAC - 2022.

Utilizando una batería de 2000 mAh, tendríamos una autonomía de:

$$\frac{2000 \text{ mAh}}{38\,179,15 \text{ mA}} = 0.0523 \text{ h} = 3,15 \text{ min}$$

RECOMENDACIONES

- ✓ Cuando se requiere utilizar módulos externos para Arduino debemos tener mucho cuidado al adquirirlos, ya que la invasión de módulos falsificados podría retrasar el desarrollo del prototipo, generándose problemas al momento de programar el chip interno de cada módulo, problemas de cantidad de memoria flash, en los registros de entrada y salidas. Se recomienda obtener los módulos o accesorios del sistema de lugares autorizados, a pesar de ello siempre debemos verificar los códigos presentes en cada chip del módulo adquirido.
- ✓ Para la sintonización de la matriz de ajuste se podría definir alguna metodología de trabajo, por el momento en el presente trabajo de investigación, el ajuste de esta matriz se hizo mediante la prueba y error, obteniendo se resultados favorables, pero con mayor tiempo.
- ✓ En referencia al tiempo de vuelo del drones, esto puede ser referencial ya que si se desea realizar vuelos con trayectos más largos se podría optar por conseguir una batería con una capacidad mayor a la utilizada en el presente trabajo, pero siempre debemos tener el cuenta que el peso de las baterías es proporcional a la capacidad de estas, por ese motivo debemos considerar que si bien una batería con mayor duración podría alargar el tiempo de vuelo del drones, ésta también podría limitar su performance debido a la carga adicional que se le está colocando.
- ✓ Para el caso del sistema de transmisión de información, es el presente trabajo para efectos de pruebas se utilizó un módulo Bluetooth que cuenta

aproximadamente con 5 mts. de alcance máximo, sin embargo, si se desea realizar vuelos en campo abierto se podría optar con reemplazar este módulo por un módulo de radio frecuencia con más potencia que pueda transmitir y recibir los datos mediante un protocolo serial a una velocidad de 9600 bps, como ejemplo podemos mencionar el módulo APC220, este módulo nos permite transmitir información hasta 300 mts. aproximadamente.

REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS

- [1] Alberto Isidori. *Nolinear Control Systems*, tercera edición, Springer-Verlag, London, 1995.
- [2] Ana Sánchez Amores. *Control predictivo de un drone comercial*. Universidad de Sevilla, Escuela técnica superior de Ingeniería. Departamento de Sistemas y Automática, 2018.
- [3] Antonio José Aguilera Albendín. *Modelado, simulación y control de un sistema de seguimiento de trayectorias para UAV's*. Universidad de Sevilla, Escuela técnica superior de Ingeniería. Departamento de Sistemas y Automática, 2019.
- [4] Antonio Navarrete Guzmán. *Control Backstepping con modos deslizantes en tiempo discreto aplicado a un motor de corriente continua*. Instituto tecnológico de Tepic, Tecnológico nacional de México, Departamento de Ingeniería Eléctrica y Electrónica, 2019.
- [5] Arturo Rojas Moreno. *Control No Lineal Multivariable: Aplicaciones en tiempo real*, primera edición, Perú, 2011.
- [6] Bruno Siciliano, Lorenzo Sciavicco, Luigi Villani, Giuseppe Oriolo. *Robotics: Modelling, Planning and Control*, illustrated edition, Springer Science & Business Media, 2010.
- [7] Claudio Rosales, Gustavo Scaglia, Ricardo Carelli, Mario Jordan. *Seguimiento de trayectoria de un mini – helicóptero de cuatro rotores basado en métodos numéricos*. XIV Reunión de Trabajo Procesamiento de la Información y Control – RPIC 2011, 2011, pp. 495 – 500.

- [8] Daniel Alejandro Tamayo Salazar. Diseño y construcción de un banco de pruebas para el diseño de productos multirrotores. Universidad EAFIT. Design Engineering Research Group, 2015.
- [9] Eldrone.es. Historia de los drones, desde el siglo XIX hasta el 2016: Evolución y surgimiento del dron moderno, recuperado el 11 de octubre del 2020, de <http://eldrone.es/historia-de-los-drones/>.
- [10] Francisco Rodríguez Rubio, Manuel Jesús López Sánchez. Control Adaptativo y Robusto. Secretariado de publicaciones de la universidad de Sevilla, 1996, I.S.B.N.: 84-472-0319-0.
- [11] Jaime Loring Castillo. Sistema de navegación autónoma para un cuadricóptero en exteriores. Universidad Pontificia Comillas. Escuela Técnica Superior de Ingeniería, 2018.
- [12] Jhon J. Craig. Robótica, tercera edición, México, 2006, I.S.B.N.: 970-26-0772-8.
- [13] José Luis Morales Gordon. Control para la navegación pre – programada de trayectorias de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) aplicado a la supervisión y transmisión en línea de la calidad de aire. Escuela Superior Politécnica de Chimborazo. Instituto de Postgrado Educación Continua de la ESPOCH, 2016.
- [14] Juan F. Jojoa Gómez, Sergio F. Moreno Cárdenas. Control de posición de un UAV mediante una estrategia de control predictivo para labores de monitoreo. Universidad Santo Tomas. División de Ingenierías y Arquitectura. Facultad de Ingeniería Mecatrónica, 2015.
- [15] Lessia Monserrat Saynes Torres. Control basado en funciones de Lyapunov de control (CLF) para sistemas mecánicos modelados como péndulo simple:

Aplicación al control de Órtesis Activas. Benemérita Universidad Autónoma de Puebla. Facultad de Ciencia de la Electrónica. Instrumentación Electrónica, 2017.

[16] M. Vidyasagar. Nolinear Systems Analysis, second edition, 1993.

[17] Maite Fernández. Vuelo de récord: este dron hace una entrega a 100 km en alta mar. Innovadores by Inndux. TIC Transporte. Recuperado el 15 de octubre del 2020, de <https://innovadores.inndux.com/es/vuelo-de-record-este-dron-hace-una-entrega-a-100-km-en-alta-mar/>

[18] María Elena Gavilán, José Daniel Muñoz. Simulación por dinámica molecular del movimiento de un trompo pesado. Revista Colombiana de Física, vol.38, no.1, 2006.

[19] Nelson Javier Rodríguez. Obtención de las variables de posición angular Pitch, Roll, Yaw de una aeronave por medio de una unidad de medición inercial a través del filtro de Kalman. Tecno Esufa. Ciencia y tecnología aeronáutica, 2012, pp. 20 – 28.

[20] Patricio Planells Ortí. Desarrollo del modelo dinámico de un cuatrirrotor y diseño de los sistemas de control de estabilización y seguimiento autónomo de trayectorias. Universidad Politécnica de Valencia. Escuela Técnica Superior Ingenieros Industriales Valencia, 2015.

[21] Sara, Gutiérrez Bermejo. Modelado, simulación y control inteligente de UAV's. Universidad de Sevilla, Escuela técnica superior de Ingeniería. Departamento de Sistemas y Automática, 2013.

[22] Weisstein, Eric W. Euler Angles. MathWorld--A Wolfram. Recuperado el 11 de octubre del 2020, recuperado de <https://mathworld.wolfram.com/EulerAngles.html>

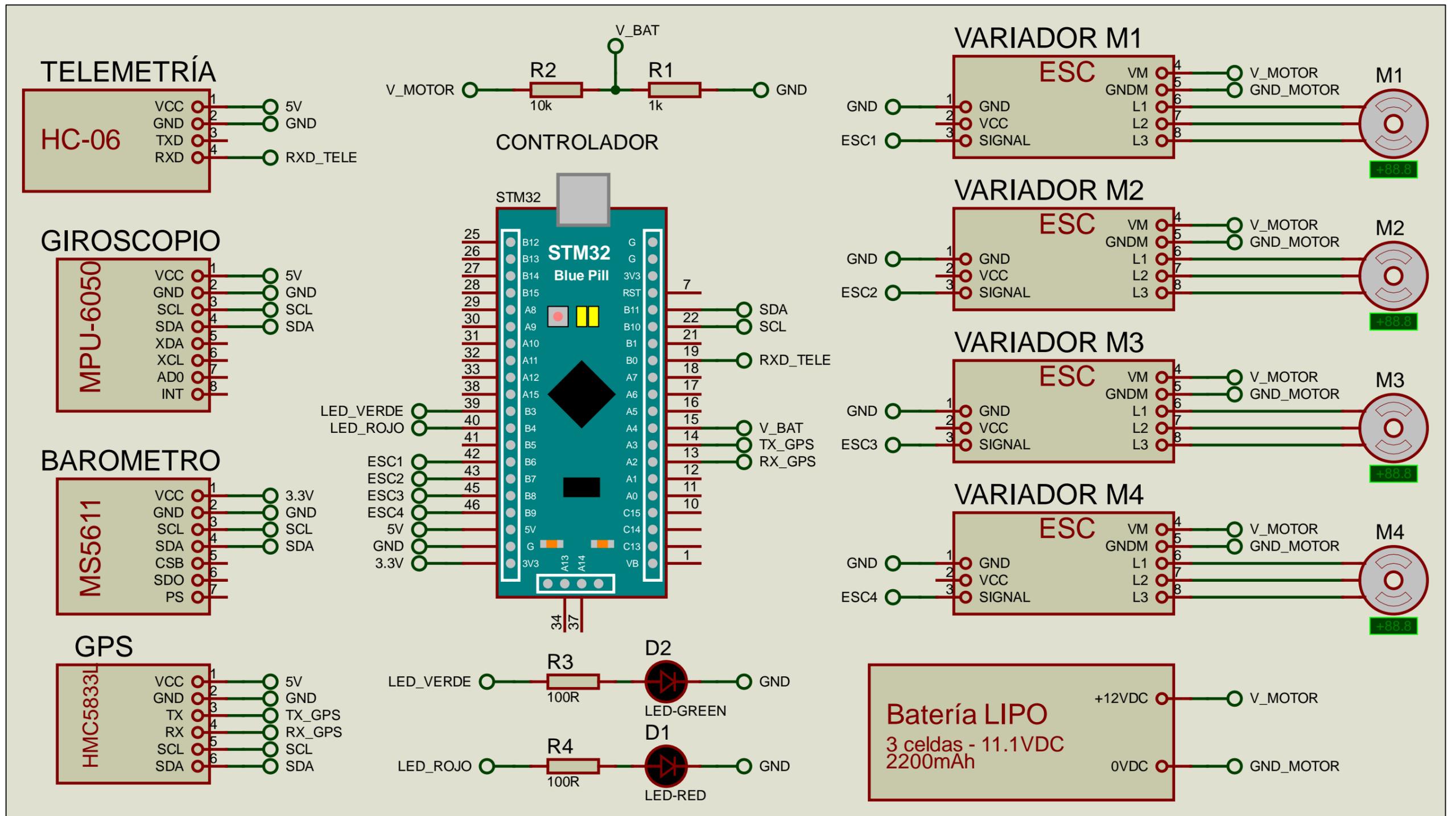
ANEXOS

MATRIZ DE CONSISTENCIA

TITULO: "SISTEMA DE SEGUIMIENTO DE TRAYECTORIA UTILIZANDO TÉCNICAS DE CONTROL NO LINEAL PARA LA NAVEGACIÓN AUTÓNOMA DE DRONE EN ESPACIO CONTROLADO"

PROBLEMA GENERAL	OBJETIVO GENERAL	HIPÓTESIS GENERAL	VARIABLES	DIMENSIONES	METODOLOGÍA
¿De qué manera influye el diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando técnicas de Control No Lineal en la navegación autónoma de un dron en espacio controlado?	Diseñar y simular un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando técnicas de control no lineal para la navegación autónoma de un dron.	La aplicación de técnicas de control no lineal permitirá que el dron pueda seguir las trayectorias deseadas de manera autónoma.	Variable dependiente Navegación autónoma de un dron.	<ul style="list-style-type: none"> Estimar el tiempo necesario para realizar una trayectoria. Trazar la trayectoria de vuelo 	<p>TIPO DE INVESTIGACIÓN: Científica aplicada Experimental</p> <p>DISEÑO:</p> <ul style="list-style-type: none"> Definición matemática de la cinemática y dinámica de un UAV. Estudio de las técnicas de Control No Lineal. Diseño e implementación del controlador en Simulink. Análisis de la respuesta en el tiempo del sistema. Redacción de las conclusiones y recomendaciones.
PROBLEMA ESPECÍFICO	OBJETIVOS ESPECIFICOS	HIPOTESIS ESPECIFICA	Variable dependiente	DIMENSIONES	METODOLOGÍA
<ul style="list-style-type: none"> ¿De qué manera incide la aplicación de la función de control de Lyapunov en el diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias? ¿De qué manera incide el modelo matemático del dron en el sistema de control de vuelo? ¿Qué consideraciones debemos tomar para que el dron pueda realizar un vuelo de manera autónoma en un espacio controlado? 	<ul style="list-style-type: none"> Estudiar los métodos de control no lineal e identificar la técnica de control no lineal a utilizar para poder desarrollar el sistema de control y seguimiento de trayectorias. Determinar el modelo matemático que describe el comportamiento cinemático del dron. Diseñar el controlador de vuelo autónomo y simular el sistema para evaluar la respuesta en el tiempo. 	<ul style="list-style-type: none"> La aplicación de la función de control de Lyapunov permitirá optimizar el proceso de diseño del sistema de seguimiento de trayectorias del dron. El modelo matemático del dron es de gran importancia en el diseño y simulación del sistema de seguimiento de trayectorias. El espacio de pruebas y las condiciones externas influye en el seguimiento de trayectorias del dron. 	Variable independiente Diseño y simulación de un sistema de seguimiento de trayectorias utilizando la función de control de Lyapunov	<ul style="list-style-type: none"> Comprobar la estabilidad del sistema de seguimiento de trayectorias. Estimar el tiempo de autonomía del dron. 	<p>METODO DE LA INVESTIGACIÓN: Método Inductivo – Experimental</p> <p>POBLACION Y MUESTRA: No corresponde.</p> <p>POBLACION Y MUESTRA: No corresponde.</p> <p>TECNICAS E INSTRUMENTOS DE RECOLECCION DE DATOS: No corresponde.</p> <p>PROCEDIMIENTOS DE RECOLECCION DE DATOS: No corresponde.</p> <p>PROCESAMIENTO ESTADÍSTICO: No corresponde.</p>

DIAGRAMA DE CONEXIONES DEL SISTEMA



DASHBOARD DEL SISTEMA DE CONTROL Y MONITOREO REMOTO



Universidad Nacional del Callao

Ciencia y Tecnología del Tercer Milenio
Universidad Licenciada, Resolución N° 171-2019-SUNEDU/CD



SISTEMA DE CONTROL Y MONITOREO



Puerto

COM4

Latitud

-11.873836

Longitud

-77.061452

Angle Roll

-5

Angle Pitch

9

Altura

0

Voltage

11.9



Error



Zoom

19

Map Format

roadmap

Actualizar

Actualizar

Importar

Agregar Ruta

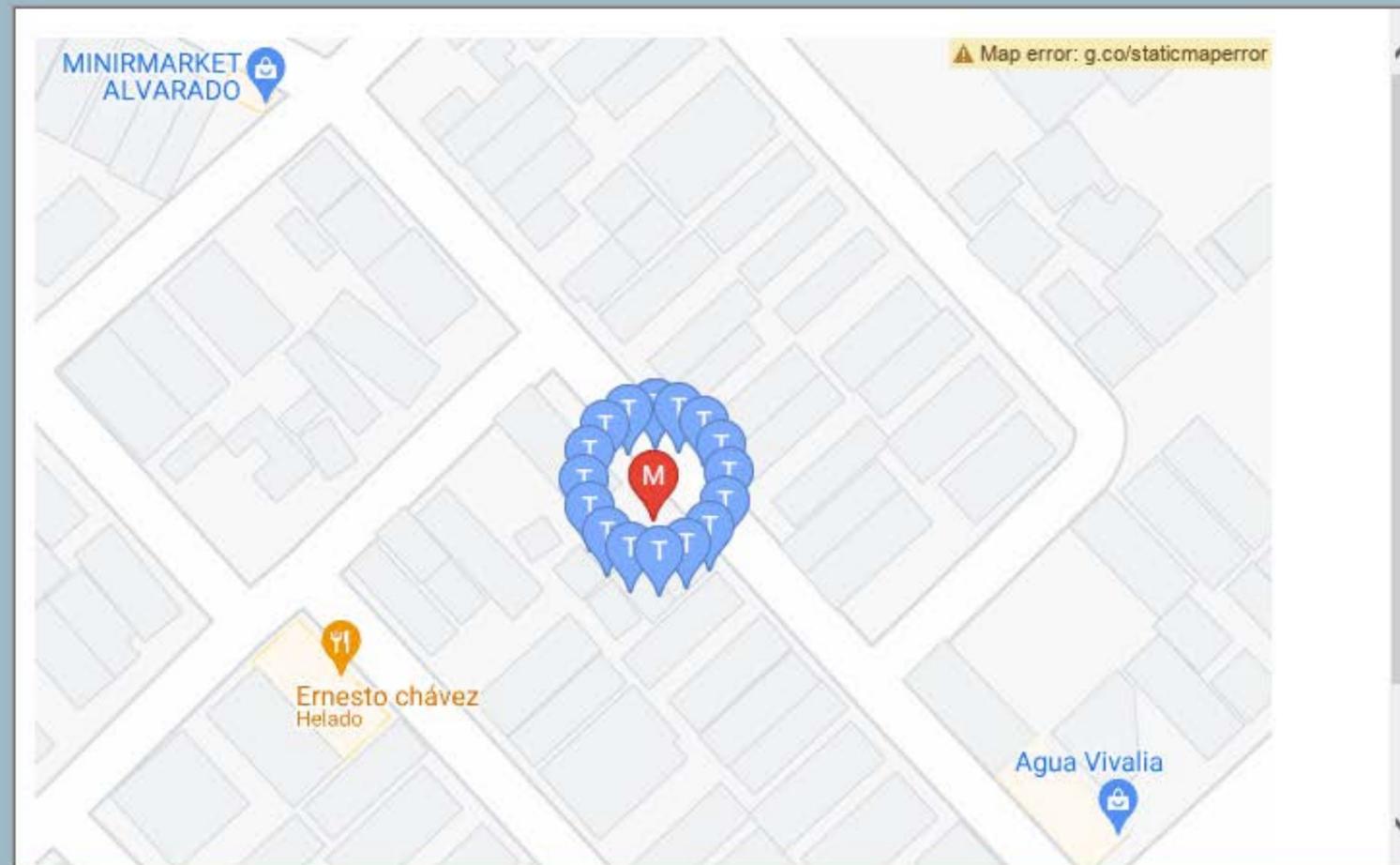
Mostrar

Mostrar Ruta

Exportar

Exportar Datos

STOP

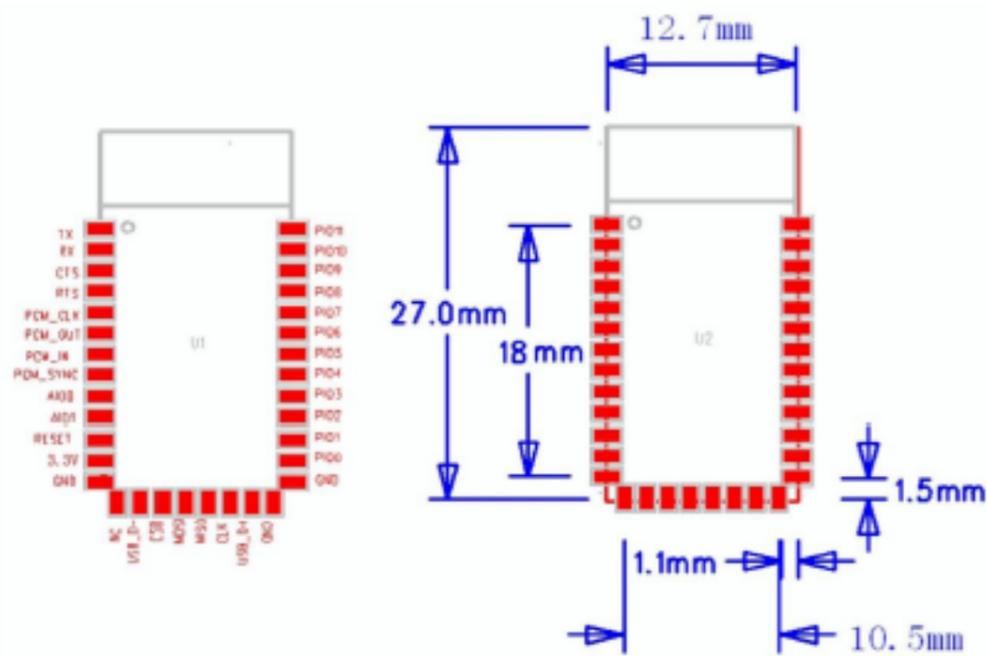


MODULO HC-05 BLUETOOTH

Software features

- Default Baud rate: 38400, Data bits:8, Stop bit:1,Parity:No parity, Data control: has. Supported baud rate: 9600,19200,38400,57600,115200,230400,460800.
- Given a rising pulse in PIO0, device will be disconnected.
- Status instruction port PIO1: low-disconnected, high-connected;
- PIO10 and PIO11 can be connected to red and blue led separately. When master and slave are paired, red and blue led blinks 1time/2s in interval, while disconnected only blue led blinks 2times/s.
- Auto-connect to the last device on power as default.
- Permit pairing device to connect as default.
- Auto-pairing PINCODE:"0000" as default
- Auto-reconnect in 30 min when disconnected as a result of beyond the range of connection.

Hardware



USB_+	20	Bi-Directional		
NC	14			
PCM_CLK	5	Bi-Directional	Synchronous PCM data clock	
PCM_OUT	6	CMOS output	Synchronous PCM data output	
PCM_IN	7	CMOS Input	Synchronous PCM data input	
PCM_SYNC	8	Bi-Directional	Synchronous PCM data strobe	

AT command Default:

How to set the mode to server (master):

1. Connect PIO11 to high level.
2. Power on, module into command state.
3. Using baud rate 38400, sent the "AT+ROLE=1\r\n" to module, with "OK\r\n" means setting successes.
4. Connect the PIO11 to low level, repower the module, the module work as server (master).

AT commands: (all end with \r\n)

1. Test command:

Command	Respond	Parameter
AT	OK	-

2. Reset

Command	Respond	Parameter
AT+RESET	OK	-

3. Get firmware version

Command	Respond	Parameter
AT+VERSION?	+VERSION:<Param> OK	Param : firmware version

Example:

```
AT+VERSION?\r\n
+VERSION:2.0-20100601
OK
```

4. Restore default

Command	Respond	Parameter
AT+ORGL	OK	-

Default state:

Slave mode, pin code :1234, device name: H-C-2010-06-01 ,Baud 38400bits/s.

5. Get module address

Command	Respond	Parameter
AT+ADDR?	+ADDR:<Param> OK	Param: address of Bluetooth module

Bluetooth address: NAP: UAP : LAP

Example:

```
AT+ADDR?\r\n
+ADDR:1234:56:abcdef
OK
```

6. Set/Check module name:

Command	Respond	Parameter
AT+NAME=<Param>	OK	Param: Bluetooth module name
AT+NAME?	+NAME:<Param> OK (/FAIL)	(Default :HC-05)

Example:

```
AT+NAME=HC-05\r\n    set the module name to "HC-05"
OK
AT+NAME=ITEADStudio\r\n
OK
AT+NAME?\r\n
+NAME: ITEADStudio
OK
```

7. Get the Bluetooth device name:

Command	Respond	Parameter
AT+RNAME?<Param1>	1. +NAME:<Param2> OK 2. FAIL	Param1,Param 2 : the address of Bluetooth device

Example: (Device address 00:02:72:0d:22:24, name: ITEAD)

```
AT+RNAME? 0002, 72, 0d2224\r\n
+RNAME:ITEAD
OK
```

8. Set/Check module mode:

Command	Respond	Parameter
AT+ROLE=<Param>	OK	Param:
AT+ROLE?	+ROLE:<Param>	0- Slave

MÓDULO MPU-6050 – GYROSCOPIO Y ACCELEROMETRO



MPU-6000/MPU-6050 Product Specification

Document Number: PS-MPU-6000A-00
Revision: 3.3
Release Date: 5/16/2012

6 Electrical Characteristics

6.1 Gyroscope Specifications

VDD = 2.375V-3.46V, VLOGIC (MPU-6050 only) = 1.8V±5% or VDD, T_A = 25°C

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS	NOTES
GYROSCOPE SENSITIVITY						
Full-Scale Range	FS_SEL=0 FS_SEL=1 FS_SEL=2 FS_SEL=3		±250 ±500 ±1000 ±2000		°/s °/s °/s °/s	
Gyroscope ADC Word Length			16		bits	
Sensitivity Scale Factor	FS_SEL=0 FS_SEL=1 FS_SEL=2 FS_SEL=3		131 65.5 32.8 16.4		LSB/(°/s) LSB/(°/s) LSB/(°/s) LSB/(°/s)	
Sensitivity Scale Factor Tolerance	25°C	-3		+3	%	
Sensitivity Scale Factor Variation Over Temperature			±2		%	
Nonlinearity	Best fit straight line; 25°C		0.2		%	
Cross-Axis Sensitivity			±2		%	
GYROSCOPE ZERO-RATE OUTPUT (ZRO)						
Initial ZRO Tolerance	25°C		±20		°/s	
ZRO Variation Over Temperature	-40°C to +85°C		±20		°/s	
Power-Supply Sensitivity (1-10Hz)	Sine wave, 100mVpp; VDD=2.5V		0.2		°/s	
Power-Supply Sensitivity (10 - 250Hz)	Sine wave, 100mVpp; VDD=2.5V		0.2		°/s	
Power-Supply Sensitivity (250Hz - 100kHz)	Sine wave, 100mVpp; VDD=2.5V		4		°/s	
Linear Acceleration Sensitivity	Static		0.1		°/s/g	
SELF-TEST RESPONSE						
Relative	Change from factory trim	-14		14	%	1
GYROSCOPE NOISE PERFORMANCE						
Total RMS Noise	FS_SEL=0 DLPFCFG=2 (100Hz)		0.05		°/s-rms	
Low-frequency RMS noise	Bandwidth 1Hz to 10Hz		0.033		°/s-rms	
Rate Noise Spectral Density	At 10Hz		0.005		°/s/√Hz	
GYROSCOPE MECHANICAL FREQUENCIES						
X-Axis		30	33	36	kHz	
Y-Axis		27	30	33	kHz	
Z-Axis		24	27	30	kHz	
LOW PASS FILTER RESPONSE						
	Programmable Range	5		256	Hz	
OUTPUT DATA RATE						
	Programmable	4		8,000	Hz	
GYROSCOPE START-UP TIME						
ZRO Settling (from power-on)	DLPFCFG=0 to ±1% of Final		30		ms	

1. Please refer to the following document for further information on Self-Test: MPU-6000/MPU-6050 Register Map and Descriptions



6.2 Accelerometer Specifications

VDD = 2.375V-3.46V, VLOGIC (MPU-6050 only) = 1.8V±5% or VDD, T_A = 25°C

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS	NOTES
ACCELEROMETER SENSITIVITY						
Full-Scale Range	AFS_SEL=0 AFS_SEL=1 AFS_SEL=2 AFS_SEL=3		±2 ±4 ±8 ±16		g g g g	
ADC Word Length	Output in two's complement format		16		bits	
Sensitivity Scale Factor	AFS_SEL=0 AFS_SEL=1 AFS_SEL=2 AFS_SEL=3		16,384 8,192 4,096 2,048		LSB/g LSB/g LSB/g LSB/g	
Initial Calibration Tolerance			±3		%	
Sensitivity Change vs. Temperature	AFS_SEL=0, -40°C to +85°C		±0.02		%/°C	
Nonlinearity	Best Fit Straight Line		0.5		%	
Cross-Axis Sensitivity			±2		%	
ZERO-G OUTPUT						
Initial Calibration Tolerance	X and Y axes Z axis		±50 ±80		mg mg	1
Zero-G Level Change vs. Temperature	X and Y axes, 0°C to +70°C Z axis, 0°C to +70°C		±35 ±60		mg	
SELF TEST RESPONSE						
Relative	Change from factory trim	-14		14	%	2
NOISE PERFORMANCE						
Power Spectral Density	@10Hz, AFS_SEL=0 & ODR=1kHz		400		μg/√Hz	
LOW PASS FILTER RESPONSE						
	Programmable Range	5		260	Hz	
OUTPUT DATA RATE						
	Programmable Range	4		1,000	Hz	
INTELLIGENCE FUNCTION INCREMENT			32		mg/LSB	

1. Typical zero-g initial calibration tolerance value after MSL3 preconditioning
2. Please refer to the following document for further information on Self-Test: *MPU-6000/MPU-6050 Register Map and Descriptions*

MÓDULO MS5611 – BARÓMETRO

MS5611-01BA03

Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap

FEATURES

FIELD OF APPLICATION

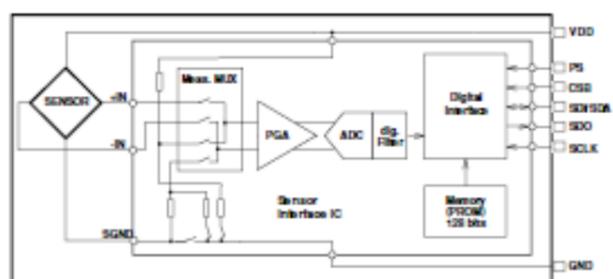
- Mobile altimeter / barometer systems
- Bike computers
- Variometers
- Height sensing for medical alarms
- Indoor navigation

TECHNICAL DATA

Sensor Performances (V _{DD} = 3 V)				
Pressure	Min	Typ	Max	Unit
Range	10		1200	mbar
ADC	24			bit
Resolution (1)	0.065 / 0.042 / 0.027 / 0.018 / 0.012			mbar
Accuracy 25°C, 750 mbar	-1.5		+1.5	mbar
Error band, -20°C to +85°C, 450 to 1100 mbar (2)	-2.5		+2.5	mbar
Response time (1)	0.5 / 1.1 / 2.1 / 4.1 / 8.22			ms
Long term stability		±1		mbar/yr
Temperature	Min	Typ	Max	Unit
Range	-40		+85	°C
Resolution		<0.01		°C
Accuracy	-0.8		+0.8	°C

Notes: (1) Oversampling Ratio: 256 / 512 / 1024 / 2048 / 4096
(2) With autozero at one pressure point

FUNCTIONAL BLOCK DIAGRAM



MS5611-01BA03

Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap

PERFORMANCE SPECIFICATIONS**ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS**

Parameter	Symbol	Conditions	Min.	Typ.	Max	Unit
Supply voltage	V _{DD}		-0.3		+4.0	V
Storage temperature	T _s		-40		+125	°C
Overpressure	P _{max}				6	bar
Maximum Soldering Temperature	T _{max}	40 sec max			250	°C
ESD rating		Human Body Model	-4		+4	kV
Latch up		JEDEC standard No 78	-100		+100	mA

ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Parameter	Symbol	Conditions	Min.	Typ.	Max	Unit
Operating Supply voltage	V _{DD}		1.8	3.0	3.6	V
Operating Temperature	T		-40	+25	+85	°C
Supply current (1 sample per sec.)	I _{DD}	OSR 4096 2048 1024 512 256		12.5 6.3 3.2 1.7 0.9		μA
Peak supply current		during conversion		1.4		mA
Standby supply current		at 25°C		0.02	0.14	μA
VDD Capacitor		From VDD to GND	100			nF

ANALOG DIGITAL CONVERTER (ADC)

Parameter	Symbol	Conditions	Min.	Typ.	Max	Unit
Output Word				24		bit
Conversion time	t _c	OSR 4096 2048 1024 512 256	7.40 3.72 1.88 0.95 0.48	8.22 4.13 2.08 1.06 0.54	9.04 4.54 2.28 1.17 0.60	ms

MS5611-01BA03

Barometric Pressure Sensor, with stainless steel cap

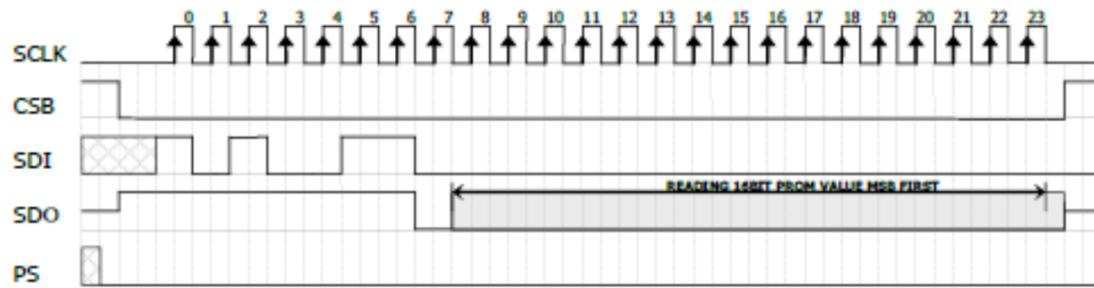


Figure 9: PROM Read sequence, address = 011 (Coefficient 3).

I²C INTERFACE

COMMANDS

Each I²C communication message starts with the start condition and it is ended with the stop condition. The MS5611-01BA address is 111011Cx, where C is the complementary value of the pin CSB. Since the IC does not have a microcontroller inside, the commands for I²C and SPI are quite similar.

RESET SEQUENCE

The reset can be sent at any time. In the event that there is not a successful power on reset this may be caused by the SDA being blocked by the module in the acknowledge state. The only way to get the MS5611-01BA to function is to send several SCLKs followed by a reset sequence or to repeat power on reset.

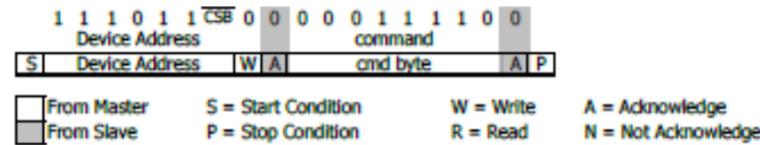


Figure 10: I²C Reset Command

PROM READ SEQUENCE

The PROM Read command consists of two parts. First command sets up the system into PROM read mode. The second part gets the data from the system.

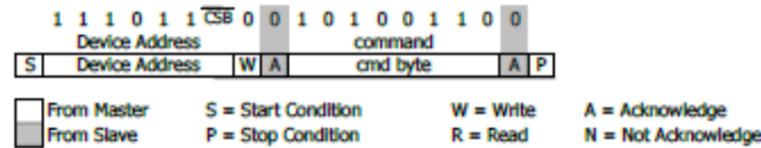


Figure 11: I²C Command to read memory address= 011 (Coefficient 3)

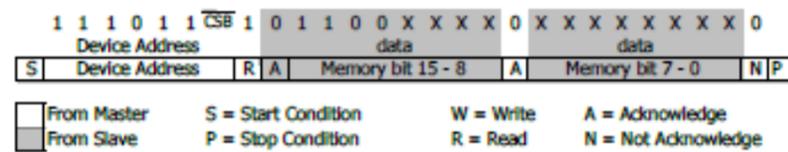


Figure 12: I²C answer from MS5611-01BA

MÓDULO HMC5883L – MAGNETÓMETRO Y COMPÁS

HMC5883L

SPECIFICATIONS (* Tested at 25°C except stated otherwise.)

Characteristics	Conditions*	Min	Typ	Max	Units
-----------------	-------------	-----	-----	-----	-------

Power Supply

Supply Voltage	VDD Referenced to AGND	2.16		3.6	Volts
	VDDIO Referenced to DGND	1.71	1.8	VDD+0.1	Volts
Average Current Draw	Idle Mode	-	2	-	µA
	Measurement Mode (7.5 Hz ODR; No measurement average, MA1:MA0 = 00) VDD = 2.5V, VDDIO = 1.8V	-	100	-	µA

Performance

Field Range	Full scale (FS) – total applied field (Typical)	-8		+8	gauss
Mag Dynamic Range	3-bit gain control	±1		±8	gauss
Resolution	VDD=3.0V, GN=2		5		milli-gauss
Linearity	±2.0 gauss input range			0.1	±% FS
Hysteresis	±2.0 gauss input range		±25		ppm
Cross-Axis Sensitivity	Test Conditions: Cross field = 0.5 gauss, Happlied = ±3 gauss		±0.2%		%FS/gauss
Output Rate (ODR)	Continuous Measurement Mode	0.75		75	Hz
	Single Measurement Mode			160	Hz
Measurement Period	From receiving command to data ready		6		msec
Turn-on Time	Ready for I2C commands		200		µs
Gain Tolerance	All gain/dynamic range settings		±5		%
I ² C Address	7-bit address		0x1E		hex
	8-bit read address		0x3D		hex
	8-bit write address		0x3C		hex
I ² C Rate	Controlled by I ² C Master			400	kHz
I ² C Hysteresis	Hysteresis of Schmitt trigger inputs on SCL and SDA - Fall (VDDIO=1.8V) Rise (VDDIO=1.8V)		0.2*VDDIO		Volts
			0.8*VDDIO		Volts
Self Test	X & Y Axes		±1.16		gauss
	Z Axis		±1.08		
	X & Y Axes (GN=100) Z Axis (GN=100)		510		LSb

General

ESD Voltage	Human Body Model (all pins)			2000	Volts
	CDM			750	
Operating Temperature	Ambient	-30		85	°C
Storage Temperature	Ambient, unbiased	-40		125	°C
Reflow Classification	MSL 3, 260 °C Peak Temperature				
Package Size	Length and Width	2.85	3.00	3.15	mm
Package Height		0.8	0.9	1.0	mm

HMC5883L

REGISTERS

This device is controlled and configured via a number of on-chip registers, which are described in this section. In the following descriptions, *set* implies a logic 1, and *reset* or *clear* implies a logic 0, unless stated otherwise.

Register List

The table below lists the registers and their access. All address locations are 8 bits.

Address Location	Name	Access
00	Configuration Register A	Read/Write
01	Configuration Register B	Read/Write
02	Mode Register	Read/Write
03	Data Output X MSB Register	Read
04	Data Output X LSB Register	Read
05	Data Output Z MSB Register	Read
06	Data Output Z LSB Register	Read
07	Data Output Y MSB Register	Read
08	Data Output Y LSB Register	Read
09	Status Register	Read
10	Identification Register A	Read
11	Identification Register B	Read
12	Identification Register C	Read

Table2: Register List

Register Access

This section describes the process of reading from and writing to this device. The device uses an address pointer to indicate which register location is to be read from or written to. These pointer locations are sent from the master to this slave device and succeed the 7-bit address plus 1 bit read/write identifier.

To minimize the communication between the master and this device, the address pointer updates automatically without master intervention. This automatic address pointer update has two additional features. First when address 12 or higher is accessed the pointer updates to address 00 and secondly when address 08 is reached, the pointer rolls back to address 03. Logically, the address pointer operation functions as shown below.

```
If (address pointer = 08) then address pointer = 03  
Else if (address pointer >= 12) then address pointer = 0  
Else (address pointer) = (address pointer) + 1
```

The address pointer value itself cannot be read via the I²C bus.

Any attempt to read an invalid address location returns 0's, and any write to an invalid address location or an undefined bit within a valid address location is ignored by this device.

To move the address pointer to a random register location, first issue a "write" to that register location with no data byte following the command. For example, to move the address pointer to register 10, send 0x3C 0x0A.

HMC5883L

Data Output X Registers A and B

The data output X registers are two 8-bit registers, data output register A and data output register B. These registers store the measurement result from channel X. Data output X register A contains the MSB from the measurement result, and data output X register B contains the LSB from the measurement result. The value stored in these two registers is a 16-bit value in 2's complement form, whose range is 0xF800 to 0x07FF. DXRA0 through DXRA7 and DXRB0 through DXRB7 indicate bit locations, with *DXRA* and *DXRB* denoting the bits that are in the data output X registers. DXRA7 and DXRB7 denote the first bit of the data stream. The number in parenthesis indicates the default value of that bit.

In the event the ADC reading overflows or underflows for the given channel, or if there is a math overflow during the bias measurement, this data register will contain the value -4096. This register value will clear when after the next valid measurement is made.

DXRA7	DXRA6	DXRA5	DXRA4	DXRA3	DXRA2	DXRA1	DXRA0
(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)
DXRB7	DXRB6	DXRB5	DXRB4	DXRB3	DXRB2	DXRB1	DXRB0
(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)

Table 13: Data Output X Registers A and B

Data Output Y Registers A and B

The data output Y registers are two 8-bit registers, data output register A and data output register B. These registers store the measurement result from channel Y. Data output Y register A contains the MSB from the measurement result, and data output Y register B contains the LSB from the measurement result. The value stored in these two registers is a 16-bit value in 2's complement form, whose range is 0xF800 to 0x07FF. DYRA0 through DYRA7 and DYRB0 through DYRB7 indicate bit locations, with *DYRA* and *DYRB* denoting the bits that are in the data output Y registers. DYRA7 and DYRB7 denote the first bit of the data stream. The number in parenthesis indicates the default value of that bit.

In the event the ADC reading overflows or underflows for the given channel, or if there is a math overflow during the bias measurement, this data register will contain the value -4096. This register value will clear when after the next valid measurement is made.

DYRA7	DYRA6	DYRA5	DYRA4	DYRA3	DYRA2	DYRA1	DYRA0
(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)
DYRB7	DYRB6	DYRB5	DYRB4	DYRB3	DYRB2	DYRB1	DYRB0
(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)	(0)

Table 14: Data Output Y Registers A and B

Data Output Z Registers A and B

The data output Z registers are two 8-bit registers, data output register A and data output register B. These registers store the measurement result from channel Z. Data output Z register A contains the MSB from the measurement result, and data output Z register B contains the LSB from the measurement result. The value stored in these two registers is a 16-bit value in 2's complement form, whose range is 0xF800 to 0x07FF. DZRA0 through DZRA7 and DZRB0 through DZRB7 indicate bit locations, with *DZRA* and *DZRB* denoting the bits that are in the data output Z registers. DZRA7 and DZRB7 denote the first bit of the data stream. The number in parenthesis indicates the default value of that bit.

In the event the ADC reading overflows or underflows for the given channel, or if there is a math overflow during the bias measurement, this data register will contain the value -4096. This register value will clear when after the next valid measurement is made.