

Tecnológico de Costa Rica

Escuela de Ingeniería Electrónica

Programa de Licenciatura en Ingeniería Electrónica



**Desarrollo de un sistema Hardware-in-the-Loop  
para la implementación de un control  
automático para la orientación  
de un satélite tipo CubeSat**

Informe de Trabajo Final de Graduación para optar por el título de  
Ingeniero en Electrónica con el grado académico de Licenciatura

Julián Orozco Calderón

Cartago, 15 de noviembre, 2024



Este trabajo titulado *Desarrollo de un sistema Hardware-in-the-Loop para la implementación de un control automático para la orientación de un satélite tipo CubeSat* por Julián Orozco Calderón, se encuentra bajo la Licencia Creative Commons Atribución 4.0 International.

Para ver una copia de esta Licencia, visite <http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>.

Declaro que el presente Trabajo Final de Graduación, previo a la obtención del título de Licenciado en Ingeniería en Electrónica, ha sido realizado enteramente por mi persona y es absolutamente original y auténtico.

En los casos en que he utilizado bibliografía, he procedido a indicar las fuentes mediante las respectivas citas bibliográficas, consciente de que el hecho de no respetar los derechos de autor implica sanciones universitarias y/o legales.

En consecuencia, asumo la responsabilidad total por el trabajo de graduación realizado y por el contenido del correspondiente informe final.

Julián Orozco Calderón

Cartago, 15 de noviembre de 2024

Céd: 1-1757-0095

Instituto Tecnológico de Costa Rica  
Escuela de Ingeniería Electrónica  
Trabajo Final de Graduación  
Acta de Aprobación

Defensa de Trabajo Final de Graduación  
Requisito para optar por el título de Ingeniero en Electrónica  
Grado Académico de Licenciatura

El Tribunal Evaluador aprueba la defensa del trabajo final de graduación denominado *Desarrollo de un sistema Hardware-in-the-Loop para la implementación de un control automático para la orientación de un satélite tipo CubeSat*, realizado por el señor Julián Orozco Calderón y, hace constar que cumple con las normas establecidas por la Escuela de Ingeniería Electrónica del Instituto Tecnológico de Costa Rica.

Miembros del Tribunal Evaluador

---

Ing. Adolfo Chaves Jiménez  
Profesor Lector

---

Ing. William Marín Moreno  
Profesor Lector

---

Ing. Johan Carvajal Godínez  
Profesor Asesor

Cartago, 15 de noviembre, 2024

# Resumen

El presente proyecto busca desarrollar un sistema Hardware in-the-Loop para la implementación de un sistema de control automático en un entorno de simulación del ambiente espacial. Para lograr el desarrollo del sistema, se define una arquitectura lógica del sistema para representar los diferentes componentes de hardware y software del sistema HIL, esto con el objetivo de establecer la comunicación entre los elementos y definir la secuencia de operación del sistema. Al establecer la arquitectura del sistema, se logra una comunicación efectiva con una frecuencia de muestreo de 500 Hz y un error máximo entre la señal enviada y la señal recibida de 6%.

Se realiza el diseño de un entorno de simulación que permite integrar modelos para describir el entorno espacial junto con la implementación de un controlador LQR lineal, con el objetivo de mantener la orientación del CubeSat en una orientación deseada. Al obtener los resultados en simulación, se logra un control de orientación capaz de mantener la estabilidad y un error menor a los 2° en simulación.

Por otro lado, como parte de la validación del sistema desarrollado, se implementó en la planta 3DOF Gyroscope el controlador LQR mediante casos de uso en el apuntamiento a Nadir, al Sol y al Cenit del CubeSat. Durante las pruebas, se logró un control estable en la planta, obteniendo errores menores a los 2° en los ejes de pitch y yaw y 6° en el eje roll.

Por último, se realiza la evaluación del sistema con la comparación de los controladores PD y LQR, donde se puede concluir que el controlador LQR presenta una mejor respuesta en el manejo de referencias fijas, sin embargo, el PD tiene una mejor capacidad para adaptarse a cambios rápidos en las referencias variables debido a su componente derivativa en respuesta a la tasa de cambio del error actual. Con esto, se concluye que el sistema desarrollado tiene la capacidad de evaluar el rendimiento de controladores en distintos escenarios realistas del CubeSat.

**Palabras clave:** Hardware in-the-Loop, 3DOF Gyroscope, Orientación, Sistema de control, CubeSat

# Abstract

The present project aims to develop a Hardware-in-the-Loop (HIL) system for the implementation of an automatic control system within a simulated space environment. To achieve this, a logical system architecture is defined to represent the different hardware and software components of the HIL system, with the objective of establishing communication between the elements and defining the system's operational sequence. By establishing this architecture, real-time communication is achieved with a sampling frequency of 500 Hz and a maximum error of 6 % between the sent and received signals.

A simulation environment is designed to integrate models that describe the space environment, along with the implementation of a linear LQR controller to maintain the CubeSat's attitude at a desired position. Simulation results show that the attitude control is capable of maintaining stability with an error of less than 2 degrees.

Additionally, as part of the validation of the developed system, the LQR controller was implemented on the 3DOF Gyroscope plant using test cases for pointing the CubeSat to Nadir, the Sun, and Zenith. During the tests, stable control was achieved on the plant, with errors of less than 2 degrees on the pitch and yaw axes and 6 degrees on the roll axis.

Finally, the system is evaluated by comparing the PD and LQR controllers. The conclusion was that the LQR controller provides a better response when handling fixed references, while the PD controller has superior adaptability to rapid changes in variable references due to its derivative component in response to the actual error rate. It can be concluded that the developed system is capable of assessing the performance of controllers in various realistic CubeSat scenarios.

**Keywords:** Hardware in-the-Loop, 3DOF Gyroscope, Attitude, Control System, CubeSat.

# Índice general

Índice de figuras	III
Índice de tablas	V
<b>1. Introducción</b>	<b>1</b>
1.1. Visión General del CubeSat . . . . .	1
1.2. Control Automático de Orientación en CubeSats . . . . .	3
1.3. Simulación Hardware-in-the-Loop . . . . .	5
1.4. Objetivos y estructura del documento . . . . .	6
1.4.1. Objetivo General . . . . .	6
1.4.2. Objetivos Específicos . . . . .	6
1.4.3. Estructura el documento . . . . .	7
<b>2. Marco teórico</b>	<b>9</b>
2.1. Giroscopio . . . . .	9
2.1.1. Descripción de la planta . . . . .	9
2.1.2. Modelo matemático del 3DOF Gyroscope . . . . .	11
2.1.3. Amplificador de corriente AMPAQ-L4 . . . . .	13
2.1.4. Tarjeta de adquisición de datos 8Q-USB . . . . .	13
2.2. Fundamentos del Control de Orientación . . . . .	14
2.2.1. Sistemas de Referencia . . . . .	14
2.2.2. Representación de posición y orientación . . . . .	16
2.2.3. Perturbaciones . . . . .	16
2.3. Principios de la Simulación HIL . . . . .	17
<b>3. Arquitectura del sistema HIL</b>	<b>19</b>
3.1. Metodología Aplicada . . . . .	19
3.1.1. Arquitectura Funcional . . . . .	19
3.1.2. Secuencia de Comunicación . . . . .	21
3.1.3. Arquitectura Lógica . . . . .	22
3.2. Resultados . . . . .	23
3.3. Análisis de resultados . . . . .	26
3.4. Resumen del capítulo . . . . .	27
<b>4. Sistema de simulación HIL</b>	<b>29</b>

4.1. Metodología Aplicada . . . . .	29
4.1.1. Controlador Simulado . . . . .	29
4.1.2. Entorno de Simulación . . . . .	30
4.2. Resultados . . . . .	31
4.3. Análisis de resultados . . . . .	37
4.4. Resumen del capítulo . . . . .	39
<b>5. Evaluación de Casos de Uso</b>	<b>40</b>
5.1. Metodología Aplicada . . . . .	40
5.1.1. No linealidades . . . . .	40
5.1.2. Integración con el hardware . . . . .	41
5.1.3. Comparación de controladores . . . . .	42
5.2. Resultados . . . . .	43
5.3. Análisis de resultados . . . . .	49
5.4. Resumen del capítulo . . . . .	56
<b>6. Conclusiones y Recomendaciones</b>	<b>57</b>
6.1. Conclusiones . . . . .	57
6.2. Recomendaciones . . . . .	58
6.3. Trabajos a futuro . . . . .	58
<b>Bibliografía</b>	<b>60</b>
<b>A. Cálculo de no linealidades</b>	<b>63</b>
<b>B. Resultados adicionales</b>	<b>66</b>
<b>C. Demostración Funcional</b>	<b>71</b>

# Índice de figuras

1.1.	Subsistemas en CubeSats. Fuente: [5] . . . . .	2
1.2.	Proceso de control y determinación de orientación. Fuente: [5] . . . . .	4
1.3.	Proceso completo de control y determinación de orientación. Fuente: [5] . . . . .	4
1.4.	Diagrama de bloques de la solución. . . . .	6
1.5.	Proceso de diseño del sistema HIL. . . . .	7
1.6.	Flujo de trabajo del informe. . . . .	8
2.1.	Rotación de giroscopio de 3 ejes. . . . .	10
2.2.	Planta 3DOF Gyroscope. . . . .	10
2.3.	Cuerpos del giroscopio de Quanser. Fuente: [14] . . . . .	11
2.4.	Amplificador de corriente AMPAQ-L4. Fuente: [16] . . . . .	13
2.5.	Tarjeta de Adquisición de datos Q8-USB. Fuente:[20]	14
2.6.	Sistemas de referencia. Fuente:[21] . . . . .	15
2.7.	Flujo de diseño en MDB. Fuente:[29] . . . . .	18
2.8.	Arquitectura del sistema HIL. Fuente:[31] . . . . .	18
3.1.	Arquitectura Funcional del sistema HIL . . . . .	20
3.2.	Diagrama secuencial del sistema HIL . . . . .	21
3.3.	Arquitectura lógica del sistema HIL . . . . .	22
3.4.	Comunicación operativa del sistema HIL . . . . .	24
3.5.	Diferencia entre la señal enviada y recibida . . . . .	25
3.6.	Tiempo de muestreo del sistema HIL . . . . .	25
3.7.	Funcionamiento de motor 4 ante corriente de entrada . . . . .	26
4.1.	Diagrama de bloques del sistema de simulación HIL . . . . .	31
4.2.	Ejemplo de figuras con subcaption . . . . .	32
4.3.	Respuesta del sistema de control LQR en planta linealizada . . . . .	33
4.4.	Modelo del entorno de simulación en Simulink . . . . .	34
4.5.	Respuesta de control para apuntamiento a Tierra . . . . .	35
4.6.	Respuesta de control para apuntamiento al Sol . . . . .	36
4.7.	Respuesta de control para apuntamiento a Cenit . . . . .	37
5.1.	Controlador LQR para el 3DOF Gyroscope . . . . .	42
5.2.	Modelo del controlador LQR en Simulink . . . . .	44
5.3.	Respuesta de control automático LQR . . . . .	45

5.4. Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Tierra . . . . .	46
5.5. Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Sol . . . . .	47
5.6. Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Cenit . . . . .	48
5.7. Modelo del controlador PD en Simulink . . . . .	49
5.8. Respuesta de control automático PD . . . . .	50
5.9. Respuesta de control PD experimental para apuntamiento a Tierra . . . . .	51
5.10. Respuesta de control PD experimental para apuntamiento a Sol . . . . .	52
5.11. Respuesta de control PD experimental para apuntamiento a Cenit . . . . .	53
B.1. Respuesta de control automático LQR . . . . .	67
B.2. Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Tierra . . . . .	68
B.3. Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Sol . . . . .	69
B.4. Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Cenit . . . . .	70

# Índice de tablas

4.1.	Métricas de rendimiento del sistema de control LQR en simulación. . . . .	34
5.1.	Constantes del controlador PD. . . . .	42
5.2.	Métricas de rendimiento del sistema de control LQR en la planta. . . . .	43
5.3.	Métricas de rendimiento del sistema de control PD en la planta. . . . .	44
B.1.	Métricas de rendimiento del sistema de control LQR en simulación. . . . .	66

# **Lista de símbolos y abreviaciones**

## **Abreviaturas y Siglas**

DAQ	Data Acquisition
DCM	Direction Cosine Matrix
DUT	Device Under Test
ECEF	Earth Centered Earth Fixed
ECI	Earth Centered Inertial
GNC	Guidance, Navigation, Control
HIL	Hardware in-the-Loop
ICRF	International Celestial Reference Frame
ITCR	Instituto Tecnológico de Costa Rica
LQR	Linear Quadratic Regulator
MBD	Model Based Design
MIMO	Multiple Input Multiple Output
MPC	Model Predictive Control
ORF	Orbital Reference Frame
PID	Proportional Integral Derivative
PWM	Pulse Width Modulation
RPM	Revolutions Per Minute
USB	Universal Serial Bus

# Capítulo 1

## Introducción

### 1.1. Visión General del CubeSat

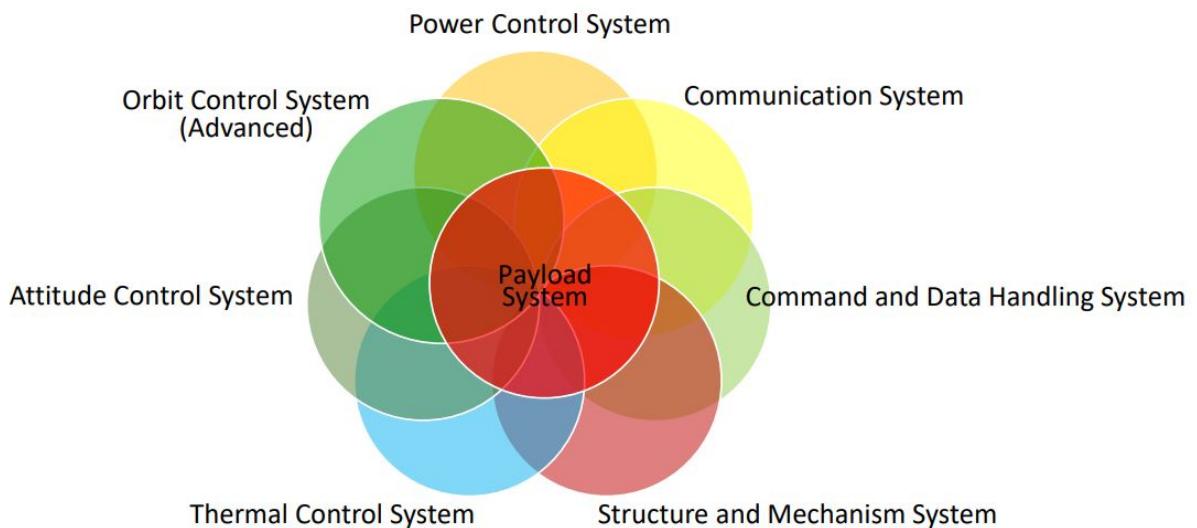
En la industria espacial, el impacto de satélites tipo CubeSat, de dimensiones modulares de 10x10x10 cm por unidad (1U), ha significado una revolución en el acceso al espacio, de tal manera que el lanzamiento de este tipo de satélites ha experimentado un crecimiento exponencial, tomando en cuenta que su primer lanzamiento fue en el año 2003, lo cual es un indicador de una tecnología muy reciente y que está en pleno desarrollo [1].

Tradicionalmente, el diseño y lanzamiento de misiones espaciales estaban reservados para países y empresas con grandes presupuestos, sin embargo, la accesibilidad ha sido un factor determinante para que instituciones como el Laboratorio de Sistemas Espaciales (SETEC-Lab) incursionen en el diseño de proyectos de ingeniería espacial enfocados principalmente en la investigación y exploración, aprovechando aspectos como la versatilidad, los tiempos de diseño y el bajo costo de lanzamiento en comparación con satélites más grandes. En ese sentido, el Instituto Tecnológico de Costa Rica (ITCR) ya ha logrado importantes avances en el campo de los sistemas espaciales, como lo fue el lanzamiento del satélite de tipo CubeSat, que representó un hecho histórico en la región Centroamericana. El satélite, de nombre Batsú-CS1, realizó monitoreos del cambio climático mediante la transmisión de datos de crecimiento forestal, variables ambientales y secuestro de carbono en los bosques tropicales de Costa Rica. De esta forma, los CubeSats se han logrado posicionar como una herramienta importante en el desarrollo de misiones espaciales, fomentando la innovación y el desarrollo de la ingeniería espacial para países emergentes [2].

Así, los CubeSats han demostrado ser altamente versátiles, encontrando aplicaciones en áreas como la observación de la Tierra y el monitoreo ambiental, la gestión de desastres naturales y la agricultura de precisión. Su capacidad para operar en constelaciones permite obtener imágenes de alta resolución y datos en tiempo real, esenciales para la toma de decisiones críticas. Además, los avances tecnológicos han permitido que los CubeSats participen en misiones de exploración del espacio profundo, acompañando a sondas mayores y contribuyendo con mediciones clave en misiones interplanetarias. En el ámbito de las

telecomunicaciones, los CubeSats están revolucionando la conectividad global al ofrecer servicios de comunicación en regiones remotas, lo que tiene un impacto significativo en el desarrollo económico y educativo [3].

El desarrollo exitoso de los satélites tipo CubeSat no solo depende de su accesibilidad, sino también del diseño y la integración de los diferentes subsistemas, encargados de realizar un correcta operación del sistema y con un papel clave para el éxito de las misiones espaciales. El diseño de cada subsistema requiere de una elevada complejidad y diferentes procesos de verificación, por lo que cada subsistema debe ser cuidadosamente diseñado para garantizar que funcione de manera óptima en el entorno espacial. Así, los subsistemas de comunicación, potencia, manejo de datos, propulsión y control requieren de una eficaz integración, no solo para asegurar el funcionamiento del CubeSat, sino que también para optimizar su capacidad para llevar a cabo las tareas asignadas con precisión y fiabilidad [4]. En la figura (1.1) se muestran los principales subsistemas de un CubeSat y los componentes que los conforman.



**Figura 1.1:** Subsistemas en CubeSats. Fuente: [5]

En este punto, el diseño de cada uno de los subsistemas se presenta como un desafío para la innovación, tomando en cuenta las limitaciones de peso y tamaño de cada subsistema en el CubeSat. Ante esto, maximizar el rendimiento de los subsistemas, desarrollar sistemas miniaturizados avanzados y hacer uso de materiales más eficientes serán de mucha importancia para explotar las capacidades de los CubeSats [6].

Para abordar estos desafíos en el diseño, actualmente, el SETEC-Lab se dedica activamente al desarrollo y colaboración en proyectos que involucran a estudiantes, con el objetivo de impulsar las capacidades en ingeniería espacial en Costa Rica. Como parte de este desarrollo, se busca mejorar las capacidades del laboratorio integrando el control automático como un aspecto fundamental en el desarrollo de sistemas espaciales avanzados, dedicándose continuamente a la investigación y aplicación de estos subsistemas para mejorar la precisión y eficiencia en misiones espaciales. Desde el posicionamiento y orientación de

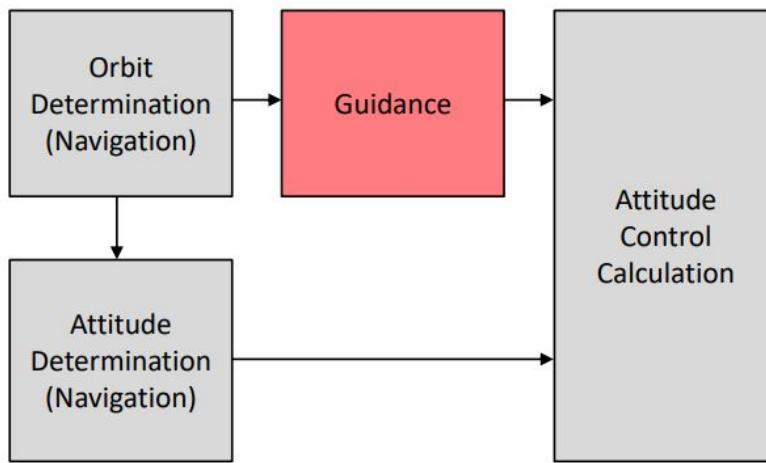
satélites hasta la gestión de subsistemas de propulsión y la optimización de la vida útil en misiones, el SETEC-Lab busca implementar técnicas avanzadas de control automático para asegurar que sus proyectos espaciales operen de forma autónoma y eficiente, fortaleciendo así sus capacidades en ingeniería espacial y posicionando al TEC como una institución activa en el crecimiento de la ingeniería espacial en el país [7].

## 1.2. Control Automático de Orientación en CubeSats

Para el éxito de múltiples misiones espaciales, la capacidad de mantener una orientación precisa es fundamental para la correcta operación de los subsistemas y cada una de las tareas asociadas. Como se ha mencionado, las limitaciones de los satélites tipo CubeSat exigen soluciones innovadoras para un máximo aprovechamiento de recursos. En ese sentido, el desarrollo de sistemas de control automático de orientación precisos, se presenta como un desafío importante, tomando en cuenta el impacto que tiene en los diferentes subsistemas del CubeSat y las condiciones del entorno espacial [8].

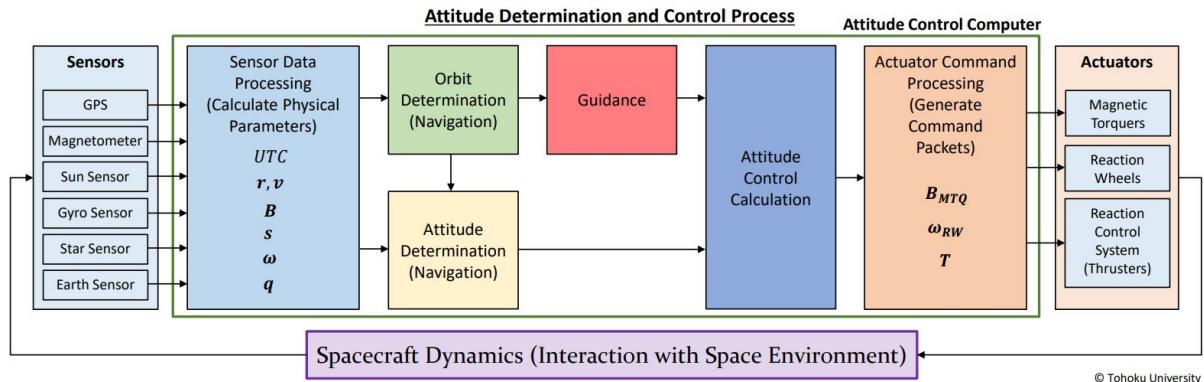
El proceso de control de posición y orientación de un CubeSat implica una serie factores clave que en conjunto determinan de manera precisa y estable la alineación del satélite. Este proceso involucra la dinámica del satélite, que describe cómo sus movimientos y respuestas son modelados y controlados. En ese sentido, el sistema de Guía, Navegación y Control (GNC) es fundamental para gestionar la orientación del CubeSat, ajustando su orientación en función de datos de los sensores y comandos de misión. Los CubeSats pueden requerir diferentes tipos de apuntamiento, tales como el apuntamiento a la Tierra para observación y comunicación, el apuntamiento al Sol para la generación de energía o la orientación hacia un objetivo específico para observaciones astronómicas. Integrar estos tipos de apuntamiento con un control preciso de la dinámica del satélite y un sistema GNC robusto, permite a los CubeSats realizar tareas complejas y mantener una orientación estable y efectiva en el espacio [5]. En la figura (1.2) se muestra la relación del sistema GNC en la determinación de la orientación del CubeSat.

Parte importante en la determinación de la orientación del CubeSat corresponde a la integración de los diferentes componentes de hardware y software, logrando establecer una arquitectura con el objetivo lograr la comunicación y funcionamiento adecuado de todo el subsistema. El hardware, que incluye sensores, actuadores y el procesador de control, debe ser diseñado para operar de manera confiable dentro de las limitaciones de tamaño y energía del CubeSat. Sensores precisos como giroscopios y magnetómetros, junto con actuadores eficientes como ruedas de reacción o magnetorquers, son cruciales para garantizar que el CubeSat mantenga la orientación deseada. A nivel de software, los algoritmos de control deben ser robustos y adaptativos para manejar las dinámicas del satélite y responder a perturbaciones externas [9]. Así, la integración efectiva entre el hardware y el software permite la implementación de estrategias de control avanzadas como el PID (Proporcional, Integral, Derivativo), LQR (Regulador Cuadrático Lineal) o controladores basados en modelos predictivos (MPC). A continuación, en la figura (1.3)



**Figura 1.2:** Proceso de control y determinación de orientación. Fuente: [5]

se muestra la integración de la arquitectura del subsistema de orientación:



**Figura 1.3:** Proceso completo de control y determinación de orientación. Fuente: [5]

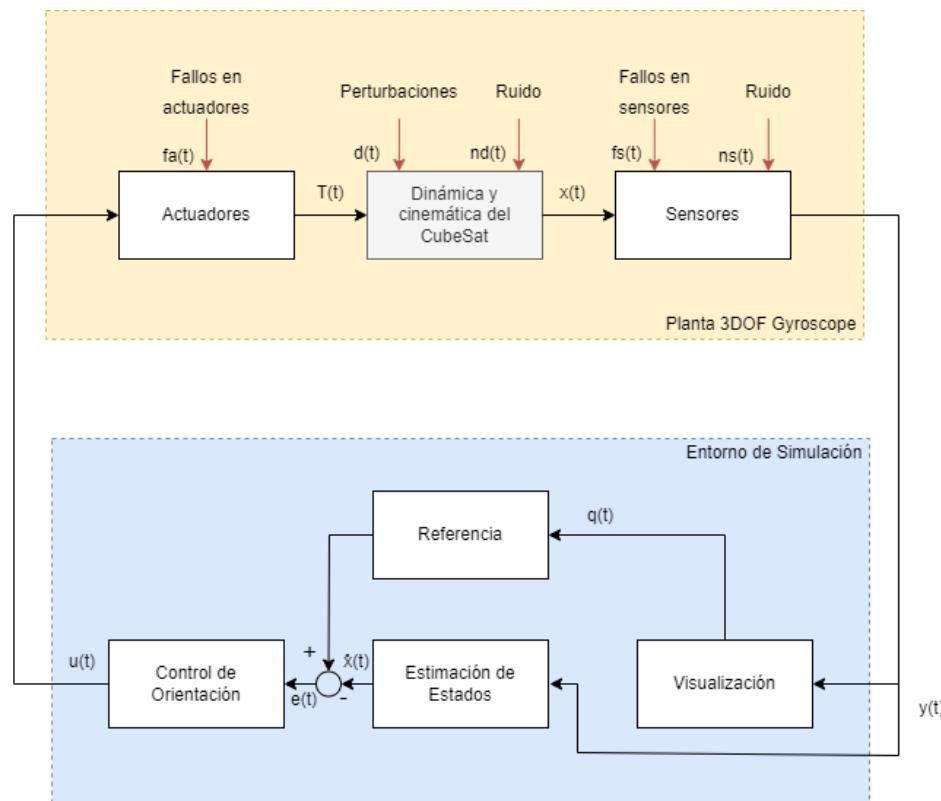
Como parte del desarrollo de este tipo de subsistemas espaciales, también se plantean desafíos en el diseño y verificación de estos, especialmente en un contexto donde los recursos son limitados y las misiones deben ser realizadas de manera rentable y eficaz. En ese sentido, el diseño y verificación de subsistemas de control automático de orientación en entornos reales o simulados es crucial para garantizar su desempeño en el espacio, lo que puede implicar largos tiempos de prueba y la necesidad de equipos especializados como cámaras de vacío térmico y simuladores de órbita. Estos procesos de verificación suelen ser costosos y consumir mucho tiempo, lo que representa un reto importante para las misiones de CubeSats, que buscan mantener bajos costos y tiempos de desarrollo rápidos. De esta forma, es de suma importancia aplicar estrategias de diseño y verificación de alto nivel que permitan diseñar estos subsistemas de una manera eficiente y sin comprometer la parte económica y los tiempos de desarrollo [10].

### 1.3. Simulación Hardware-in-the-Loop

Tomando en consideración lo anteriormente mencionado, se propone el desarrollo de un sistema de simulación Hardware-in-the-Loop (HIL) con el objetivo de acelerar y mejorar los procesos de diseño en sistemas espaciales. El sistema de simulación HIL permite un diseño más preciso y accesible en términos de los costos y duración de las pruebas de validación. En este trabajo el enfoque del sistema HIL está en la implementación de sistemas de control automático para la orientación en satélites tipo CubeSat. De esta forma, la implementación de estos controladores en conjunto con el sistema HIL brindará diferentes ventajas. Inicialmente, la capacidad de verificar el comportamiento de los controladores bajo condiciones que simulen el entorno espacial, en conjunto con la interacción del hardware, permite que la validación de los sistemas sea mucho más realista, lo que a su vez representa una mejor aproximación de los sistemas desarrollados. Por otro lado, al tratarse de una simulación la capacidad de realizar iteraciones y ajustes en el proceso, permite que el diseño de los sistemas de control pueda ser mucho más rápido y sin necesidad de contar con todo el hardware del sistema, lo que evita el desarrollo de prototipos que requieren tiempo en el proceso de diseño. Por último, tomando en cuenta que la industria espacial es altamente estricta en la verificación de los sistemas desarrollados, la simulación HIL permite identificar y corregir problemas de diseño antes de ser evaluados bajo condiciones extremas que representen una inversión económica muy alta [11].

La solución completa del sistema HIL se presenta en la figura (1.4). A partir de esta, se observa como en la disposición de la solución, primeramente se tiene una simulación que consiste en el entorno y el conjunto de condiciones en las cuales se evaluarán los sistemas de control automático de orientación. Luego de esto, se implementan los algoritmos de control encargados de mantener una posición deseada del satélite en función de las condiciones y el entorno de simulación. A partir de esto, se establece una comunicación entre los componentes de software y hardware mediante una interfaz del sistema HIL. Finalmente, una vez que se tiene la comunicación, la planta se encarga de ejecutar los algoritmos de control, de modo que el comportamiento del hardware se pueda observar en el entorno de simulación establecido.

Es importante mencionar que el presente documento se basa en el desarrollo del sistema HIL, logrando la interacción de los componentes de software y hardware que se tienen, y validando el sistema mediante la implementación del controlador y su comportamiento en conjunto con la simulación generada. Para esto, en la figura (1.5) se detalla el proceso de diseño a seguir, siendo un flujo de trabajo iterativo hasta lograr un comportamiento óptimo del sistema HIL. Además, los procesos 2 y 4 están directamente relacionados con la validación del sistema por medio de la definición de casos de usos y el rendimiento de la planta ante estos.



**Figura 1.4:** Diagrama de bloques de la solución.

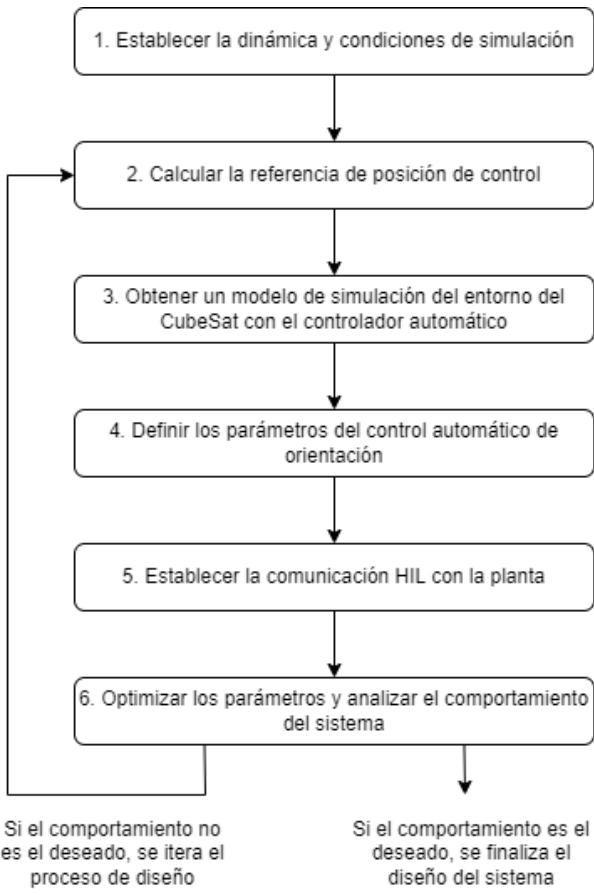
## 1.4. Objetivos y estructura del documento

### 1.4.1. Objetivo General

- Desarrollar un sistema de simulación HIL para la implementación de sistemas de control automático de orientación de un satélite de tipo CubeSat.

### 1.4.2. Objetivos Específicos

- Establecer la arquitectura de componentes del sistema HIL para lograr la comunicación mediante la integración de los elementos de hardware y software.
- Diseñar un sistema de simulación HIL para la descripción de escenarios operativos de un satélite por medio de la planta del giroscopio disponible en el SETEC-Lab.
- Evaluar el sistema HIL diseñado para la verificación de funcionalidad mediante los casos de uso propuestos.



**Figura 1.5:** Proceso de diseño del sistema HIL.

### 1.4.3. Estructura el documento

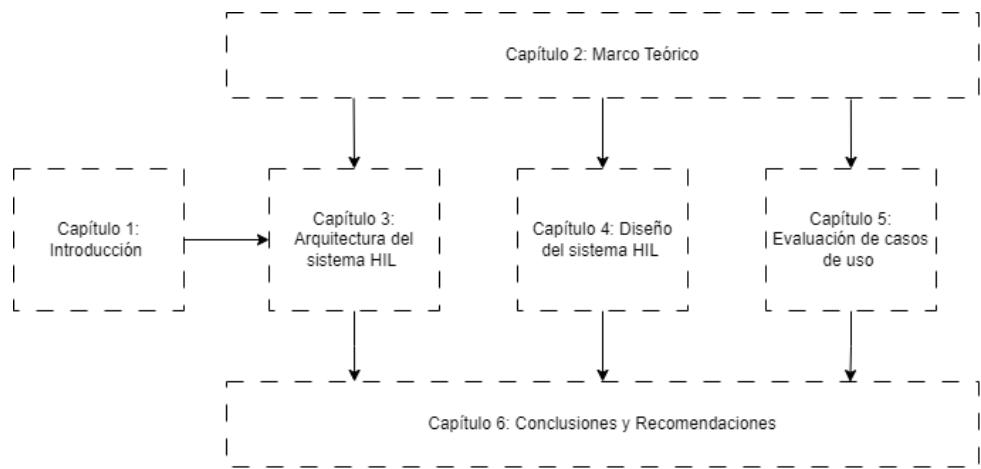
El documento está compuesto por 6 capítulos, de los cuales 3 corresponden a capítulos estructurales y 3 capítulos de desarrollo enfocados en la metodología y análisis de resultados de cada uno de los objetivos específicos. En la figura (1.6) se detalla la relación de cada uno de los capítulos en el documento.

Inicialmente, en el [capítulo 1](#) se presenta la visión general del proyecto en donde se abarca el contexto del proyecto, la definición del problema y la solución planteada.

En el [capítulo 2](#) se tiene el marco teórico, donde se definen y explican los conceptos más importantes en relación al proyecto.

Seguidamente, en el [capítulo 3](#) se detalla el desarrollo y metodología para establecer la arquitectura de componentes del sistema HIL. Esto se considera un aspecto fundamental en el diseño de sistemas HIL, incluyendo el procesamiento de los datos capturados por los sensores de la planta, la comunicación de estos con el entorno simulado y el envío de las señales generadas a partir de la simulación.

En el [capítulo 4](#) se presenta el diseño del sistema HIL, en donde se incluyen aspectos como la integración de los componentes de hardware y software en un solo sistema, además del diseño del entorno del simulación del CubeSat y la implementación del controlador



**Figura 1.6:** Flujo de trabajo del informe.

automático para la orientación.

El **capítulo 5** se dedica a realizar la evaluación de los casos de uso propuestos como parte de la verificación de funcionalidad del sistema HIL diseñado.

Por último, en el **capítulo 6** se presentan las conclusiones del trabajo realizado, así como recomendaciones a futuro para proyectos relacionados y derivados de este trabajo.

# Capítulo 2

## Marco teórico

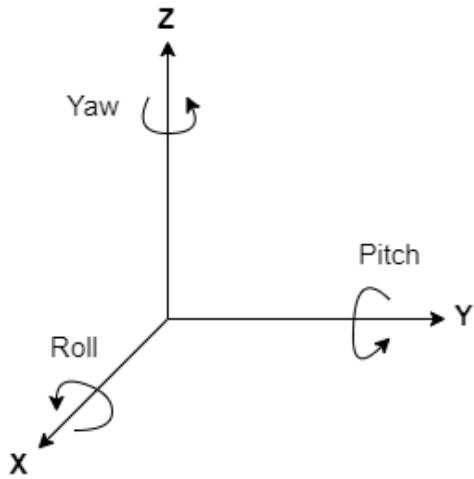
En este capítulo se presentan los conceptos teóricos necesarios para comprender la propuesta de diseño y desarrollo de un sistema HIL que simule el entorno de un CubeSat para lograr el control automático de orientación en la planta. La información expuesta se deriva de diferentes fuentes bibliográficas consultadas.

### 2.1. Giroscopio

Un giroscopio de 3 ejes consiste en un dispositivo capaz de medir o mantener una posición, detectando la rotación de cada uno de los ejes: roll (eje X), pitch (eje Y) y yaw (eje Z), tal y como se muestra en la figura 2.1. Su comportamiento se basa en la conservación del momento angular, de manera que un rotor giratorio alcance una velocidad que le permita al resto del sistema mantener su orientación en ausencia de fuerza externas. Además, estos dispositivos tienen una propiedad llamada precesión giroscópica que actúa como una respuesta frente a un torque externo aplicado, donde el giroscopio se mueve en un ángulo perpendicular a la fuerza aplicada. Estas propiedades hacen que los giroscopios sean de mucha utilidad en aplicaciones como la navegación en aviones y naves espaciales [12].

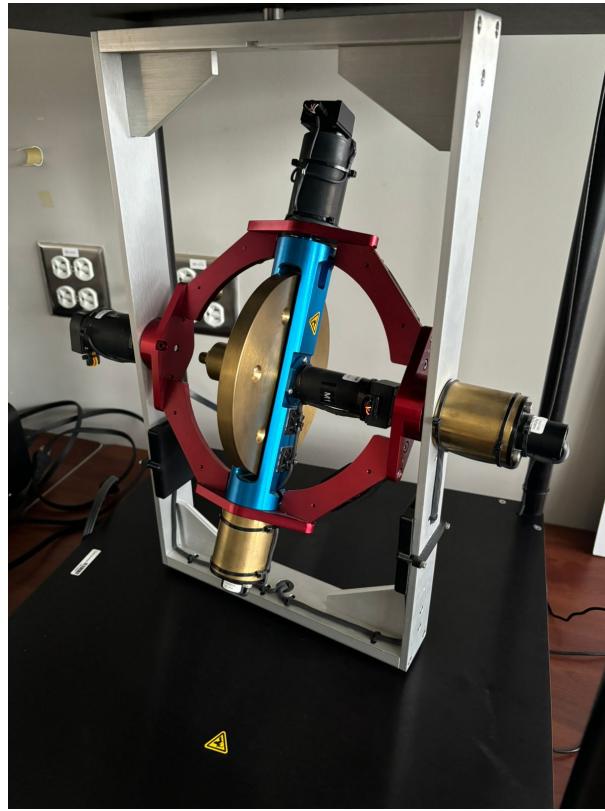
#### 2.1.1. Descripción de la planta

La planta 3DOF Gyroscope consta de un disco que actúa como rotor y 3 cardanes que representan cada uno de los ejes de roll, pitch y yaw, lo que le da a la planta 3 grados de libertad para realizar movimientos independientes. El acople del sistema está dado de forma que el disco está montado sobre el cardán azul, que al mismo tiempo está montado sobre el cardán rojo y el marco de color gris brinda el soporte para toda la estructura. La planta está equipada con 4 motores y 4 sensores para el disco y los 3 diferentes cardanes. Para el disco, se tiene un motor FAULHABER 2657-048 CR DC y un encoder US DIGITAL 1024 L/R. Por su parte, para los cardanes se utilizan motores



**Figura 2.1:** Rotación de giroscopio de 3 ejes.

FAULHABER 3863-048 CR Coreless DC y encoders US DIGITAL L/R [13]. La estructura del sistema se muestra en la figura (2.2).



**Figura 2.2:** Planta 3DOF Gyroscope.

La planta corresponde a un sistema continuo MIMO (Multiple Input Multiple Output) cuyas entradas pueden variar según los requisitos del diseño de control que se realice, teniendo la capacidad de fijar las posiciones de los cardanes para reducir los grados de libertad del sistema. Las salidas del sistema son las posiciones y velocidades angulares de

cada eje y las revoluciones por minuto (RPM) del disco giratorio.

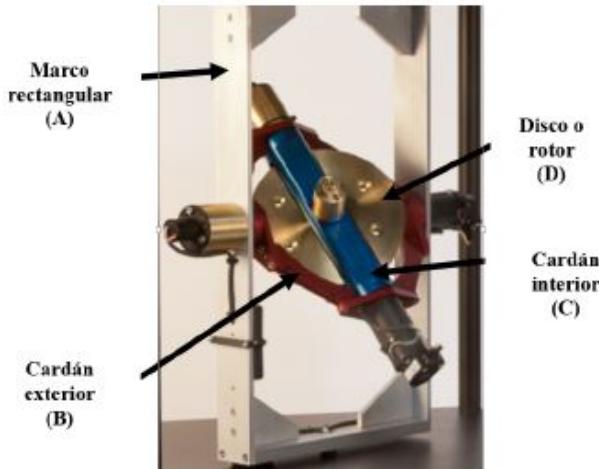
### 2.1.2. Modelo matemático del 3DOF Gyroscope

Para realizar un análisis que se ajuste a las características que se tienen en la planta, es necesario modelar el comportamiento para el diseño e implementación de diferentes sistemas de control. De esta forma, el desarrollo de un modelo matemático incluye el análisis mediante las diferentes ecuaciones y leyes físicas que describen la dinámica de este tipo de sistemas.

En [14] se realizó el análisis de la dinámica del 3DOF Gyroscope utilizando las ecuaciones de Euler-Lagrange. Para realizar dicho análisis, se recuerda que el lagragiano  $L$  se calcula como la diferencia entre la energía cinética  $K$  menos la energía potencial  $U$ , que en este caso se considera 0 debido a que los cardanes y el disco giratorio coinciden con su centro de masa:

$$L(q, \dot{q}) = K(q(t), \dot{q}(t)) - U(q(t)) \quad (2.1)$$

A partir de esto, se calculó la energía cinética de cada uno de los cuerpos del giroscopio, los cuales se describen en la figura (2.3).



**Figura 2.3:** Cuerpos del giroscopio de Quanser. Fuente: [14]

Para realizar el cálculo de la energía cinética, inicialmente se obtuvieron las matrices de rotación de cada uno de los cuerpos y, posteriormente, se calculó la velocidad angular con respecto a su propio marco:

$$w_A^A = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix}, w_B^B = \begin{bmatrix} -\sin(q_3)\dot{q}_4 \\ \dot{q}_3 \\ \cos(q_3)\dot{q}_4 \end{bmatrix}$$

$$w_C^C = \begin{bmatrix} -\cos(q_2) \sin q_3 \dot{q}_4 + \sin q_2 \dot{q}_3 \\ \sin q_2 \sin q_3 \dot{q}_4 + \cos q_2 \dot{q}_3 \\ \cos(q_3) \dot{q}_4 + \dot{q}_2 \end{bmatrix}, w_D^D = \begin{bmatrix} -\cos q_2 \sin q_3 \dot{q}_4 + \sin q_2 \dot{q}_3 + \dot{q}_1 \\ \sin q_2 \sin q_3 \dot{q}_4 + \cos q_2 \dot{q}_3 \\ \cos(q_3) \dot{q}_4 + \dot{q}_2 \end{bmatrix}$$

Con esto, se establecieron las matrices de los momentos de inercia de cada cuerpo:

$$I_A = \begin{bmatrix} I_{Axx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{Ayy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{Azz} \end{bmatrix}, I_B = \begin{bmatrix} I_{Bxx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{Byy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{Bzz} \end{bmatrix}$$

$$I_C = \begin{bmatrix} I_{Cxx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{Cyy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{Czz} \end{bmatrix}, I_D = \begin{bmatrix} I_{Dxx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{Dyy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{Dzz} \end{bmatrix}$$

A partir de esto, se obtuvo la energía cinética de cada uno de los 4 cuerpos:

$$K_A = \frac{1}{2} w_A^{A^T} I_A w_A^A \quad (2.2)$$

$$K_B = \frac{1}{2} w_B^{B^T} I_B w_B^B \quad (2.3)$$

$$K_C = \frac{1}{2} w_C^{C^T} I_C w_C^C \quad (2.4)$$

$$K_D = \frac{1}{2} w_D^{D^T} I_D w_D^D \quad (2.5)$$

De esta manera, fue posible obtener la energía cinética total del giroscopio. Además, se aplicó el lagrangiano y se resolvieron las ecuaciones del movimiento de Lagrange, aplicando las derivadas parciales a las posiciones angulares y las derivadas con respecto al tiempo de las derivadas parciales para cada velocidad angular. Con esto, finalmente se logró obtener una expresión de momento angular para representar el modelo, donde M y C corresponden a las matrices de inercias y de Coriolis respectivamente:

$$\tau = M(q)\ddot{q} + C(q,\dot{q})\dot{q} \quad (2.6)$$

donde

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_2 \\ \tau_3 \\ \tau_4 \end{bmatrix}, q = \begin{bmatrix} q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

### 2.1.3. Amplificador de corriente AMPAQ-L4

El amplificador de corriente AMPAQ-L4 es un componente esencial para garantizar el correcto funcionamiento de la planta, donde su principal función es adaptar los torques generados por el controlador a las necesidades específicas de cada uno de los motores, permitiendo así un control preciso y eficiente. Este amplificador está diseñado con 4 canales independientes, lo que le permite recibir señales analógicas provenientes del computador host para entregar la corriente a los diferentes motores de manera simultánea. Cada uno de estos canales recibe las señales de control generadas por el sistema y las convierte en una respuesta de corriente lineal y proporcional, ajustada a la magnitud de la señal de entrada [15]. El amplificador de corriente se muestra en la figura (2.4).



**Figura 2.4:** Amplificador de corriente AMPAQ-L4. Fuente: [16]

Una de las características más importantes del AMPAQ-L4 es su capacidad para eliminar la zona muerta en la respuesta del sistema. La zona muerta es la región en la respuesta de sistemas de control en donde ciertos rangos de entrada no producen ninguna salida, lo que puede resultar en comportamientos imprecisos y retrasos en la respuesta del sistema. Con esto, el AMPAQ-L4 asegura que incluso los cambios pequeños en las señales de entrada sean reflejados inmediatamente en la salida, mejorando significativamente la precisión de las señales enviadas a los motores de la planta [17].

Por último, el amplificador también se distingue por su capacidad para reducir el ruido y las interferencias en las señales recibidas. En muchos sistemas, el procesamiento y comunicación de señales entre los equipos puede sufrir interferencias o distorsiones, especialmente cuando se utilizan amplificadores de modulación por ancho de pulso (PWM). Estas interferencias pueden comprometer la calidad del control implementado en la planta, introduciendo errores en los torques aplicados a los motores.

### 2.1.4. Tarjeta de adquisición de datos 8Q-USB

La comunicación entre la planta, amplificador de corriente y el computador host se realiza mediante la tarjeta de adquisición de datos 8Q-USB de la empresa Quanser. Una tarjeta de adquisición de datos es un dispositivo encargado de recolectar la diferente información proveniente de sensores instalados en los equipos de monitoreo para ser transmitidos y analizados posteriormente [18]. La tarjeta utiliza un protocolo de comunicación USB

(Universal Serial Bus) con tasas de transmisión en lazo cerrado de hasta 2 kHz y latencias bajas para las diferentes entradas y salidas. Este dispositivo tiene la capacidad de operar tanto con señales analógicas como digitales, configurables para una modulación PWM [19]. El sistema se muestra en la figura 2.5.



**Figura 2.5:** Tarjeta de Adquisición de datos Q8-USB. Fuente:[20]

Además, la capacidad del sistema para realizar el procesamiento de hasta 24 bits por pulso en los encoders es vital para asegurar una correcta operación en la lectura de los datos generados por la planta, lo cual es especialmente importante en aplicaciones en tiempo real. Esta capacidad permite detectar con mayor exactitud los cambios en la posición o velocidad, lo que es fundamental para un control eficiente y preciso, asegurando que el sistema pueda responder rápidamente a las variaciones, evitando errores acumulativos que podrían afectar su estabilidad y rendimiento.

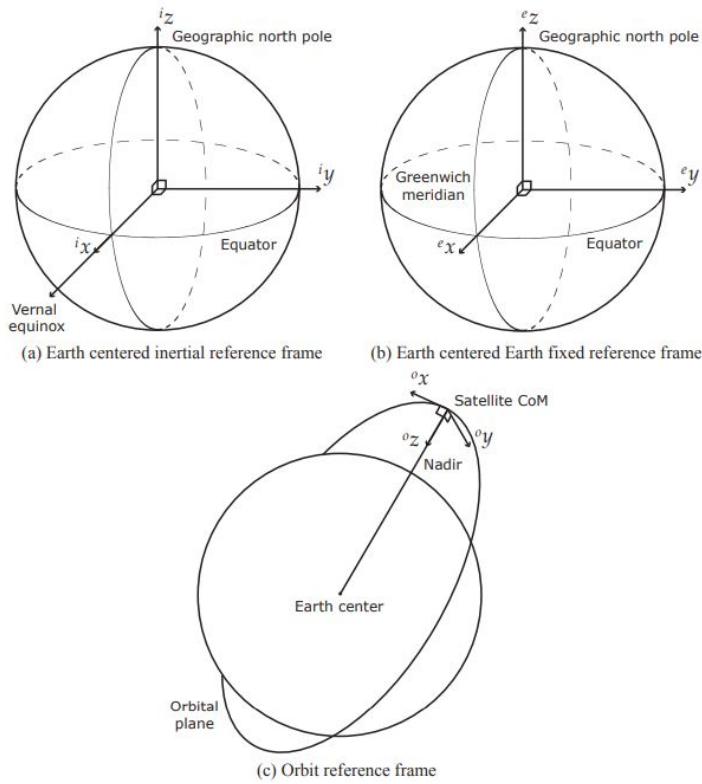
## 2.2. Fundamentos del Control de Orientación

El control de orientación en el diseño de sistemas espaciales requiere un amplio estudio y análisis del entorno y condiciones bajo las cuales operarán este tipo de sistemas. En ese sentido, la implementación de un sistema de control va más allá de la selección o ajuste de los parámetros de un tipo de controlador. En sistemas complejos como las naves espaciales, el desarrollo de un sistema exige un análisis detallado, lo que requiere un profundo conocimiento de una serie de conceptos fundamentales, especialmente en términos del control de orientación. Aspectos como el uso de diferentes sistemas de referencia, estudio y análisis de los efectos de perturbaciones en el espacio y un buen manejo de los diferentes tipos de representación en la orientación de los cuerpos, son elementos clave para una correcta implementación de este tipo de sistemas.

### 2.2.1. Sistemas de Referencia

Los sistemas de referencia se consideran vitales en la determinación y control de naves espaciales al describir la posición vectorial de los cuerpos ya sea en un conjunto de ejes cartesianos o esféricos. Dentro de los diferentes sistemas de referencia se tienen los inerciales, los cuales se basan en las leyes de movimiento de Newton. Por otro lado, los marcos de

referencia terrestres se utilizan para describir objetos en relación con la Tierra, siendo un marco de referencia en constante movimiento [21]. En la figura (2.6) se muestran algunos de los sistemas de referencia.



**Figura 2.6:** Sistemas de referencia. Fuente:[21]

El marco de referencia ECEF (Earth Centered Earth Fixed) corresponde a un sistema de referencia terrestre con el origen en el centro de la Tierra, donde el eje X pasa por el punto donde el meridiano de Greenwich cruza el plano ecuatorial, el eje Z apunta hacia el polo norte geográfico y el eje Y es perpendicular a los otros dos [22].

El sistema de referencia ECI (Earth Centered Inertial) es un sistema inercial centrado en la Tierra, utilizado para describir la posición de los cuerpos sin considerar la rotación de la Tierra. En este marco de referencia, el eje X apunta hacia la intersección entre el equinoccio de verano y el plano ecuatorial, el eje Z es perpendicular al plano ecuatorial y apunta a lo largo del eje de rotación de la Tierra y el eje Y es el producto cruz de los otros dos ejes [22].

Finalmente, el sistema de referencia ORF (Orbit Reference Frame) se utiliza para describir la posición de los cuerpos en órbita de tal manera que el eje Z apunta siempre hacia el nadir, el eje X sigue la dirección del vector de velocidad del satélite y el eje Y se define como el producto cruz entre los ejes Z y X [22].

### 2.2.2. Representación de posición y orientación

La capacidad de representar de diferentes maneras la posición y la orientación de un satélite en el espacio es motivo de estudio para entender los alcances de cada representación y, además, la relación entre cada uno. Dentro de los principales tipos de representación se tienen los ángulos de Euler, la matriz DCM (Direction Cosine Matrix) y los cuaterniones.

Inicialmente los ángulos de Euler son una manera de representar una rotación arbitraria en el espacio tridimensional mediante tres ángulos que corresponden a rotaciones alrededor de ejes específicos. Además, a partir de los angulos  $(\phi, \theta, \psi)$  se definen los ejes de roll, pitch y yaw [23].

Con respecto a la matriz DCM, es un tipo de representación que se basa en una transformación de un sistema de coordenadas a otro, utilizando una matriz de 3x3. Esta representación es ortogonal, siendo sus elementos unitarios y perpendiculares entre sí [23].

Por último, los cuaterniones son un sistema numérico para números complejos, utilizados para describir la rotación de un cuerpo en un espacio tridimensional. Estos se pueden representar por medio de un vector, donde  $q_0$  es un escalar y  $q_1, q_2$  y  $q_3$  son los componentes reales del vector [23].

$$q = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T$$

### 2.2.3. Perturbaciones

Parte importante en la implementación de un sistema de control de orientación es tener la capacidad de mantener el sistema estable frente a diferentes perturbaciones. Los sistemas que operan en el espacio deben tener la capacidad de ser fiables en términos de la estabilización, ya que los efectos o errores críticos como consecuencia de un manejo incorrecto de las perturbaciones pueden comprometer el éxito de las misiones. En ese sentido, los sistemas de control de orientación en naves espaciales deben tener un especial manejo de estas perturbaciones al enfrentarse a condiciones extremas en el entorno espacial.

La presión por radiación solar corresponde a una fuerza causada por el intercambio de momentos entre los fotones emitidos por el Sol y la superficie del satélite. Este tipo de perturbación aplica una fuerza sobre el satélite en la dirección opuesta, lo que puede afectar la órbita y orientación del mismo. Además, no es un tipo de fuerza constante, debido a que factores como el tamaño del satélite y materiales pueden afectar el torque generado [24].

Los efectos del campo gravitacional también provocan perturbaciones en los satélites. La Tierra, al no ser perfectamente simétrica, tiene irregularidades en su campo gravitacional, lo que genera torques gravitacionales. Además, esta perturbación espacial es comúnmente la mayor contribución de perturbación para cualquier nave espacial que orbita en las proximidades de un objeto celeste masivo. Sin embargo, para efectos de los sistemas de

control y navegación, normalmente es adecuado aproximar el campo de gravedad como esféricamente simétrico para calcular los torques del gradiente de gravedad [25].

El arrastre atmosférico corresponde a una fuerza aerodinámica que experimentan los cuerpos en órbitas bajas, lo que implica una disminución en la velocidad y perturbaciones en la trayectoria del satélite. Componentes como la resistencia aerodinámica, la densidad atmosférica y la fuerza de sustentación son factores que afectan la vida útil de los satélites en órbita [26].

Finalmente, los efectos del campo magnético de la Tierra también generan perturbaciones debido a la interacción de los campos magnéticos residuales de las naves espaciales con el campo magnético de la Tierra. El resultado de la interacción de estos campos magnéticos se da en los cambios de orientación de la nave espacial que luego el sistema de control debe corregir. Para las naves espaciales cercanas a la Tierra a una altitud superior a 500 km, los torques magnéticos son de manera frecuente, la principal perturbación que afecta a la orientación de la nave espacial [27].

### 2.3. Principios de la Simulación HIL

El desarrollo de sistemas por medio de HIL es una técnica utilizada para integrar elementos de hardware bajo diferentes condiciones de prueba en un entorno simulado para reproducir las dinámicas del sistema real. Además, la implementación de estos modelos se da con una comunicación constante, permitiendo un análisis controlado de la respuesta del sistema como parte de un diseño iterativo [11].

En la figura (2.8), se explica el proceso de diseño basado en modelos (MBD), involucrando las etapas de desarrollo y validación de un sistema antes de su implementación final. Así, el HIL corresponde a una etapa clave en la que componentes de hardware como actuadores y sensores se integran con una simulación del entorno operativo. Esto permite validar el control y la interacción con el hardware real antes de realizar pruebas en un entorno físico real [28].

En los sistemas HIL, se establece una comunicación bidireccional entre el hardware y el computador host que modela las dinámicas y perturbaciones del entorno. Esta comunicación se realiza a través de interfaces analógicas o digitales, logrando una retroalimentación donde el hardware y el modelo interactúan de manera continua. En este punto, también es importante operar con frecuencias de muestreo suficientemente altas para garantizar la precisión y sincronización en la comunicación [30].

Con esto, la arquitectura de un sistema HIL consta, de forma general, de 4 componentes clave: un procesador en tiempo real, interfaces de E/S, una interfaz de operación y el dispositivo bajo prueba (DUT). El procesador en tiempo real corresponde al núcleo del sistema de pruebas, con una ejecución rápida y precisa de los modelos para mantener la interacción en tiempo real. Las interfaces de E/S proporcionan la comunicación entre los modelos simulados y el DUT y, finalmente, la interfaz del operador se comunica con el

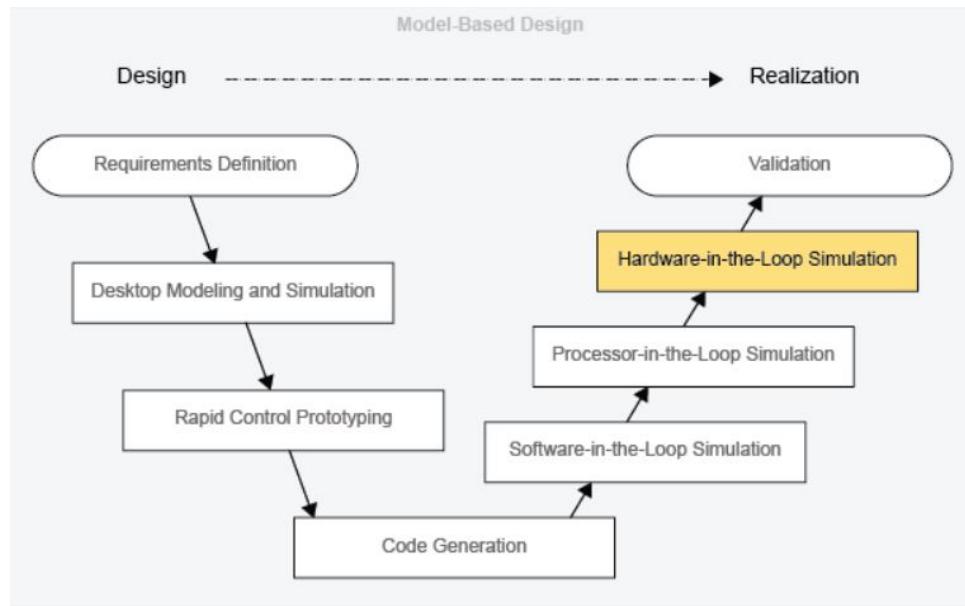


Figura 2.7: Flujo de diseño en MDB. Fuente:[29]

procesador en tiempo real para proporcionar comandos de pruebas y visualización [31].



Figura 2.8: Arquitectura del sistema HIL. Fuente:[31]

Históricamente, el desarrollo de los sistemas HIL ha estado relacionado con el diseño de sistemas complejos como la industria militar, controladores de vuelo para aviones y naves espaciales además de controladores en tecnologías de alcance nuclear. La capacidad de un diseño y validación iterativa a un bajo costo han hecho posible que las aplicaciones de estos sistemas se extiendan hacia otras áreas con el objetivo de diseñar sistemas más robustos y confiables [32].

Para dar continuidad al presente trabajo, una vez establecidos los conceptos fundamentales en el marco teórico, en los siguientes capítulos se presenta el desarrollo de los objetivos específicos, abarcando de manera detallada la metodología empleada, los resultados obtenidos y el análisis de dichos resultados.

# Capítulo 3

## Arquitectura del sistema HIL

Para llevar a cabo el desarrollo del sistema HIL para la implementación de un sistema de control de orientación en satélites, inicialmente fue necesario establecer una arquitectura de componentes de hardware y software. Esto es importante para lograr una comunicación eficiente entre los diferentes componentes, de forma que aspectos como la sincronización, precisión en los datos y la estabilidad permitan a todo el sistema operar sin interrupciones. Así, para establecer la arquitectura de componentes se dispuso de una tarjeta de adquisición de datos 8Q-USB, un amplificador de corriente AMPAQ-L4, la planta 3DOF Gyroscope y los paquetes de software de MATLAB y QUARC.

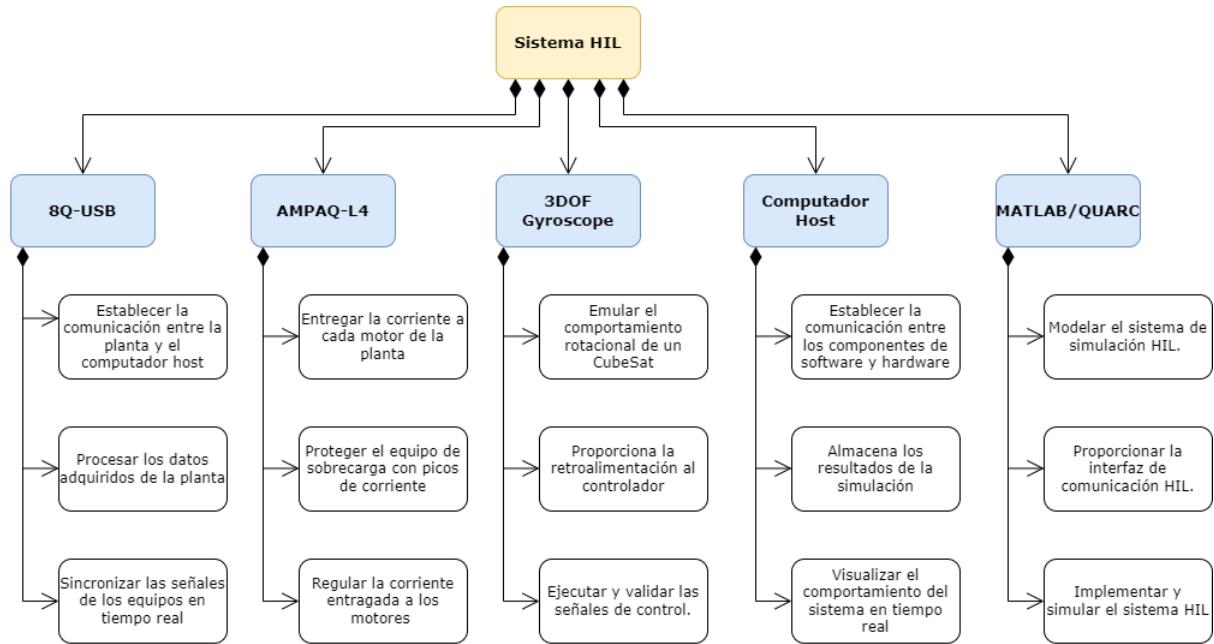
### 3.1. Metodología Aplicada

En esta sección del capítulo se detalla el enfoque metodológico utilizado para llevar a cabo el desarrollo y evaluación de la arquitectura del sistema HIL. La metodología empleada abarca desde la identificación y definición de los componentes esenciales del sistema hasta la implementación y validación del mismo, asegurando una transición lógica y estructurada en cada una de las etapas del desarrollo. De esta forma, se siguió un enfoque basado en la integración de hardware y software, considerando tanto la funcionalidad de los componentes, el flujo de comunicación y la validación práctica de la arquitectura.

#### 3.1.1. Arquitectura Funcional

Para establecer la arquitectura del sistema HIL, primeramente se realizó una arquitectura funcional que descompone el sistema en una jerarquía con los componentes de hardware y software. El objetivo al realizar una arquitectura funcional es analizar como se compone el sistema HIL a partir de los principales módulos o subsistemas necesarios para lograr una comunicación eficiente en la implementación final del sistema. Para lograr esto, se definió una jerarquía con los componentes del sistema HIL, identificando en cada uno sus funciones y alcances antes de establecer su interacción en la arquitectura lógica del

sistema. En la figura (3.1), se muestra el diagrama de la arquitectura funcional.



**Figura 3.1:** Arquitectura Funcional del sistema HIL

La tarjeta de adquisición de datos 8Q-USB permite una comunicación bidireccional constante entre el computador host y la planta, a través de un puerto de conexión USB. Esta comunicación implica realizar el procesamiento de los datos, adecuando las distintas señales recibidas para su lectura. En este punto, es importante tomar en consideración aspectos como la estabilidad en la transmisión y la frecuencia de muestreo del sistema, elementos clave en la comunicación entre componentes. Por último, la sincronización de las señales juega un papel fundamental en sistemas operando en entornos de simulación, evitando la interrupción en la comunicación o un procesamiento de las señales con un retraso significativo en el tiempo que implique errores en el sistema HIL.

El amplificador AMPAQ-L4 tiene como entradas las señales analógicas de la tarjeta de adquisición de datos, estas señales corresponden a los torques generados en el controlador del sistema HIL. Así, el amplificador es el encargado de adecuar estas señales a los requerimientos de corriente máxima en los motores de la planta. Con esto, el sistema también brinda una protección al equipo en caso de sobrecargas por picos de corriente. El funcionamiento del amplificador tiene un impacto directo en la respuesta de la planta al sistema de control automático, ya que un error de funcionamiento puede significar que alguno de los motores no reciba la corriente necesaria para mantener la orientación en alguno de los ejes.

Por otro lado, la planta del giroscopio es la responsable de emular el comportamiento del CubeSat, manteniendo la orientación de sus ejes en una posición deseada mediante un control automático. Esto se considera un aspecto fundamental para el desarrollo del proyecto ya que permite ejecutar y validar las señales de control en la evaluación del sistema con los casos de uso. Además, la lectura de los sensores de posición de los ejes

proporcionan una constante realimentación del sistema para lograr la operación efectiva del sistema.

Por último, el computador host se encarga de establecer la comunicación entre los componentes de hardware y los paquetes de software de MATLAB y QUARC mediante el puerto de conexión USB con la tarjeta de adquisición de datos. En el computador host se tienen los modelos de simulación encargados de establecer las condiciones de prueba del sistema HIL, además de proporcionar la interfaz de comunicación con los equipos. De esta forma, toda la ejecución del sistema HIL se realiza a través del computador host, monitoreando su comportamiento durante la operación y almacenando los resultados para el análisis posterior.

### 3.1.2. Secuencia de Comunicación

De esta manera, para entender la interacción de los componentes, en la figura (3.2) se muestra un diagrama secuencial del sistema, en donde se definió la comunicación y el flujo de operación del sistema HIL. Al establecer la comunicación entre los subsistemas, es posible monitorear en todo momento la interacción de los componentes con el flujo de las señales y la realimentación del sistema. Con esto, el host inicia la ejecución del sistema HIL y habilita la comunicación con los paquetes de software de MATLAB y QUARC, enviando las señales de control a la planta a través de los diferentes componentes. Aquí, la tarjeta de adquisición de datos permite una comunicación bidireccional con el entorno de simulación y la planta, enviando las señales de control al amplificador para ser reguladas antes de su implementación en el giroscopio. Finalmente, se da una realimentación continua que permite al sistema ajustar las señales de control basadas en el comportamiento físico del giroscopio, garantizando una simulación precisa y estable.

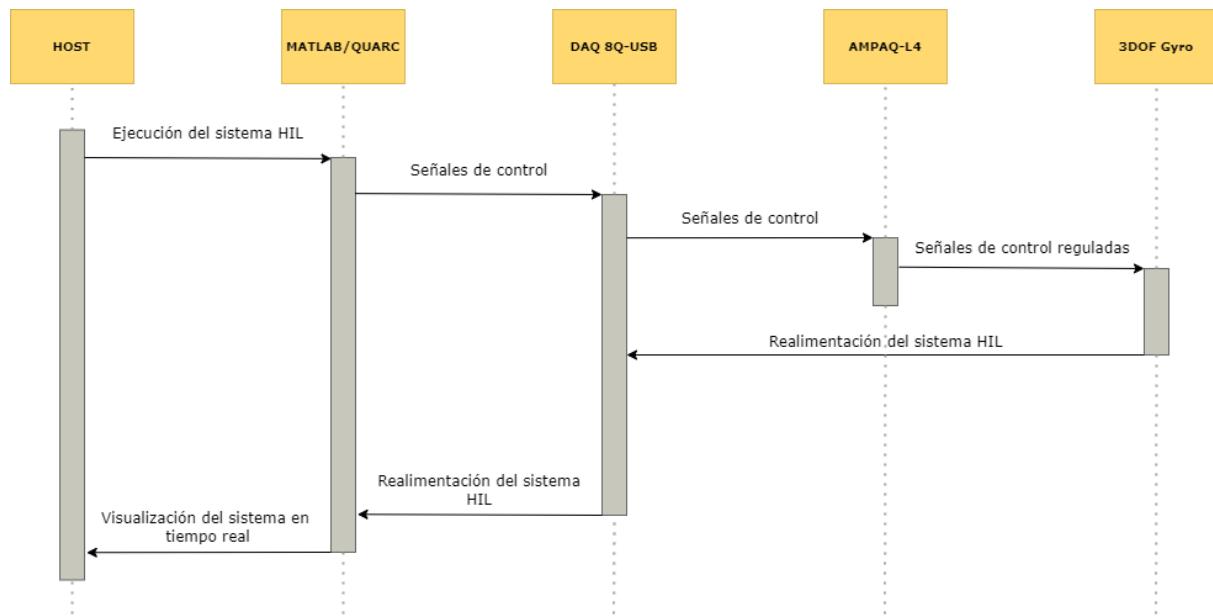


Figura 3.2: Diagrama secuencial del sistema HIL

### 3.1.3. Arquitectura Lógica

Finalmente, se desarrolló la arquitectura lógica del sistema HIL, definiendo los componentes principales de cada subsistema y estableciendo la comunicación y conexión de estos. Esta arquitectura permite visualizar el comportamiento de todo el sistema, logrando la relación entre las funciones y comunicación de cada componente de hardware y software. Para el desarrollo de la arquitectura lógica, se realizó un análisis interno de cada subsistema de forma que sus componentes internos representen las principales funciones de cada bloque. Así, en la figura (3.3) se muestra la arquitectura del sistema HIL.

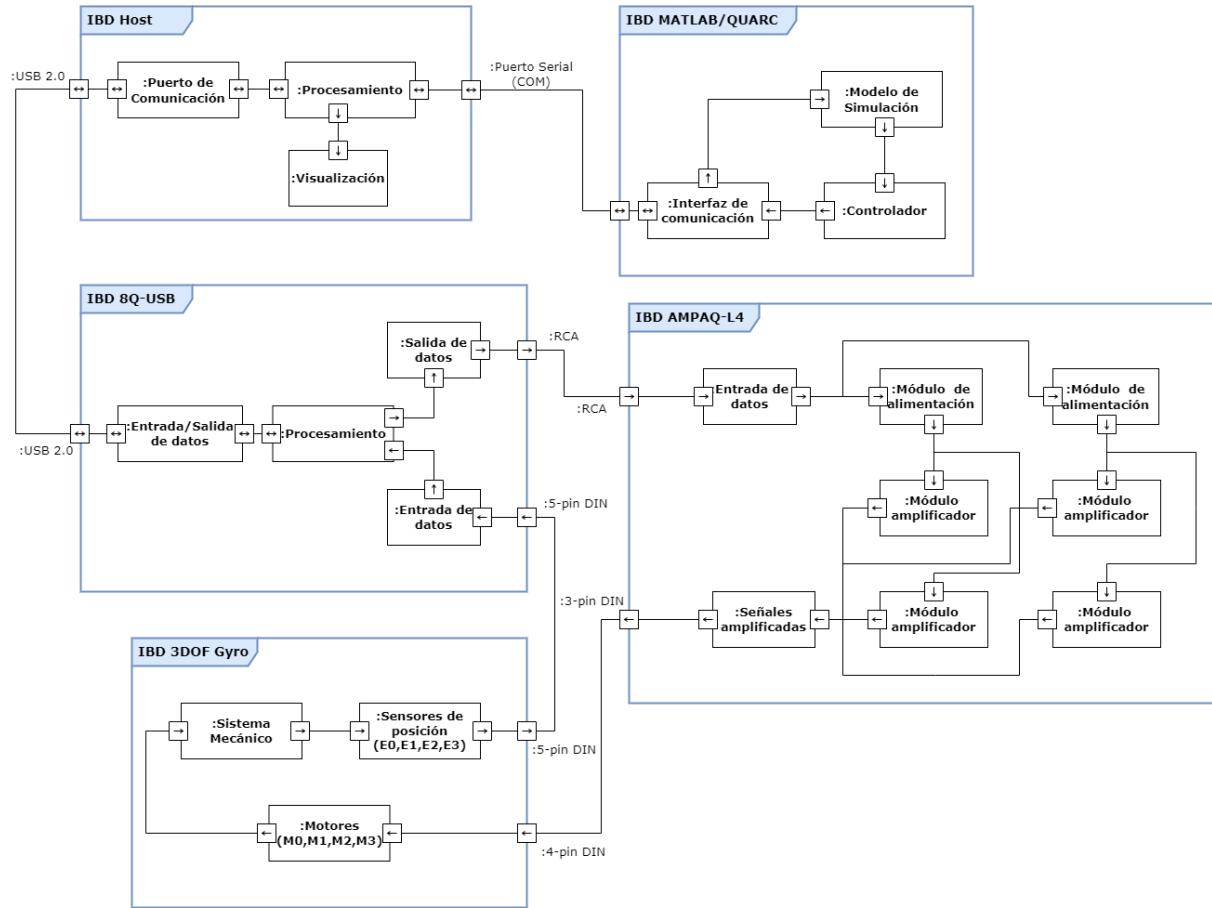


Figura 3.3: Arquitectura lógica del sistema HIL

El host es el componente principal encargado de coordinar y procesar la información dentro del sistema HIL. Sus componentes internos se dividen en tres partes. El puerto de comunicación facilita la transmisión bidireccional de datos entre el hardware externo y la simulación en MATLAB/QUARC, asegurando que las señales de control y los datos de retroalimentación fluyan correctamente. Luego, se tiene una etapa de procesamiento que es donde se maneja el flujo de datos de señales de entradas y salidas. Finalmente, la visualización proporciona una interfaz que permite al usuario observar el comportamiento del sistema HIL en simulación, presentando información como la orientación del CubeSat y las respuestas del sistema.

El bloque de MATLAB/QUARC desempeña la función de simular y controlar el sistema HIL. Internamente, cuenta con una interfaz de comunicación que gestiona el intercambio de señales entre el modelo de simulación y el hardware físico, transmitiendo las señales de control y recibiendo retroalimentación desde los sensores de la planta. En el modelo de simulación se calcula el comportamiento dinámico del CubeSat en función de las señales de entrada y las condiciones del entorno simulado. Además, el controlador ejecuta los algoritmos de control que generan las señales necesarias para mantener la orientación del CubeSat, utilizando tanto los datos de la simulación como la retroalimentación del hardware para ajustar los actuadores de manera adecuada.

El DAQ 8Q-USB gestiona la adquisición y transmisión de datos entre los componentes de hardware y software. Aquí se reciben las señales provenientes de los sensores del giroscopio, incluyendo información como lecturas de posición y velocidad angular. El procesamiento se encarga de digitalizar y convertir estas señales en un formato que pueda ser entendido por el sistema de simulación, mientras que la salida de datos envía las señales de control al amplificador de corriente para que regule las señales antes de ser enviadas a la planta.

El bloque AMPAQ-L4 es un amplificador de corriente que garantiza que las señales de control tengan la potencia adecuada para accionar los motores del giroscopio. Las señales de control ingresan a través del DAQ y luego son enviadas a los módulos amplificadores. Los módulos de alimentación suministran la energía necesaria para que los amplificadores funcionen de manera óptima, distribuyendo la corriente según los requerimientos de los distintos módulos. Finalmente, las señales amplificadas son enviadas a los motores del giroscopio para que el sistema pueda ajustar la orientación del CubeSat conforme al algoritmo de control.

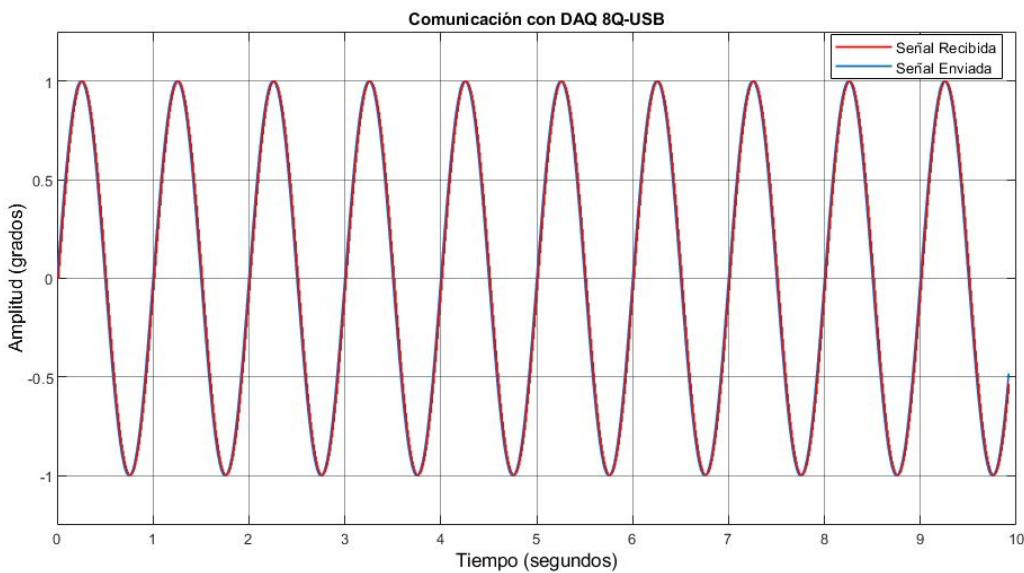
Por último, el 3DOF Gyroscope es la planta que emula el comportamiento físico del CubeSat en el espacio, permitiendo la rotación en tres ejes (roll, pitch y yaw). Los motores son los actuadores que reciben las señales de control amplificadas y su función es ajustar la orientación del giroscopio para replicar el comportamiento esperado del CubeSat. El sistema mecánico está compuesto por tres cardanes que soportan estas rotaciones, mientras que los sensores de posición registran los ángulos de rotación para la retroalimentación del sistema. Estos componentes trabajan en conjunto para garantizar que el sistema HIL pueda emular el control de orientación del satélite de manera precisa.

## 3.2. Resultados

En esta sección se presentan los resultados obtenidos al evaluar la arquitectura y el rendimiento del sistema HIL en términos del tiempo de muestreo y la comunicación efectiva entre los equipos. La respuesta de estas variables es de suma importancia para garantizar la precisión y la capacidad de respuesta del sistema, asegurando que los datos transmitidos entre el hardware y el software reflejen el comportamiento real de la planta.

Para establecer la comunicación entre los componentes de hardware y software, se realizó

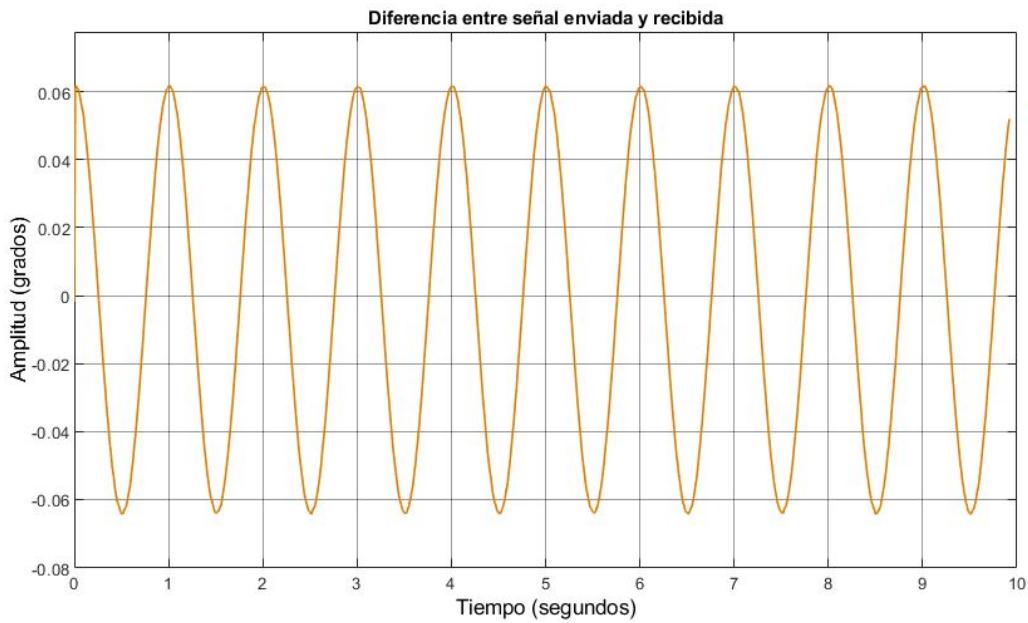
una prueba de conexión en la tarjeta de adquisición de datos en conjunto con módulos de escritura y lectura en el software de QUARC. Para realizar la prueba, se estableció una conexión entre los canales analógicos de entrada y salida en los puertos RCA, logrando un lazo cerrado de comunicación en la tarjeta de adquisición de datos para comprobar la escritura y lectura de los datos en el canal analógico. En ese sentido, la tarjeta se conectó al computador host con el protocolo de comunicación USB y se configura en el software de MATLAB para definir parámetros como tensión mínima y máxima de las señales analógicas, el número de canales para cada tipo de señal y la frecuencia y el ciclo de trabajo de las señales PWM. Con esto, finalmente se generó una señal senoidal con una amplitud de 1 y una frecuencia de 1 Hz que es enviada a la tarjeta de adquisición de datos y que se recibe en el software de MATLAB para comprobar la comunicación efectiva con la tarjeta. En la figura (3.4) se muestra la comunicación operativa con la señal de prueba enviada y la señal recibida de la tarjeta.



**Figura 3.4:** Comunicación operativa del sistema HIL

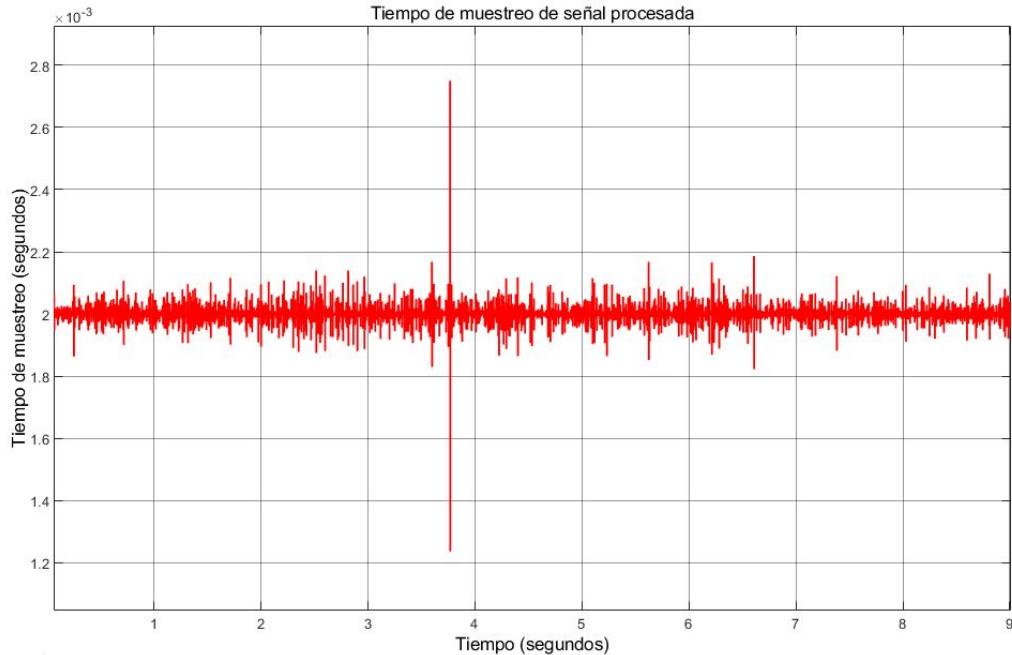
Además, se obtuvo la gráfica de la diferencia entre las dos señales para comprobar la eficiencia en la comunicación del sistema, especialmente en la precisión y retraso de la señal recibida. Esto se muestra en la figura (3.5).

Por otro lado, luego de establecer la comunicación del computador host con la tarjeta de adquisición de datos, se conectó el equipo amplificador y la planta del giroscopio para evaluar la comunicación de todos los componentes del sistema HIL. Así, se conectaron las 4 salidas de las señales analógicas a los 4 canales del amplificador de corriente y, posteriormente, las señales amplificadas se conectaron a los 4 motores de la planta. Para obtener la lectura de la posición de los ejes, se conectaron los 4 sensores de la planta a la tarjeta de adquisición de datos para procesar los datos y enviarlos al computador host. De esta forma, para evaluar la comunicación y conexión de todos los componentes del sistema HIL, se obtiene una gráfica que describe el tiempo de muestreo del sistema en ejecución, en la figura (3.6). A partir de la gráfica, se puede observar un tiempo de



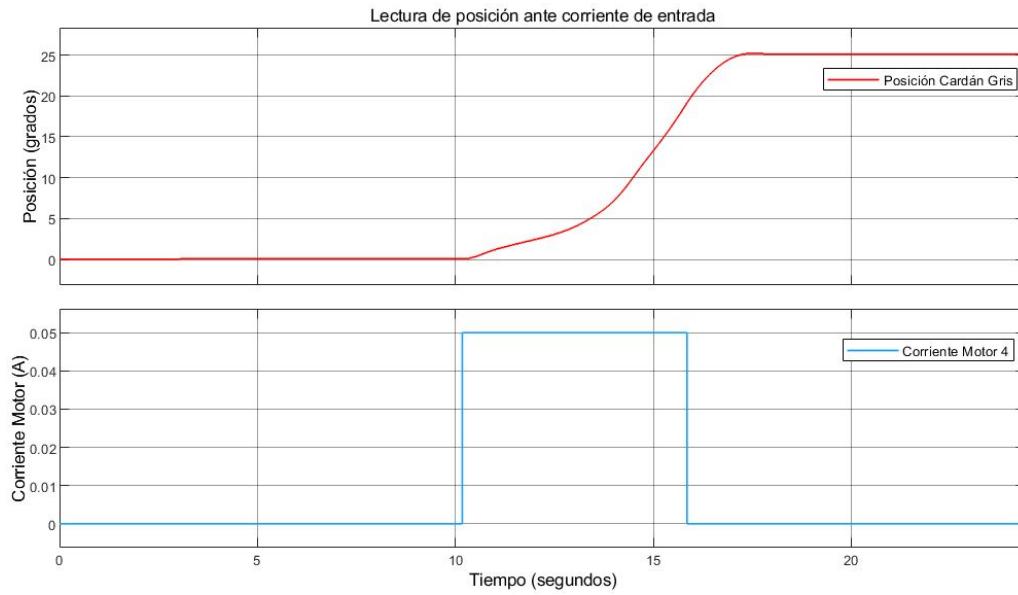
**Figura 3.5:** Diferencia entre la señal enviada y recibida

muestreo de 0.002 s, lo que equivale a una frecuencia de 500 Hz.



**Figura 3.6:** Tiempo de muestreo del sistema HIL

Por último, se realizó una prueba adicional en el sistema para verificar el funcionamiento de cada uno de los motores de la planta. Para realizar esta verificación, se envió un pulso de corriente a través del amplificador hacia los motores de la planta, con esto, se evalúa la respuesta de los ejes ante la corriente de entrada y la correcta lectura de los sensores para registrar la posición de los ejes. De esta manera, en la figura 3.7 se muestra la respuesta del cardán gris de la planta ante una corriente de entrada en el motor 4.



**Figura 3.7:** Funcionamiento de motor 4 ante corriente de entrada

### 3.3. Análisis de resultados

Esta sección analiza el desarrollo de la arquitectura del sistema HIL, especialmente en términos de la comunicación entre los componentes y la eficiencia en la transmisión de los datos desde la planta hasta los paquetes de software en el computador host. Así, el análisis está enfocado en los resultados obtenidos en la comunicación de los equipos y la capacidad de procesamiento con el tiempo de muestreo del sistema. Posteriormente, en el [capítulo 6](#) se presentarán las conclusiones y recomendaciones con relación al desarrollo de la arquitectura.

Al establecer la comunicación en del computador host con la tarjeta 8Q-USB es posible observar que el sistema mantiene una comunicación constante que permite un procesamiento eficiente y rápido, lo que permite un control fluido y estable. Además, la comunicación constante permite que la señal enviada no sufra ningún tipo de distorsión o un retraso significativo que comprometa la estabilidad del sistema HIL. Otro aspecto importante en la comunicación del sistema corresponde a la capacidad de sincronización de las señales, teniendo un impacto significativo en la respuesta del controlador en la planta del giroscopio. A partir de la figura (3.4), es posible observar que se consigue una comunicación estable entre las señales enviadas desde el software de MATLAB y las señales recibidas de la tarjeta de adquisición de datos. Con esto, se consigue una sincronización efectiva, permitiendo que el controlador se mantenga en línea con el estado real de la planta en todo momento, permitiendo un control preciso. Tomando esto como referencia, en la figura (3.5) se obtiene la diferencia entre las dos señales, con un valor máximo de 0.06 en la amplitud, lo cual no representa un riesgo para lograr una comunicación estable y precisa.

Con respecto a la frecuencia de muestreo obtenida en los resultados, se puede observar que se mantiene una estabilidad en la mayoría del tiempo, aspecto clave para evitar problemas

de aliasing o pérdida de datos críticos, que podrían ocurrir si el sistema no captura los datos a intervalos regulares. Las fluctuaciones en los valores medidos representados por los picos en la señal se deben a las cargas variables en el sistema de procesamiento debido al intercambio de datos entre el hardware y el software, de forma que, la frecuencia de muestreo aumenta en períodos donde el software de MATLAB requiere de más tiempo para procesar y calcular los estados del sistema en la simulación. Sin embargo, al ser variaciones mínimas y aisladas, no representan un riesgo para la adquisición de datos precisos. Por otro lado, la frecuencia de muestreo con un valor de 500 Hz permite obtener datos más precisos, dándole la capacidad al sistema de capturar cambios más rápidos en la señal entrante, lo cual es relevante para la implementación de sistemas HIL. Además, en este punto es importante lograr un equilibrio en la rapidez y precisión que ofrecen las frecuencias de muestreo bajas con la carga computacional que pueden significar estas para el sistema HIL y su correcta operación.

Finalmente, se verificó el funcionamiento de los motores y sensores en la planta ante la entrada de una señal de corriente. A partir de la figura (3.7) se puede observar la respuesta del sistema ante una corriente de entrada lo cual permite validar la respuesta de los motores y sensores. En este punto se puede observar que ante un pulso de corriente constante, el motor produce un torque que genera un movimiento rotacional en el cardán gris. Esta rotación se mantiene hasta que el pulso de corriente vuelve a 0 nuevamente, aspecto que también permite verificar la rápida respuesta de motores ante la corriente de entrada, evitando cualquier tipo de retardo o interrupción en la señal. Además, en este aspecto es importante mencionar que la respuesta del sistema mecánico es diferente para cada uno de los ejes, donde la corriente necesaria para mover los cardanes puede ser mayor en algunos casos. En este punto, también es importante mencionar que la planta presenta interrupciones en la comunicación, que impiden que el eje de pitch responda de forma adecuada. Dicha interrupción en la comunicación se presentó en la lectura de las señales en el amplificador de corriente, donde el PCB que hace la lectura de los canales de la tarjeta de adquisición de datos no sea capaz de mantener una conexión estable. Ante esto, se comprobó el funcionamiento de los módulos del amplificador, aislando el problema de comunicación a la lectura de las señales analógicas. Como parte de la solución planteada, se realizó un cambio en la configuración de los motores, donde se deja de utilizar el motor del disco para utilizarlo en el eje de pitch, de manera que los 3 ejes de roll, pitch y yaw reciban la corriente del amplificador de forma estable y sin interrupciones.

### 3.4. Resumen del capítulo

Este capítulo aborda el desarrollo de la arquitectura del sistema HIL para un CubeSat, enfocado en la integración de hardware y software que permite la simulación del comportamiento del satélite. A lo largo del capítulo, se describen los componentes clave del sistema, tales como el host, la planta, la tarjeta de adquisición de datos, el amplificador de corriente y el entorno de simulación Matlab/QUARC, detallando sus funciones y

contribuciones en la arquitectura del sistema.

En la sección de resultados se presentan gráficas que muestran el comportamiento del sistema en términos del tiempo de muestreo y la calidad de la comunicación. Se observa que el tiempo de muestreo es estable, logrando una frecuencia baja que permite obtener datos precisos. Por otro lado, no se tiene distorsión o pérdida de información, lo que sugiere que la comunicación entre componentes es efectiva.

Por último, el análisis de los resultados se evaluó la respuesta del sistema en términos del rendimiento del sistema HIL. Con esto, se estudia el impacto de posibles fluctuaciones e interrupciones en la comunicación de los equipos, lo que podría causar retrasos en la ejecución del controlador en conjunto con la planta, afectando la precisión del sistema en escenarios críticos.

# Capítulo 4

## Sistema de simulación HIL

Un aspecto importante en el desarrollo de un sistema HIL corresponde a la simulación del entorno bajo el cual el hardware será puesto a prueba, con el fin de observar la respuesta ante las condiciones simuladas. En ese sentido, para lograr el desarrollo del sistema HIL, es necesario diseñar un entorno de simulación para definir las diferentes condiciones y escenarios del sistema antes de su implementación en la planta. Así, para definir estas condiciones se tomaron en cuenta aspectos como la inclusión de modelos de descripción para las variables del entorno, modelos para la propagación y visualización del satélite en órbita, así como modelos para realizar el cálculo de referencias de apuntamiento y su comunicación con el modelo de la planta y el controlador.

### 4.1. Metodología Aplicada

En esta sección del capítulo se detalla el enfoque metodológico utilizado para llevar a cabo el diseño del entorno de simulación del sistema HIL. La metodología empleada abarca desde la identificación y definición de los modelos de simulación utilizados hasta la implementación y validación en el sistema HIL, lo que permite comprender la funcionalidad de cada elemento y su importancia en la evaluación del sistema mediante los casos de uso. Para esto, se siguió un enfoque basado en la interacción y comunicación de los elementos del entorno de simulación, considerando la configuración y funcionalidad de los modelos, así como la validación del sistema.

#### 4.1.1. Controlador Simulado

Con el objetivo de verificar el comportamiento y respuesta de los modelos antes de su implementación con el hardware, se implementó un controlador en simulación que corresponde al LQR con el modelo lineal de la planta del giroscopio. La linealización de la planta en [14] se basa en la realimentación no lineal de los estados, por lo que para la respuesta de la planta en simulación, no se consideraron los efectos de las no linealidades del

giroscopio. Además, debido a la carga de procesamiento que representan la ejecución de los dos modelos de Simulink, se implementó una comunicación TCP/IP entre los modelos para el intercambio de los datos.

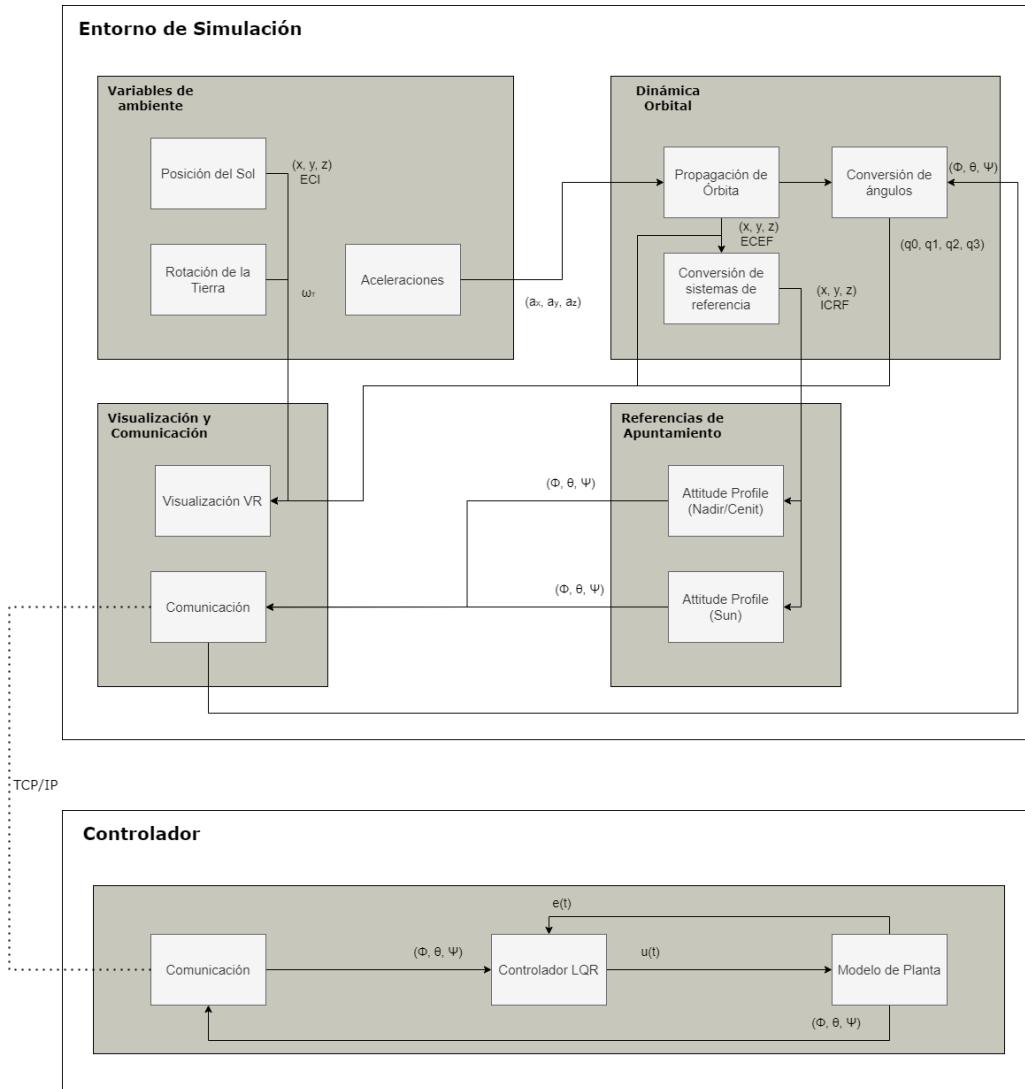
#### 4.1.2. Entorno de Simulación

Como se ha mencionado anteriormente, uno de los componentes clave en los sistemas HIL corresponde a la capacidad de integración de un modelo de simulación que permita modelar condiciones reales de operación para su implementación con el hardware. En este punto, para lograr esa integración se realizó el diseño de un entorno de simulación que permita modelar tales condiciones en conjunto con su implementación con los equipos de Quanser. El entorno de simulación contempla modelos para la descripción de las variables del entorno, la generación de órbitas, el cálculo de referencias para sistemas de apuntamiento y la correspondiente visualización del sistema en ejecución. En la figura 4.1, se presenta la disposición e interacción de los modelos del entorno de simulación con el sistema de control automático.

Inicialmente, el modelo que representa las variables del ambiente es el encargado de describir la posición del Sol bajo un marco de referencia ECI, para lo cual es necesario establecer una fecha de referencia  $T_{JD}$  (Truncated Julian Date) para definir un momento específico a partir del cual se calculan las posiciones. Además, se establece el período de rotación de la Tierra y se calcula la aceleración centrífuga, de coriolis y gravitacional, utilizando como entradas los vectores de posición y velocidad en el marco de referencia ECEF.

En el modelo de la dinámica orbital se define la órbita que sigue el CubeSat en la simulación y visualización del sistema, estableciendo el valor de los elementos orbitales como tipo de órbita, anomalía verdadera, excentricidad, longitud del nodo ascendente (RAAN), inclinación, semieje mayor y argumento del periapsis. Una vez que se define la órbita del sistema se da una conversión de los ángulos a cuaterniones y al sistema de referencia ICRF (International Celestial Reference Frame), necesarios para el cálculo de las referencias de apuntamiento y la visualización.

Posteriormente, el modelo de cálculo de referencias de apuntamiento en la simulación del CubeSat se encarga de determinar la orientación necesaria para realizar el apuntamiento del satélite hacia puntos de interés, como el Nadir, Cenit o el apuntamiento al Sol. Este proceso parte de una posición de referencia del CubeSat, que se representa en el sistema como una orientación en cuaterniones. A partir de esta orientación, el modelo realiza el cálculo de la rotación necesaria del CubeSat para lograr el apuntamiento según los casos de uso. El resultado es una referencia de apuntamiento que se traduce en las correcciones en la orientación que el sistema de control debe aplicar para mantener el CubeSat correctamente orientado hacia los objetivos seleccionados. Los diagramas de apuntamiento que se consideran en el modelo, se detallan en la figura 4.2.

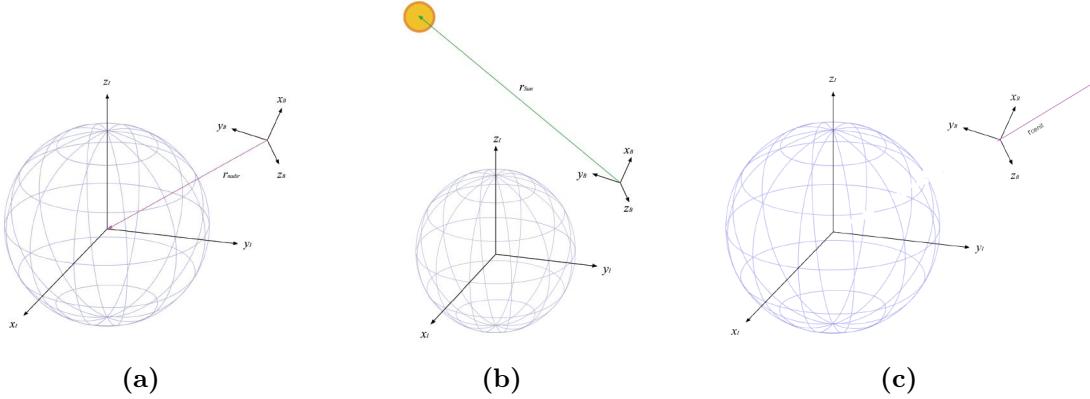


**Figura 4.1:** Diagrama de bloques del sistema de simulación HIL

## 4.2. Resultados

Una vez que se describe la metodología aplicada para el diseño del sistema HIL, se procedió con la simulación del sistema para obtener los resultados en la respuesta del controlador y el comportamiento ante las referencias de apuntamiento. Inicialmente, se obtuvieron las matrices de la ecuación de espacio de estados del modelo lineal de la planta:

$$X = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix}$$



**Figura 4.2:** Diagramas de referencia para apuntamiento del CubeSat. (a) Nadir. (b) Apuntamiento al Sol. (c) Cenit. Fuente: [21]

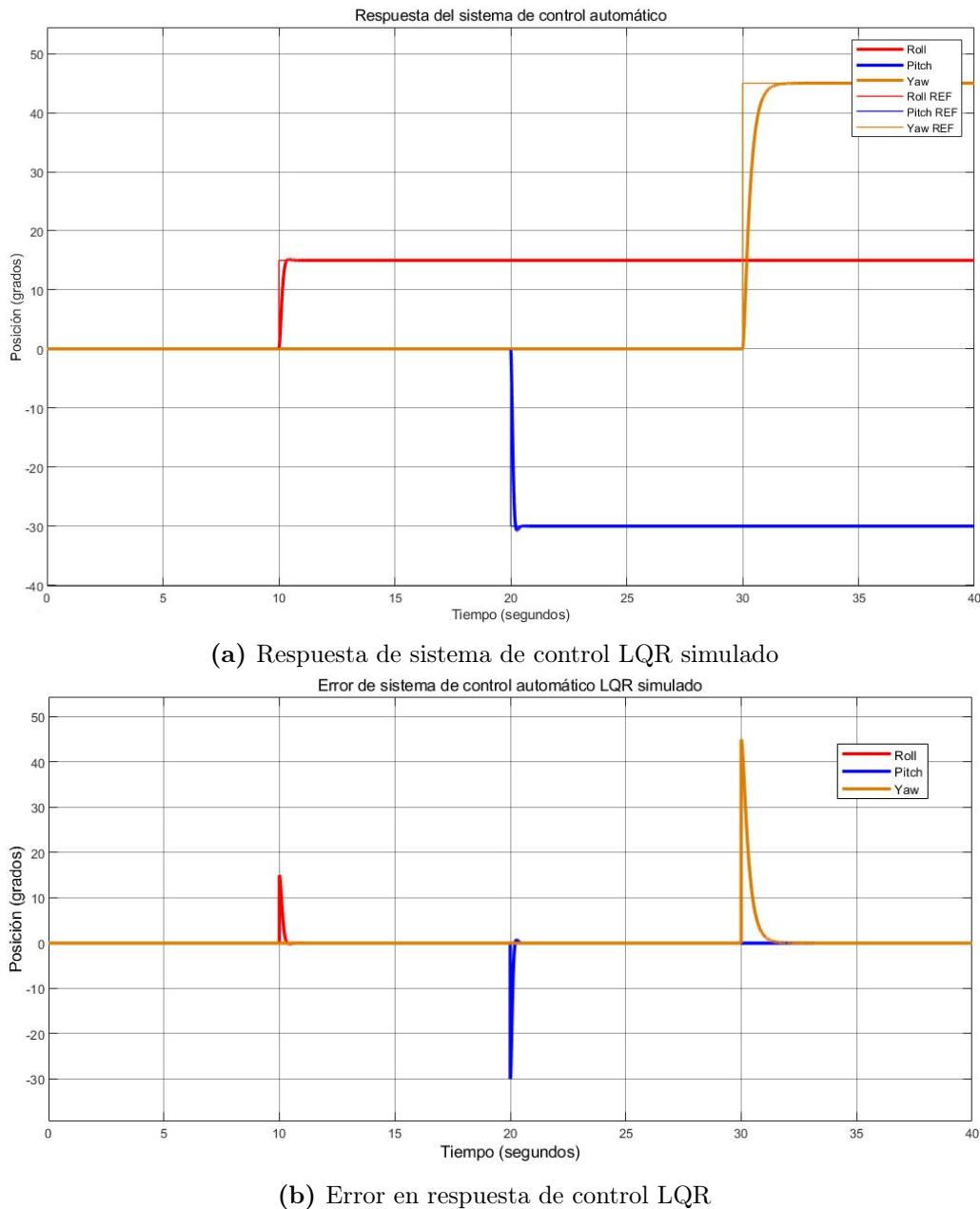
$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, D = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

Seguidamente, se definieron las matrices de penalización Q y R para establecer la respuesta del controlador en términos de la penalización de los ángulos roll, pitch y yaw, además de sus velocidades angulares y la acción de control sobre cada uno de los ejes. Así, se definen las matrices Q y R:

$$Q = \begin{bmatrix} 250 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1000 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 250 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} 0,01 & 0 & 0 \\ 0 & 0,01 & 0 \\ 0 & 0 & 0,1 \end{bmatrix}$$

Con esto, se obtuvo la matriz de la ganancia K del controlador LQR:



**Figura 4.3:** Respuesta del sistema de control LQR en planta linealizada

$$K = \begin{bmatrix} 158,1139 & 0 & 0 & 20,4017 & 0 & 0 \\ 0 & 316,2278 & 0 & 0 & 27,0639 & 0 \\ 0 & 0 & 50 & 0 & 0 & 17,3205 \end{bmatrix}$$

De esta forma, en la figura 4.3a se muestra la respuesta del controlador en la simulación, en la cual se establecen tres posiciones de referencia para los ejes en distintos tiempos.

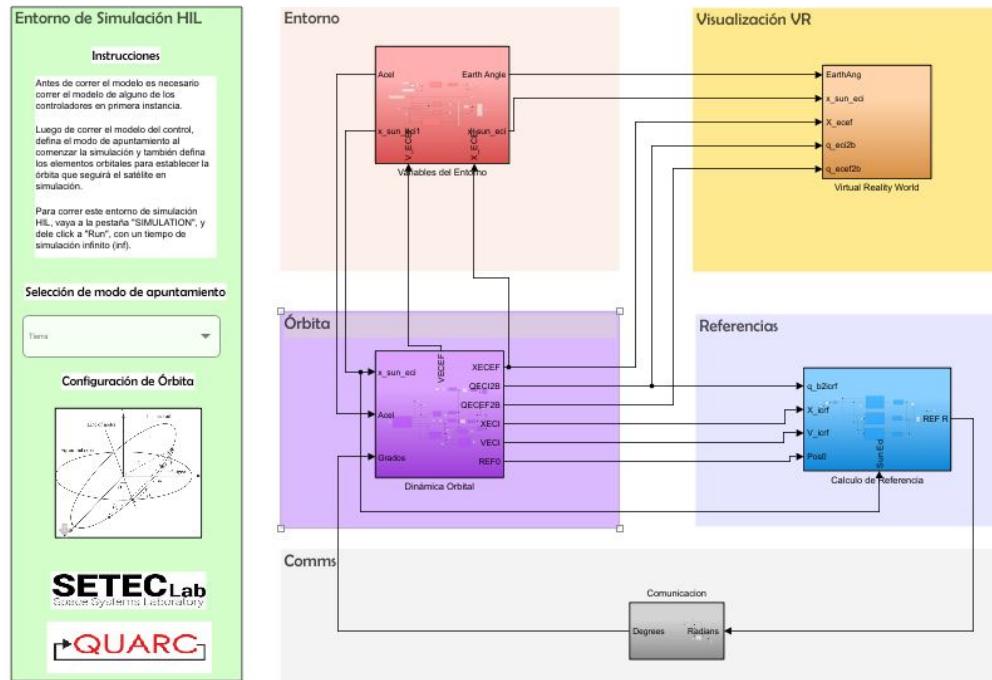
Con la respuesta del controlador en la simulación, se calcularon las métricas de error de

estado estacionario ( $E_{ss}$ ), porcentaje de sobreimpulso (OS) y el tiempo de estabilización ( $T_s$ ), que describen el comportamiento y rendimiento del controlador.

**Tabla 4.1:** Métricas de rendimiento del sistema de control LQR en simulación.

Eje	$E_{ss}$ (%)	%OS	$T_s$ (ms)
Roll	< 1	1.28	273
Pitch	< 1	2.51	177.5
Yaw	< 1	0	902.7

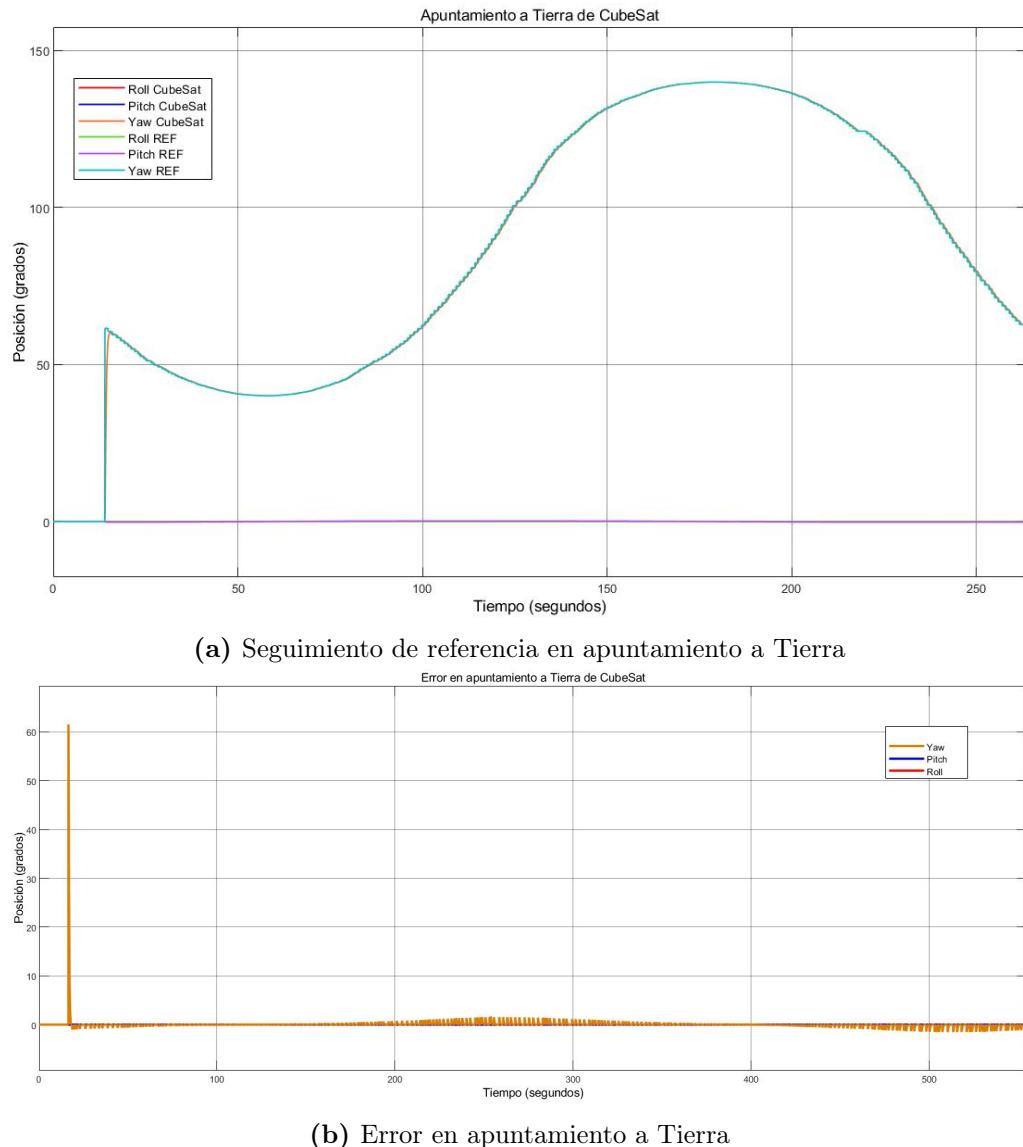
Así, una vez que se implementó el controlador lineal en la simulación, se realizó la comunicación entre los modelos en Simulink para comprobar la respuesta del sistema con los modelos que realizan el cálculo de referencias para los diferentes apuntamientos. Para esto, inicialmente se muestra el diseño del modelo de Simulink del entorno de simulación, el cual se muestra en la figura (4.4).



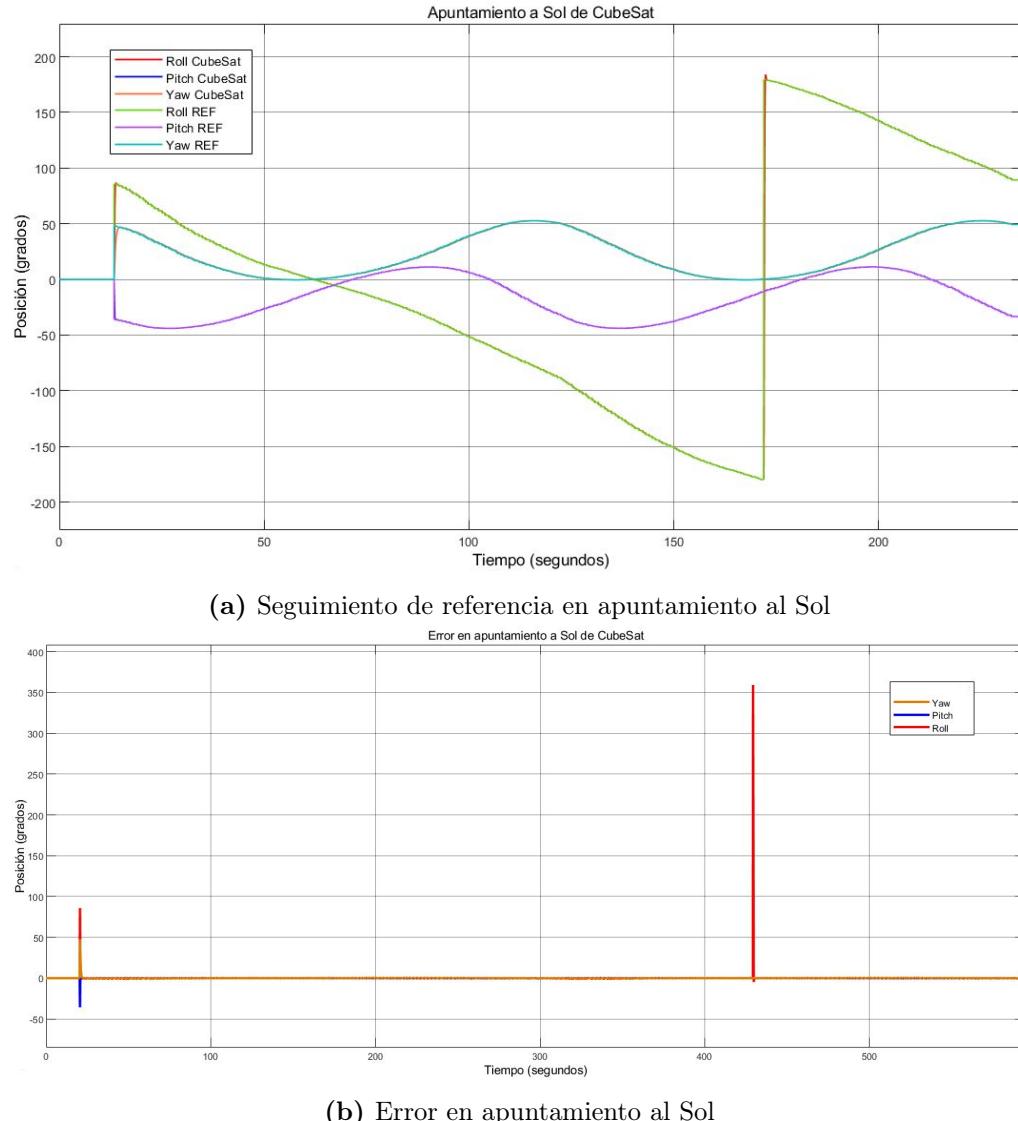
**Figura 4.4:** Modelo del entorno de simulación en Simulink

En ese sentido, en la figura 4.5 se muestra la respuesta del controlador con el apuntamiento del CubeSat a Tierra y el error correspondiente.

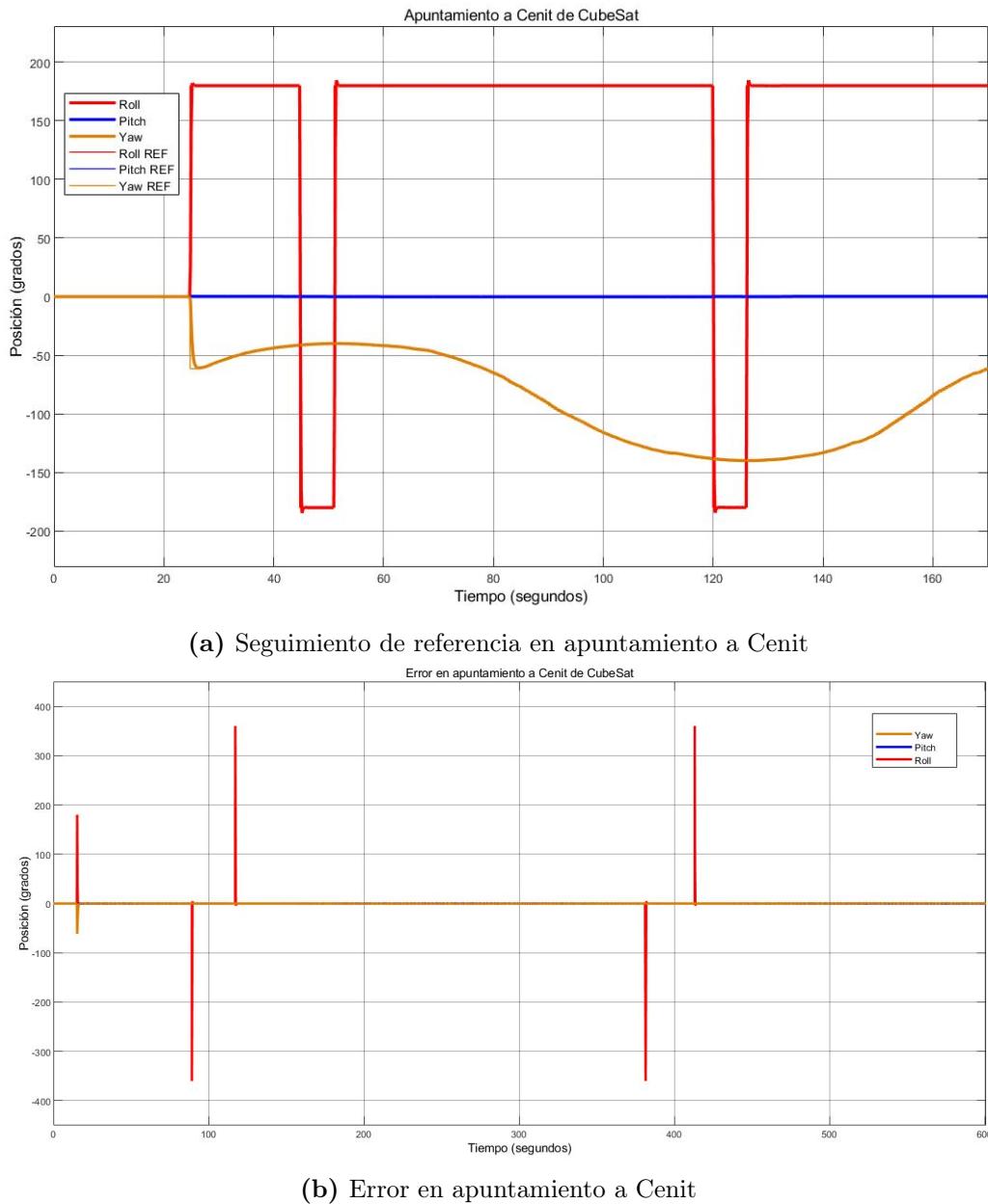
Luego, en la figura 4.6 se determinó el comportamiento del sistema con el apuntamiento del CubeSat al Sol. En este punto, es importante mencionar que para el cálculo de la rotación necesaria del satélite, se utiliza como referencia la posición del Sol en el marco de referencia ECI. Con esto, el sistema utiliza la posición del Sol y del satélite para calcular la rotación y lograr el apuntamiento.



**Figura 4.5:** Respuesta de control para apuntamiento a Tierra



**Figura 4.6:** Respuesta de control para apuntamiento al Sol



**Figura 4.7:** Respuesta de control para apuntamiento a Cenit

Finalmente, se obtuvo el resultado del apuntamiento al Cenit, donde en el modelo se define la dirección del vector con prioridad de apuntamiento y el vector de referencia para el cálculo de rotación. El resultado se muestra en la figura 4.7.

### 4.3. Análisis de resultados

Esta sección tiene como objetivo evaluar el rendimiento del sistema de simulación HIL diseñado, evaluando el comportamiento del controlador y su integración con el modelo del entorno de simulación. Esta evaluación se realiza mediante el análisis de los resultados

obtenidos frente a los distintos escenarios simulados en el entorno del sistema HIL. A partir de los resultados obtenidos en las pruebas, se analizaron las respuestas del controlador LQR frente a diversas condiciones operativas del CubeSat, específicamente en la capacidad de respuesta en diferentes modos de apuntamiento y la correcta visualización de los resultados en el entorno de simulación. Además, en el [capítulo 6](#) se destacarán los aspectos más relevantes tratados en el análisis.

Inicialmente, al establecer los parámetros del controlador LQR con las matrices de penalización Q y R, es posible observar que se tiene un enfoque hacia minimizar los errores en la orientación angular, siendo consistente con el objetivo de lograr un apuntamiento preciso del CubeSat. Además, la matriz R se define de tal manera que el sistema pueda generar una respuesta de control agresiva frente al manejo de los errores en cada uno de los ángulos. En este punto, el propósito del controlador implementado está en lograr una respuesta rápida del sistema sin provocar la saturación en alguno de sus ejes y obteniendo el menor error de estado estacionario posible.

Posteriormente, con la obtención de la figura [4.3](#) y las métricas del controlador en la Tabla [4.1](#), fue posible obtener una respuesta en los 3 ejes donde se tiene la capacidad de alcanzar las referencias con un error de estado estacionario menor al 1 % en todos los casos, aspecto fundamental para obtener un seguimiento de referencias preciso en el apuntamiento del CubeSat en los casos de uso. Al lograr un error de estado estacionario casi nulo, la precisión del sistema aumenta, siendo una de las características claves en los sistemas de control de orientación en naves espaciales. Con respecto a los tiempos de estabilización, estos se calculan con base en el valor final alcanzado, tomado cuando la señal alcanza el 95 % del valor final. Así, con los resultados obtenidos en la Tabla [4.1](#), el control del eje yaw presenta un tiempo de estabilización mayor, sin embargo, esto le permite eliminar el sobreimpulso a diferencia de los otros 2 ejes. En ese sentido, la agresividad del control establecida en la matriz R es mayor de la que se requiere en los ejes de roll y pitch y por eso el controlador presenta un pequeño sobreimpulso en esos casos.

Luego, al realizar la simulación del controlador en conjunto con el entorno de simulación HIL, se logró establecer el seguimiento de las referencias para los modos de apuntamiento del CubeSat. En el caso del apuntamiento a Tierra, el controlador sigue la referencia en yaw calculada en el entorno de simulación durante 1 órbita completa del satélite. A partir de la figura [4.5](#) se puede observar que el comportamiento del controlador permite obtener un error máximo cercano a los 2 grados, lo cual indica que el controlador de la planta lineal ofrece un control preciso ante una referencia variable en el tiempo. Además, es posible observar que no existe ningún tipo de perturbación u oscilación que altere la dinámica en la respuesta del controlador, logrando una respuesta estable durante toda la órbita del satélite.

Con respecto a los resultados obtenidos para el apuntamiento al Sol en la figura [4.6](#), se logró observar que hay un involucramiento de los 3 ejes en el seguimiento de las referencias. La gráfica describe el comportamiento y el error obtenido durante la simulación de una órbita completa del CubeSat. En este punto es importante mencionar que al igual

que en el apuntamiento a Tierra, el error obtenido es muy bajo, sin embargo, la señal del error presenta un pico en el eje roll que se debe a una discontinuidad en el seguimiento de la referencia. En este punto es importante mencionar que el cálculo de la referencia en el entorno de simulación presenta un cambio en la orientación del ángulo de  $180^\circ$  a  $-180^\circ$ , lo cual es interpretado en el controlador como un cambio de rotación de  $360^\circ$ , razón por la cual la señal de error se dispara en ese instante. En términos del controlador en simulación, es capaz de responder bien ante esta discontinuidad, sin tener efectos que generen inestabilidad o perturbaciones en el sistema, sin embargo, es importante recordar que corresponde a un modelo lineal de la planta, por lo que para efectos de su implementación en el hardware se debe considerar soluciones para eliminar esta discontinuidad.

Por último, se obtuvieron los resultados del apuntamiento a Cenit en el diseño del sistema HIL en la figura 4.7. Como se mencionó en los casos anteriores, el controlador lineal permite obtener una respuesta estable y precisa en el seguimiento de referencias para los ejes de roll, pitch y yaw. De igual manera, en la señal del error obtenido, se tienen 4 discontinuidades que se deben al cambio en la rotación de  $180^\circ$  a  $-180^\circ$ , donde la orientación física no cambia y la interpretación numérica genera un error de 360 grados, haciendo que el controlador lo perciba como una rotación completa.

#### 4.4. Resumen del capítulo

El capítulo presenta el diseño de un sistema HIL para la implementación de un control automático de la orientación de un satélite tipo CubeSat. La metodología incluye una descripción detallada del proceso de diseño, en el que se integra un controlador LQR en un entorno de simulación. El entorno de simulación considera la generación de órbitas realistas y el desarrollo de modelos de variables del entorno espacial, así como el cálculo dinámico de las referencias de apuntamiento. Estos elementos permiten la evaluación precisa del rendimiento del controlador bajo condiciones cercanas a la realidad.

En la sección de resultados, se evaluó el comportamiento del controlador LQR en diversas simulaciones, que incluyen diferentes modos de apuntamiento del CubeSat. Las pruebas se realizaron con énfasis en la capacidad del controlador para corregir errores en los ángulos de roll, pitch y yaw, respondiendo a las referencias de orientación establecidas. A partir de los resultados se logró determinar que el comportamiento en simulación es efectivo para tener un controlador robusto y estable, capaz de mantener una precisión alta del sistema.

Finalmente, se analizó el desempeño del sistema en función de los resultados obtenidos, destacando la importancia de la correcta respuesta del controlador LQR y su correcta integración con los modelos del entorno de simulación. El análisis permite concluir que el sistema HIL diseñado proporciona una plataforma para la validación de controladores en CubeSats, mediante la implementación de casos de uso realistas y permitiendo ajustes antes de la integración con el hardware.

# Capítulo 5

## Evaluación de Casos de Uso

La evaluación del comportamiento del sistema HIL mediante los casos de uso es fundamental para lograr una verificación funcional del sistema completo. A través de esta evaluación, se puede validar si el sistema HIL refleja de manera precisa las condiciones planteadas a las que el CubeSat se enfrentará en órbita, especialmente en el apuntamiento del satélite. Por esta razón, es crucial que el sistema responda adecuadamente ante las condiciones operativas y mantenga el desempeño esperado, ya que errores en la simulación o en el control podrían comprometer la funcionalidad del sistema. Esta evaluación permite identificar posibles errores del sistema y confirmar que el diseño es robusto, logrando además la posibilidad de escalar el sistema en futuros proyectos.

### 5.1. Metodología Aplicada

En esta sección se detalla la metodología utilizada para la evaluación experimental del sistema HIL, enfocada en tres casos de uso específicos: el apuntamiento hacia Nadir, el apuntamiento al Sol y el apuntamiento a Cenit con la validación del correcto funcionamiento del sistema de control automático de forma experimental. Estos escenarios simulan situaciones operativas reales, donde el satélite debe mantener una orientación precisa. Para cada caso, se implementaron pruebas que permiten evaluar el desempeño del sistema de control automático en cuanto a precisión, estabilidad y capacidad de respuesta en conjunto con el funcionamiento de los modelos del entorno de simulación diseñado. Por esta razón, los resultados de estas pruebas son esenciales para verificar la funcionalidad y robustez del sistema en entornos que simulan las condiciones espaciales.

#### 5.1.1. No linealidades

Inicialmente, para la implementación del controlador LQR en la planta 3DOF Gyroscope, se realizó el análisis de la dinámica real del sistema. Para esto, el controlador implementado utiliza la ganancia  $K$  del sistema lineal utilizado en la simulación, sin embargo, se

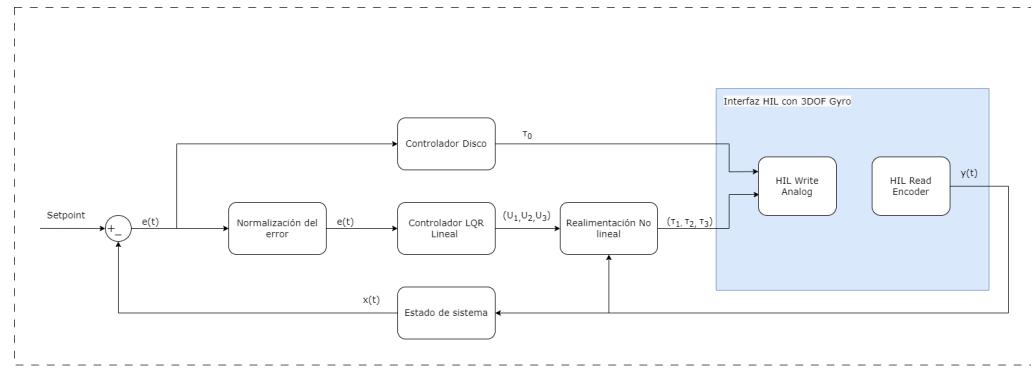
agregó un bloque adicional que se encarga de calcular las no linealidades que describen el comportamiento real del sistema físico. El cálculo de estas no linealidades considera las matrices de inercia y de Coriolis. Este cálculo se realizó mediante la realimentación no lineal de los estados del sistema, utilizando tanto las velocidades angulares como las dinámicas rotacionales específicas del giroscopio. De este modo, el bloque de cálculo de no linealidades transforma las entradas de control generadas por la ganancia  $K$  del controlador lineal en los torques reales que se aplican al sistema físico.

Un aspecto importante es que el bloque encargado del cálculo de no linealidades considera que la velocidad del disco del giroscopio se mantiene constante, lo cual facilita la evaluación de la dinámica actual del sistema. Adicionalmente, se implementó un bloque de normalización de ángulos para garantizar que el cálculo del error de orientación se realice sobre la mínima diferencia de ángulos entre la referencia y la orientación actual del sistema. Con esta metodología, se asegura que el comportamiento del controlador en la planta física sea una extensión precisa del controlador desarrollado en la simulación, incluyendo el manejo adecuado de las no linealidades del sistema.

### 5.1.2. Integración con el hardware

Un aspecto importante en el desarrollo de este capítulo corresponde a la correcta integración del modelo de Simulink del controlador con la planta del giroscopio. Para lograr esto, inicialmente se realizó la configuración del bloque *HIL Initialize* para establecer la comunicación con la tarjeta de adquisición de datos. En esta etapa, se definió la configuración del hardware, incluyendo el DAQ específico utilizado, el número de entradas y salidas del sistema, y el tipo de señales (analógicas o digitales) utilizadas para el control y la realimentación del sistema. Además, en esta configuración se definieron los canales disponibles en el DAQ para la comunicación con el amplificador de corriente y con los sensores de la planta. Esta configuración se implementó dentro del bloque *HIL Initialize*, asegurando que la planta física esté correctamente sincronizada con el sistema de simulación y que las señales de control puedan ser procesadas de forma efectiva.

Una vez establecida la configuración de inicialización, se estableció la interfaz de comunicación del sistema HIL mediante bloques de escritura y lectura. En los bloques de escritura, las señales generadas por el controlador LQR, que incluyen los torques calculados para los tres ejes de rotación del giroscopio y el disco giratorio, se envían a los cuatro motores de la planta física, encargados de ejecutar las correcciones necesarias para el control de la orientación. De igual forma, los bloques de lectura capturan las señales de los sensores de la planta, como las velocidades y posiciones angulares, para proporcionar la realimentación al sistema. Este ciclo de escritura y lectura permite que el controlador interactúe de manera continua con la planta física, ajustando las señales de control en función del comportamiento real del giroscopio y manteniendo el sistema bajo control en todo momento. Así, en la figura (5.1) se muestra el diagrama de bloques del controlador implementado con la planta 3DOF Gyroscope.



**Figura 5.1:** Controlador LQR para el 3DOF Gyroscope

### 5.1.3. Comparación de controladores

Por último, para lograr un análisis más profundo del rendimiento del sistema HIL desarrollado, se realizó una comparación en términos del rendimiento del controlador LQR y un control PD independiente. Con respecto al control LQR se implementó considerando las no linealidades presentes en la dinámica del giroscopio. Este controlador se desarrolló a partir de una linealización exacta por realimentación no lineal de los estados, logrando una validez en el sistema que no se limita a un entorno alrededor de un punto sino que permite un continuo cálculo en cada punto del sistema. Así, al tener en cuenta las características no lineales del giroscopio, fue ajustado para optimizar la respuesta del CubeSat en términos de estabilidad, precisión y respuesta del control en la orientación, lo cual es especialmente importante debido a las perturbaciones y las dinámicas acopladas de los ejes de rotación.

Por otro lado, a partir de [33], se utilizó un controlador PD para realizar el control independiente en cada uno de los tres ejes de rotación: roll, pitch y yaw. La implementación de este controlador se enfocó en el análisis de los efectos del control independiente en los ejes, ajustando los parámetros de ganancia proporcional ( $K_p$ ) y derivativa ( $K_d$ ).

**Tabla 5.1:** Constantes del controlador PD.

Eje	$K_p$	$K_d$
Roll	0.3	0.025
Pitch	0.18	0.0375
Yaw	0.24	0.067

A diferencia del LQR, este controlador no considera las no linealidades del sistema de manera explícita, sino que se centra en corregir el error en cada eje por separado. El objetivo principal de esta comparación es evaluar la eficiencia y robustez de ambos controladores en el entorno HIL, considerando factores como el tiempo de estabilización, el error de estado estacionario y la capacidad para rechazar perturbaciones o variaciones en las dinámicas del sistema.

## 5.2. Resultados

En esta sección se presentan los resultados obtenidos al implementar el sistema HIL de forma experimental, incluyendo el entorno de simulación, el controlador y su comportamiento con las no linealidades de la planta y el rendimiento del sistema en la evaluación con los casos de uso. Los resultados obtenidos en esta sección son fundamentales para lograr la validación del sistema HIL diseñado y su comparación con los resultados esperados en la sección del análisis.

Con esto, inicialmente se realizó el cálculo de las no linealidades del sistema, transformando las entradas generadas por el controlador LQR lineal en torques aplicables a la planta del giroscopio. Esto se realiza a partir de la ecuación A.1, evaluando el sistema en cada punto a partir del estado actual del giroscopio.

$$\tau = M(q)U + C(q,\dot{q})\dot{q} \quad (5.1)$$

donde

$$M = \begin{bmatrix} M_{22} & M_{23} & M_{24} \\ M_{32} & M_{33} & M_{34} \\ M_{42} & M_{43} & M_{44} \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} C_{22} & C_{23} & C_{24} \\ C_{32} & C_{33} & C_{34} \\ C_{42} & C_{43} & C_{44} \end{bmatrix}$$

Además, se diseñó el modelo en Simulink del controlador con la interfaz de comunicación HIL y la comunicación con el entorno de simulación. Esto se muestra en la figura (5.2).

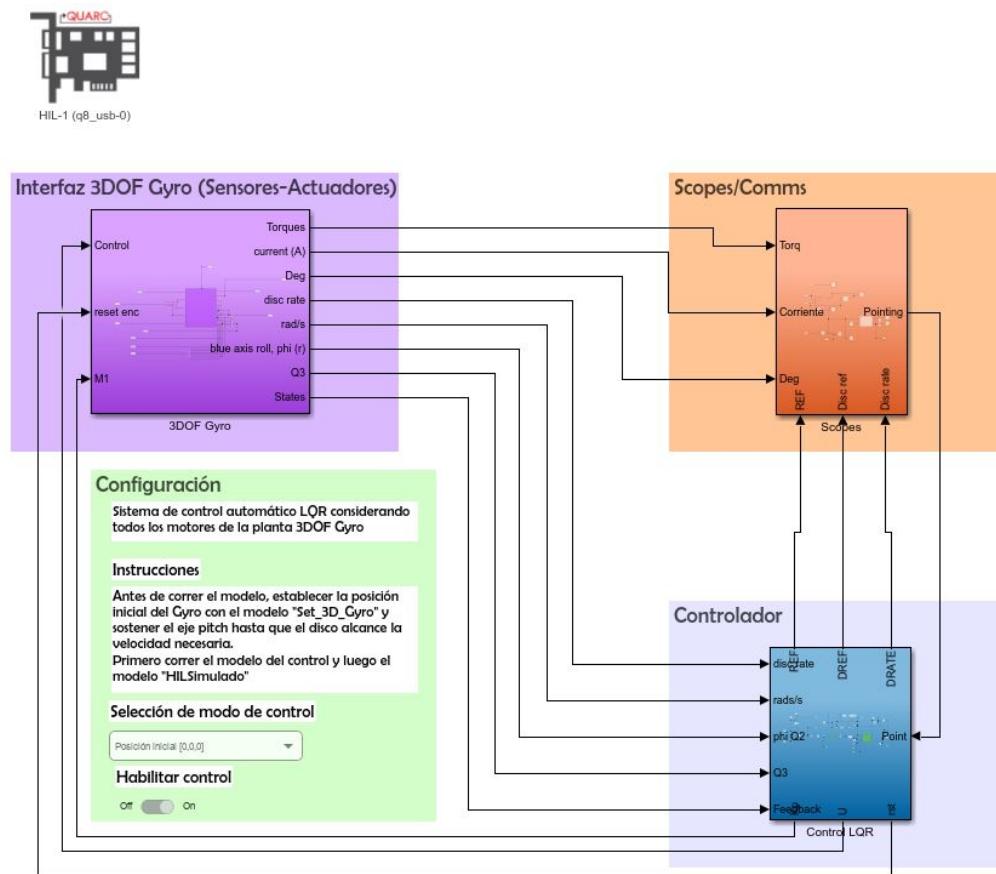
De esta forma, en la figura 5.3 se muestra la respuesta obtenida del controlador implementado en la planta, para lo cual se establecen tres posiciones de referencia para los ejes en distintos tiempos.

A partir de la respuesta obtenida, se realizó el cálculo de las métricas del error de estado estacionario ( $E_{ss}$ ), porcentaje de sobreimpulso (OS) y el tiempo de estabilización ( $T_s$ ), que describen el comportamiento y rendimiento del controlador.

**Tabla 5.2:** Métricas de rendimiento del sistema de control LQR en la planta.

Eje	$E_{ss}$ (%)	%OS	$T_s$ (ms)
Roll	6.4	0	470
Pitch	0.4	0.5	462
Yaw	1.4	0	1414

Una vez que se obtuvo la respuesta del controlador LQR, se procedió con la implementación del controlador con el entorno de simulación HIL para observar la respuesta en los casos de uso. Con esto, en la figura 5.4 se muestra la respuesta en el apuntamiento a Tierra.



**Figura 5.2:** Modelo del controlador LQR en Simulink

Seguidamente, se obtuvieron las gráficas de seguimiento de referencia y el error para el apuntamiento al Sol con el controlador LQR. Esto se muestra en la figura 5.5.

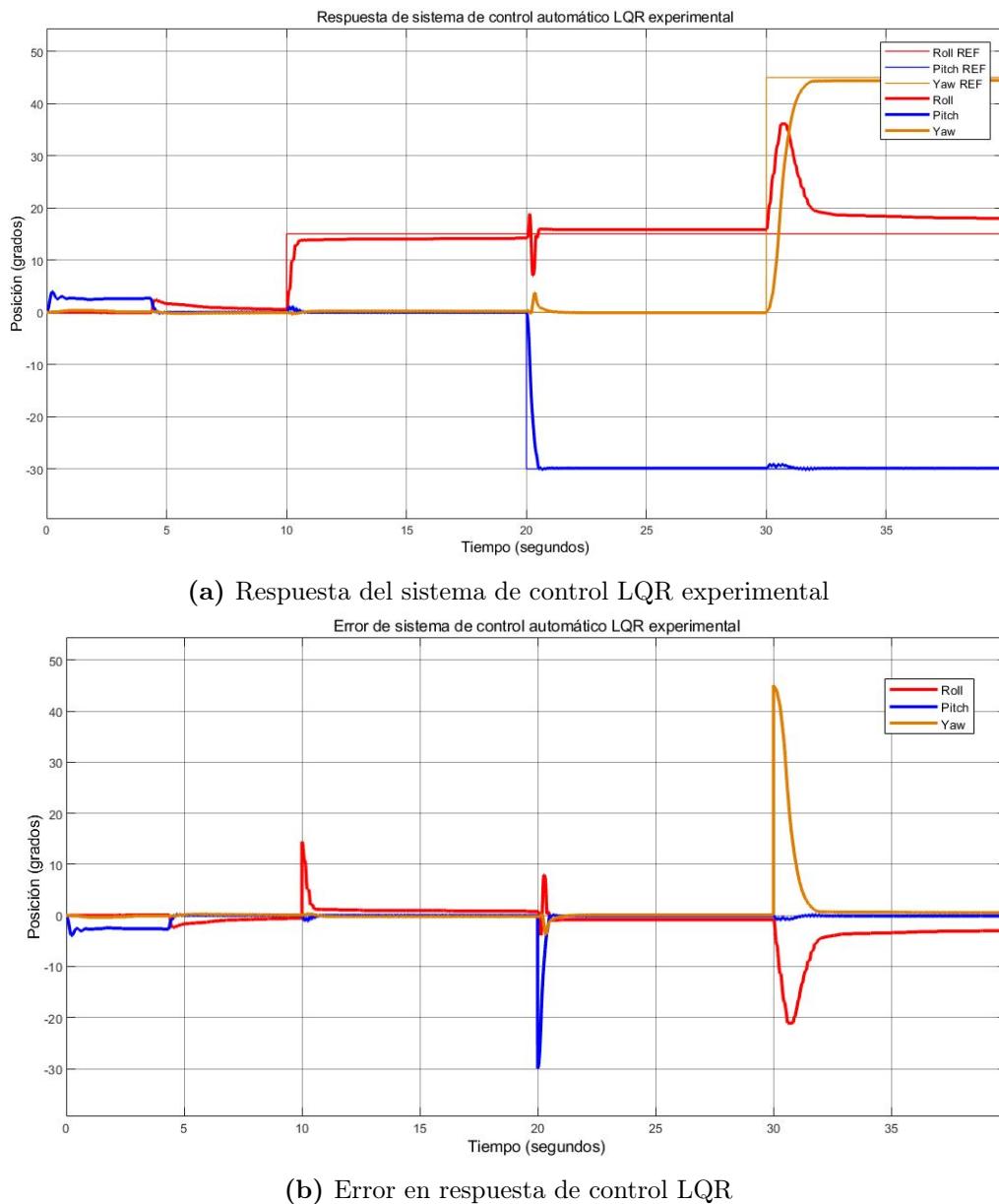
De igual manera, se ajustó el bloque de cálculo de referencias para obtener la respuesta del sistema en el apuntamiento a Cenit. En la figura 5.6 se muestran los resultados obtenidos.

Como parte de la validación del sistema HIL diseñado, se realizó una comprobación del sistema con un controlador PD independiente para cada uno de los ejes. Esto con el objetivo de comparar el rendimiento del sistema con ambos controladores. Así, en la figura (5.7) se muestra el modelo del controlador PD en Simulink y en la figura 5.8 se muestra la respuesta del controlador PD experimental.

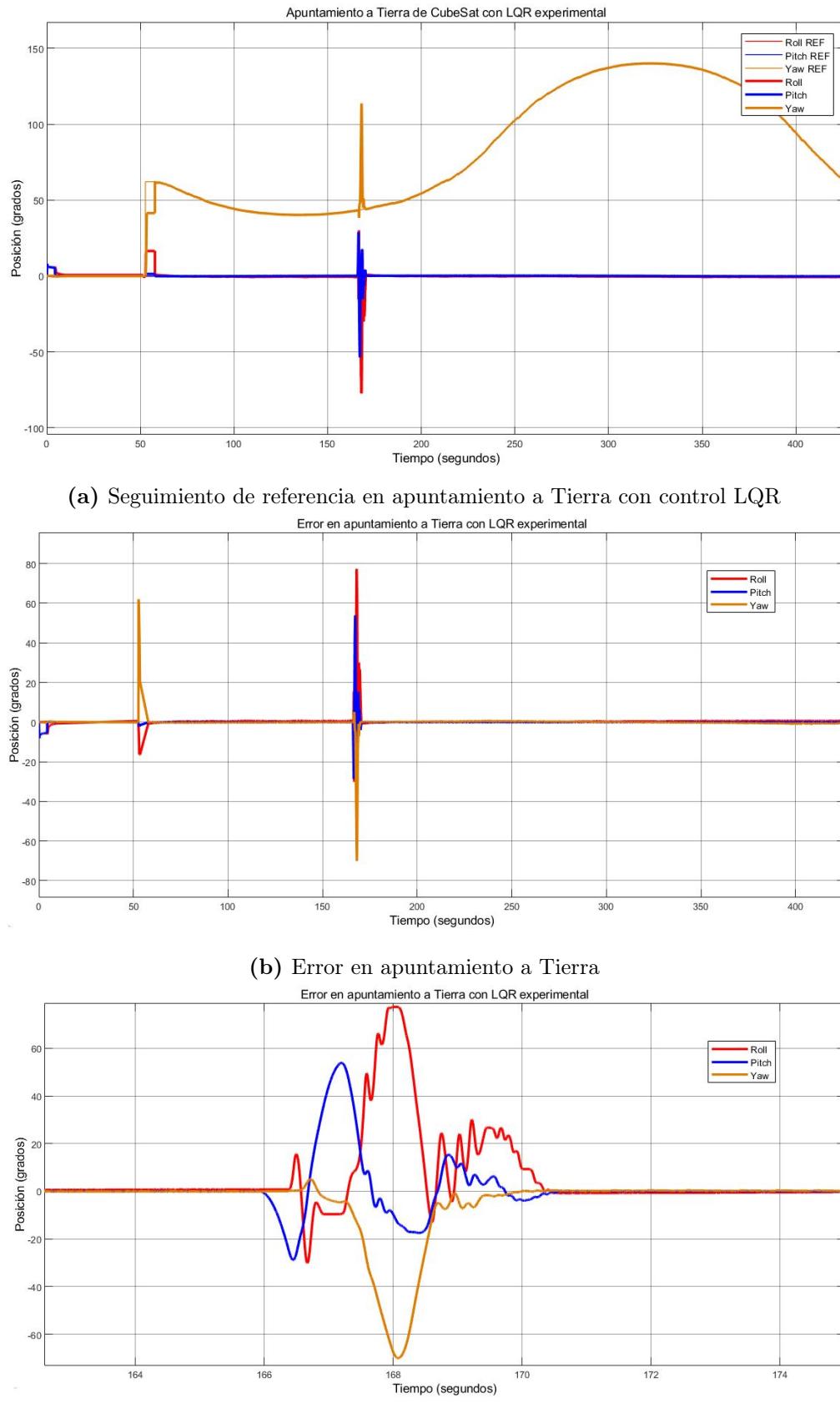
Con esto, se obtuvieron las métricas del controlador PD y se muestran en la Tabla 5.3.

**Tabla 5.3:** Métricas de rendimiento del sistema de control PD en la planta.

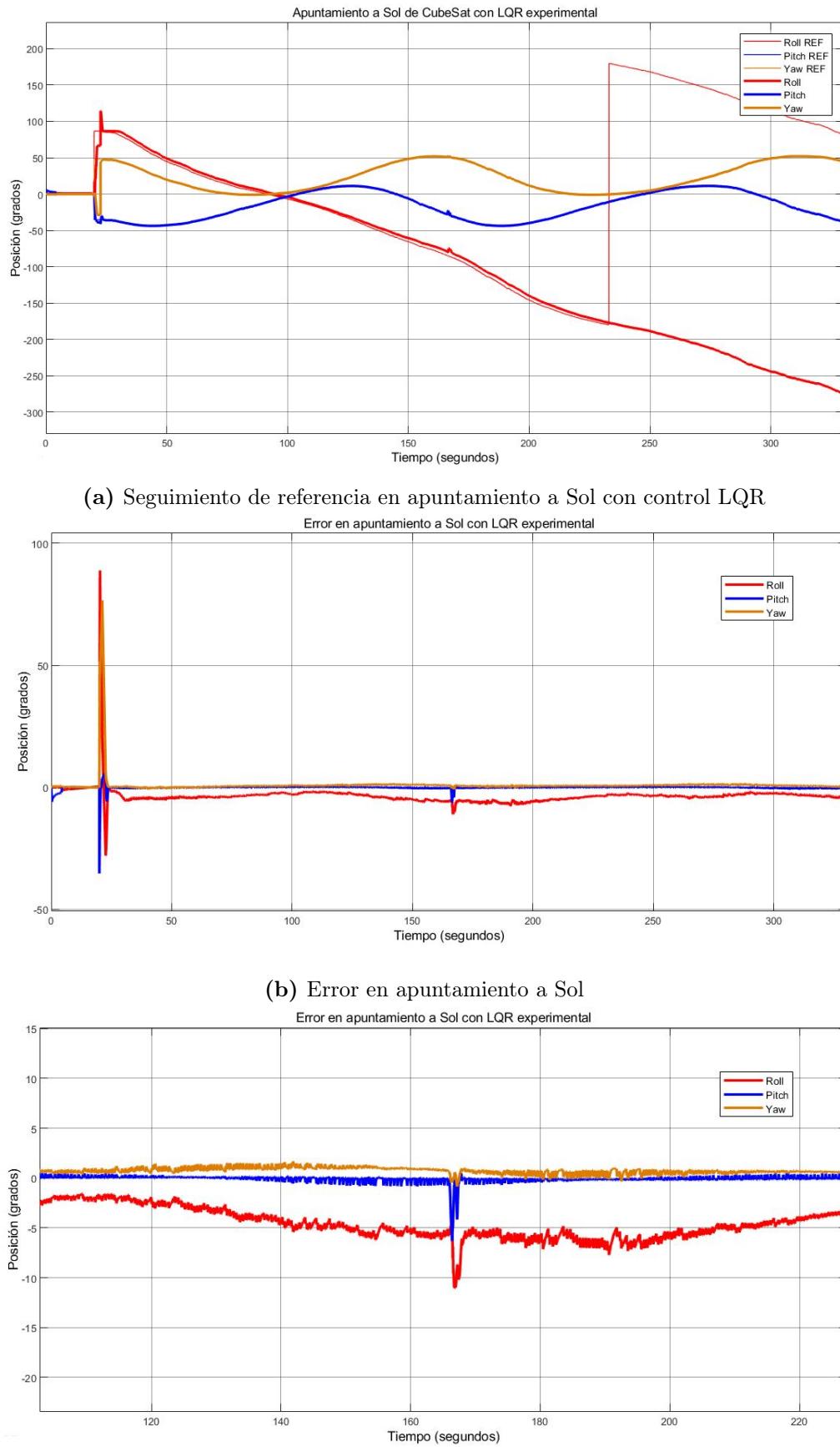
Eje	$E_{ss}$ (%)	%OS	$T_s$ (ms)
Roll	16	0	229
Pitch	4.6	0	354
Yaw	0.2	0	731



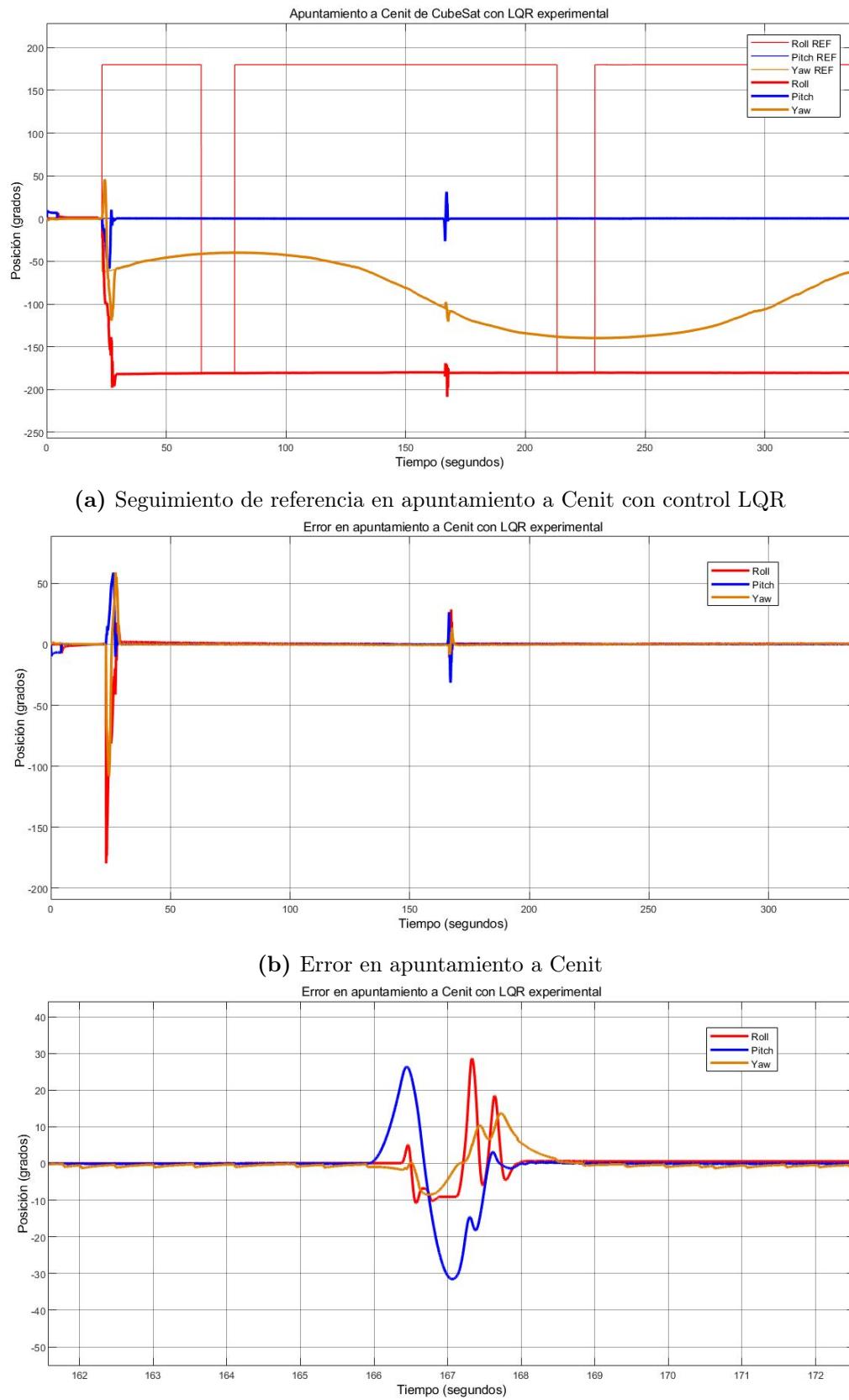
**Figura 5.3:** Respuesta de control automático LQR



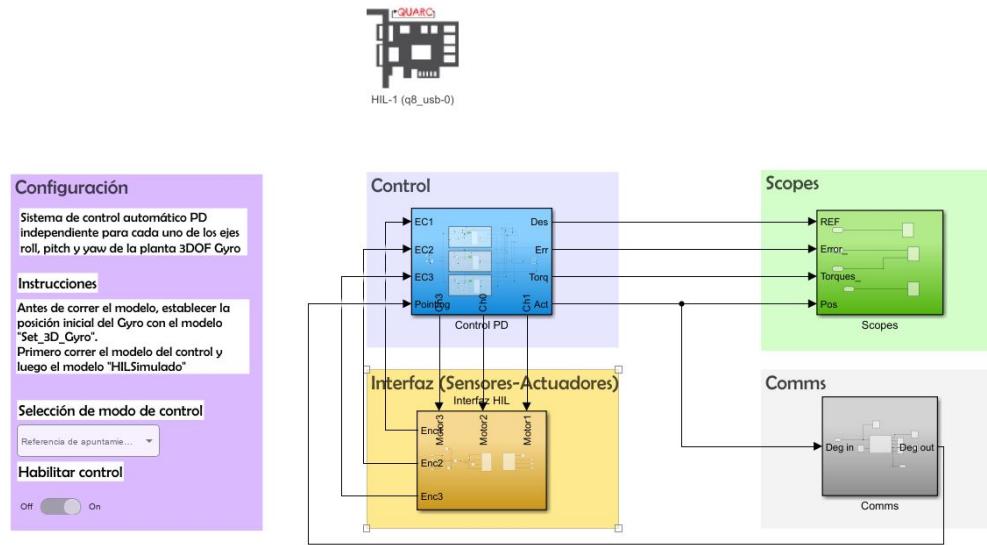
**Figura 5.4:** Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Tierra



**Figura 5.5:** Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Sol



**Figura 5.6:** Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Cenit



**Figura 5.7:** Modelo del controlador PD en Simulink

De igual manera, con el controlador PD independiente en los 3 ejes, se graficó la respuesta del sistema para la evaluación con los casos de uso. En la figura 5.9 se muestra la respuesta del apuntamiento a Tierra.

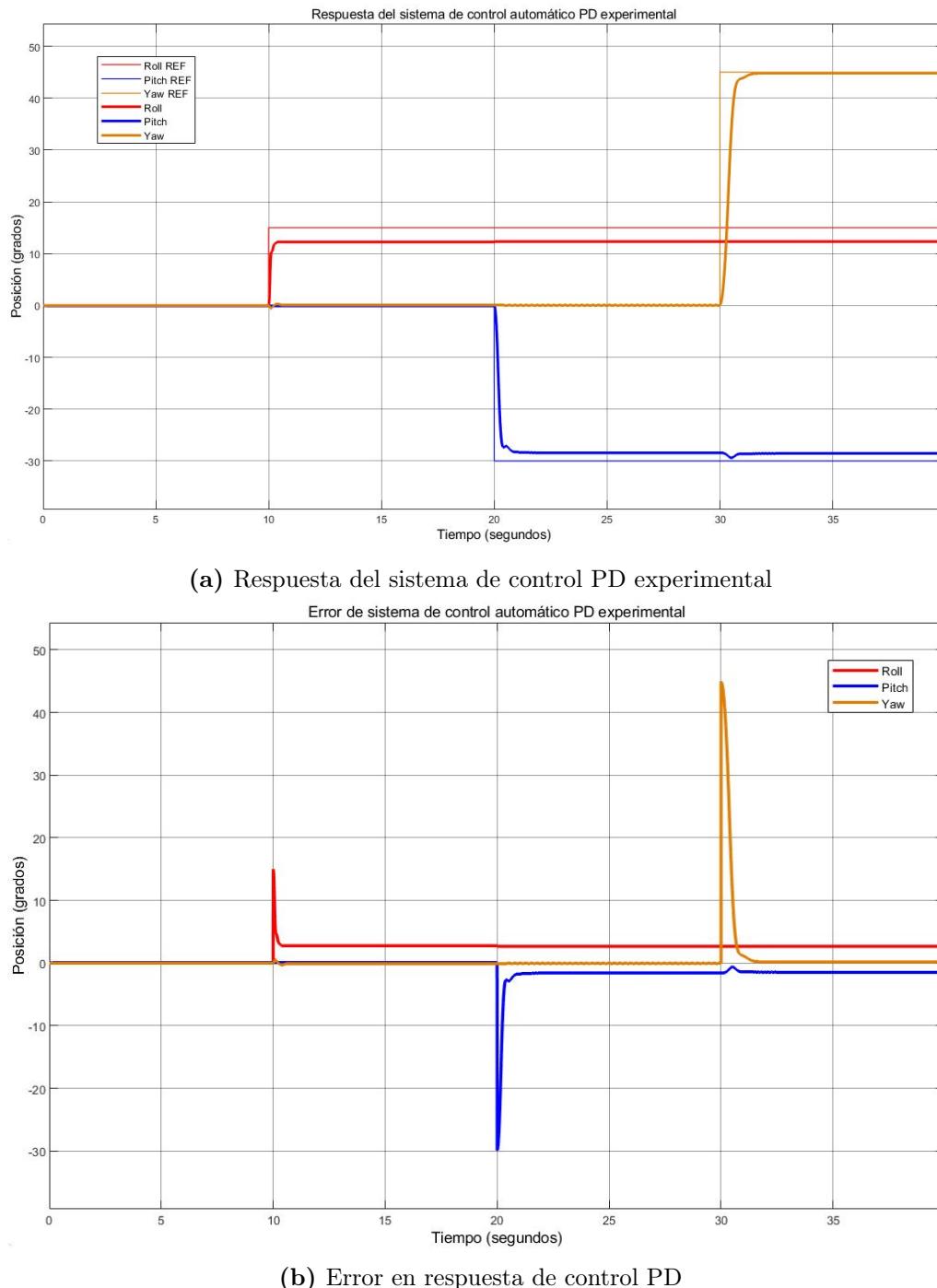
Posteriormente, se obtuvo la respuesta del sistema con el apuntamiento al Sol, obteniendo las gráficas de seguimiento de referencia y el error obtenido, tal y como se muestra en la figura 5.10.

Finalmente, se obtuvo la respuesta del controlador PD en el apuntamiento a Cenit para completar la evaluación del sistema con todos los casos de uso. La respuesta del controlador en el apuntamiento a Cenit se muestra en la figura 5.11.

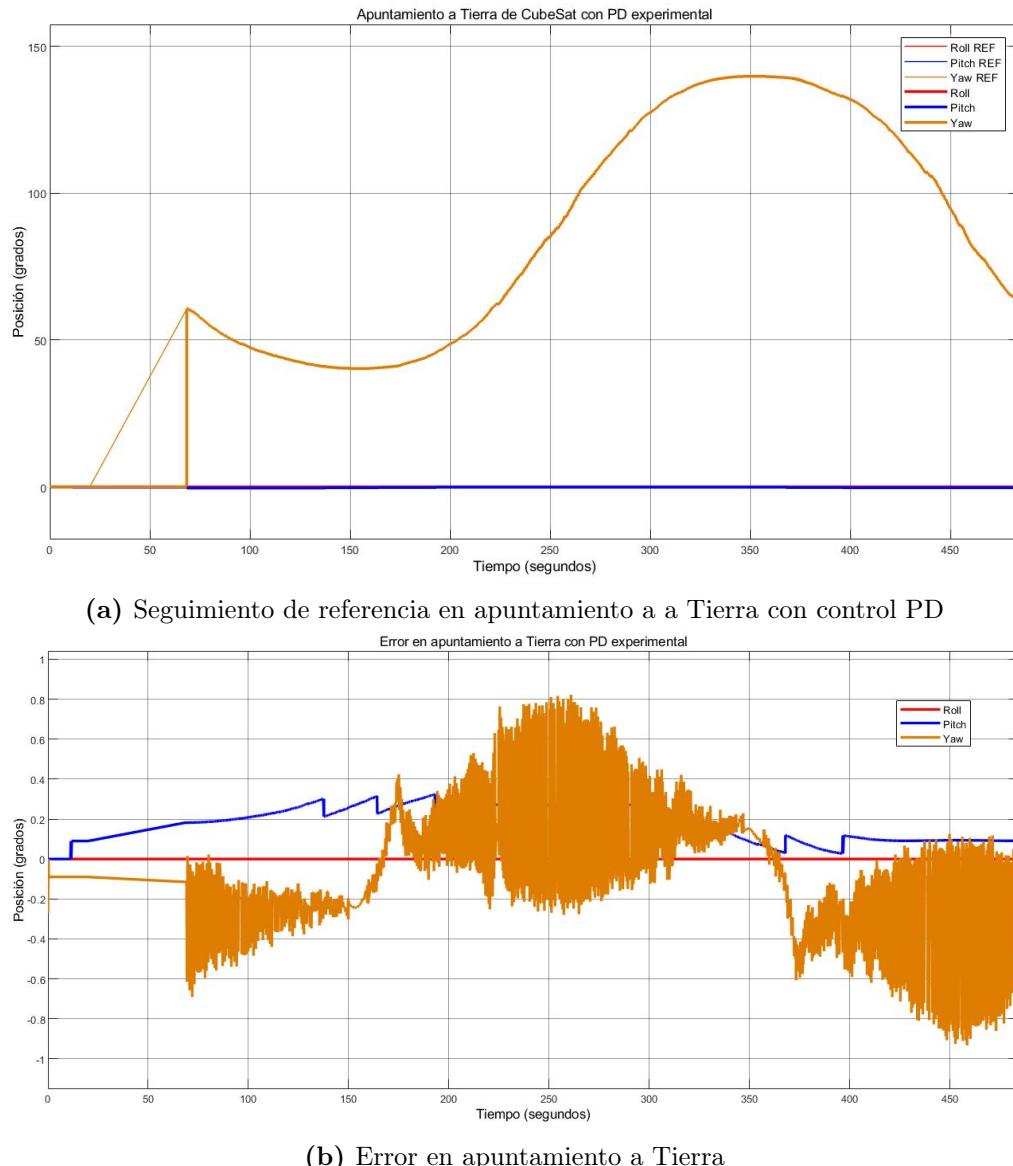
### 5.3. Análisis de resultados

Esta sección tiene como objetivo analizar los resultados obtenidos en la implementación del sistema HIL diseñado, tomando en consideración el rendimiento y la validación del mismo mediante los casos de uso propuestos y su comprobación de forma experimental en el laboratorio. Para realizar este análisis se tomó en cuenta la capacidad del sistema HIL para lograr el apuntamiento preciso en los casos de uso mediante la implementación de diferentes controladores, evaluando su respuesta en términos de la estabilidad, precisión y tiempo de respuesta para alcanzar la orientación de referencia para los ejes de roll, pitch y yaw. Por otro lado, los aspectos más relevantes tratados en el análisis serán destacados posteriormente en el capítulo 6.

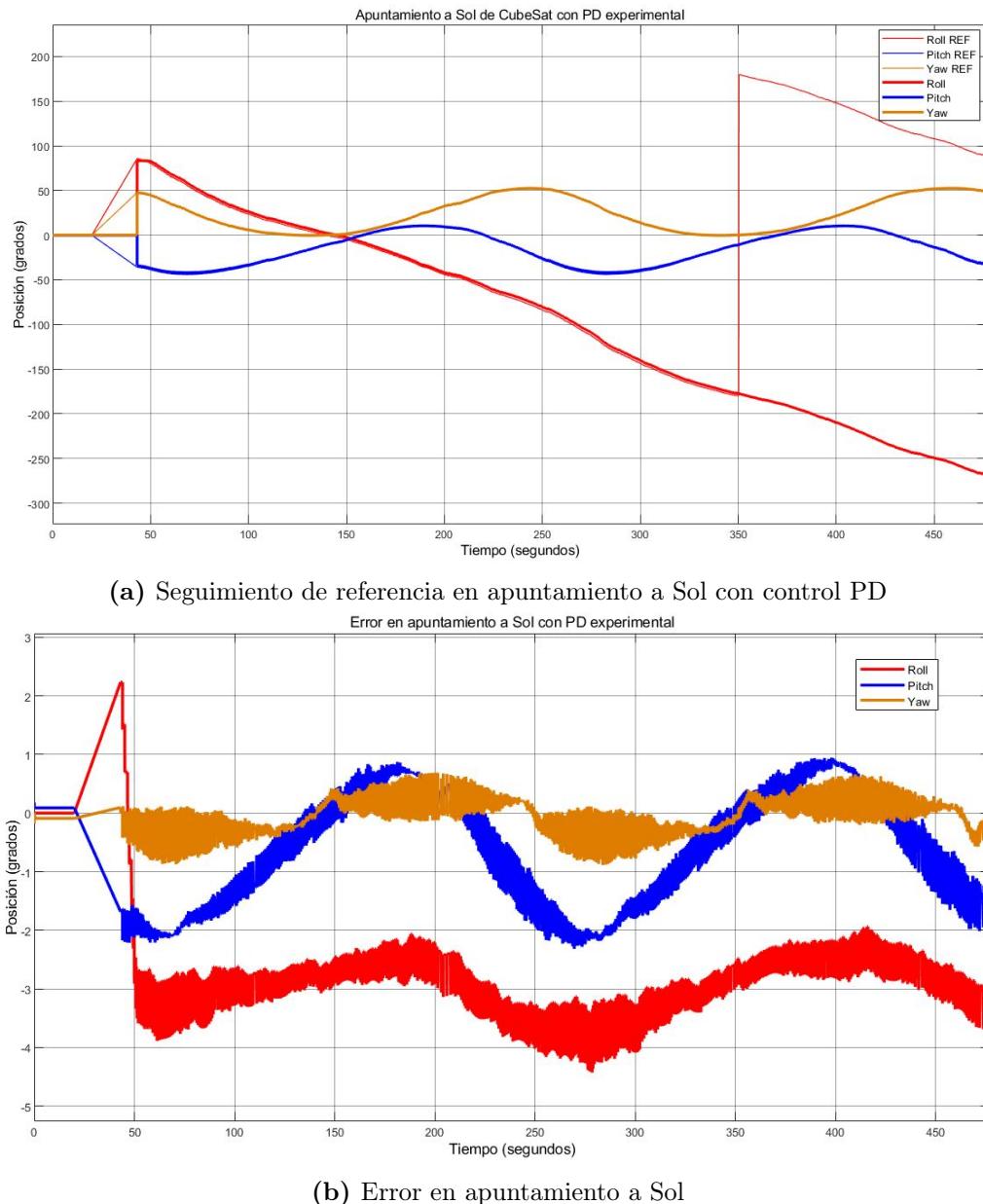
Inicialmente, se realizó el cálculo de las no linealidades de la planta para representar de la manera más precisa el comportamiento dinámico del giroscopio. Estas no linealidades provienen principalmente de la matriz de inercia y la matriz de Coriolis, siendo aspectos



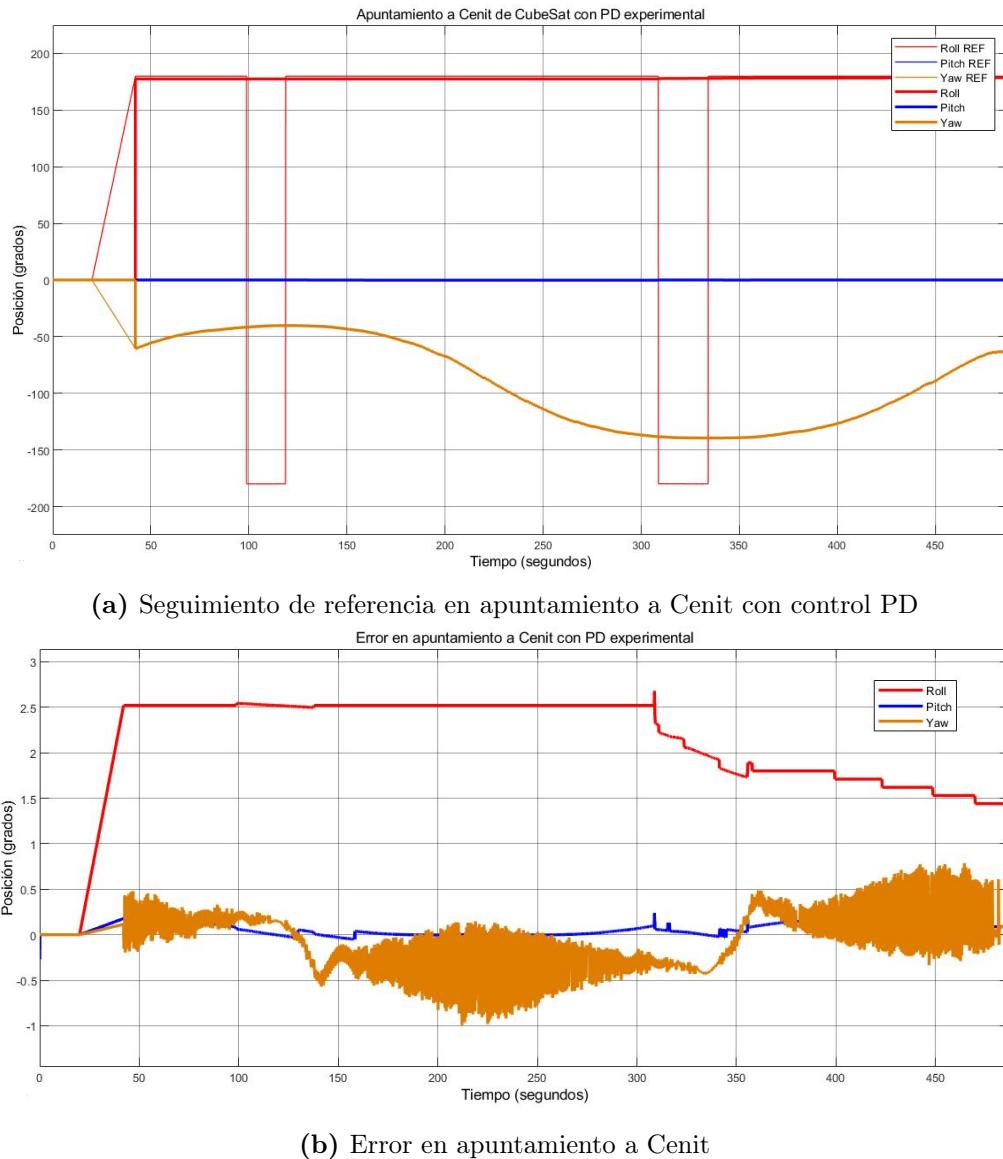
**Figura 5.8:** Respuesta de control automático PD



**Figura 5.9:** Respuesta de control PD experimental para apuntamiento a Tierra



**Figura 5.10:** Respuesta de control PD experimental para apuntamiento a Sol



**Figura 5.11:** Respuesta de control PD experimental para apuntamiento a Cenit

clave para considerar los efectos de las fuerzas de rotación de los ejes y la resistencia a los cambios de orientación por los distintos momentos de inercia presentes en la dinámica del sistema. En este punto, realizar el cálculo de las no linealidades le permite al controlador tener una realimentación del estado del sistema para realizar la transformación de las entradas generadas por el controlador LQR en torques reales a la planta. Al incorporar estas no linealidades, la planta permite emular de una manera más realista el comportamiento del CubeSat en condiciones reales, especialmente en situaciones donde pequeños cambios en las entradas de control pueden generar respuestas complejas debido a la interacción entre los ejes de rotación. Esto asegura que los sistemas de control implementados tengan la capacidad de responder ante sistemas complejos que presenten comportamientos no deseados como torques insuficientes o excesivos, especialmente en presencia de fricción o saturación de actuadores.

Al obtener la respuesta del controlador LQR en la figura (5.3) y tomando como referencia las métricas de control obtenidas en la Tabla 5.2, es posible observar que el controlador tiene un tiempo de estabilización menor a 1.5 segundos en todos los ejes, siendo el eje de pitch el más rápido en alcanzar la referencia. Por otro lado, la respuesta de los ejes permite obtener un sistema con sobreimpulso prácticamente nulo, lo que permite eliminar un comportamiento oscilatorio en el sistema que pueda generar inestabilidad o la necesidad de aplicar torques excesivos que signifiquen un gasto de energía extra en el contexto de sistemas de control de orientación en CubeSats. Además, se obtuvo un error de estado estacionario menor al 2 % en los ejes de pitch y yaw, sin embargo, en el eje roll se obtuvo un error de estado estacionario de 6.4 %, lo cual indica que, aunque el sistema logra estabilizarse cerca de la referencia, no consigue llegar completamente al valor deseado, dejando un desajuste residual que puede tener implicaciones para lograr un apuntamiento preciso del CubeSat en la evaluación de los casos de uso. Ante esto, es importante implementar técnicas como el ajuste del controlador con una acción integral para reducir el error de estado estacionario y por lo tanto, aumentar la precisión del sistema en aplicaciones de alta exactitud como el apuntamiento de antenas o sensores a regiones en específico.

Por otro lado, al observar la gráfica, se puede determinar que ante la aplicación de torques en uno de los ejes del giroscopio, se generan perturbaciones en los otros dos ejes, un fenómeno característico de la precesión giroscópica. Sin embargo, la respuesta del controlador implementado logra estabilizar rápidamente y alcanzar las referencias, ajustando los torques aplicados en función de las perturbaciones ocasionadas. Con esto, el controlador tiene la capacidad de mantener una estabilidad ante cambios repentinos en el seguimiento de las referencias.

Con respecto al comportamiento del controlador LQR en la evaluación de los casos de uso, se puede determinar a partir de las figuras (5.4), (5.5) y (5.6) que el sistema tiene la capacidad de mantener una estabilidad a lo largo del seguimiento de las referencias de apuntamiento, en donde, a pesar del error de estado estacionario en el eje roll, no compromete el seguimiento de la referencia ni el apuntamiento preciso en ninguno de los casos de uso. En este punto es importante mencionar que durante el seguimiento de las referencias de la figura (5.4a) y (5.6a), se observa una pequeña perturbación generada

por la pérdida temporal de comunicación entre el motor del eje pitch y el amplificador de corriente. Esta interrupción provoca que el motor no reciba las señales de control adecuadas, lo que resulta en una desviación momentánea en la orientación del CubeSat. Aunque la perturbación generada es pequeña y el controlador logra estabilizar el sistema una vez restablecida la comunicación, este tipo de desconexiones puede afectar la precisión del control en misiones que requieren un seguimiento continuo y preciso de las referencias. Por otro lado, en el apuntamiento a Sol y Cenit, se puede observar que cuando la referencia del eje de roll llega a 180 grados, el controlador no sigue exactamente esta referencia. Esto se debe a la normalización del ángulo en el cálculo del error de orientación, implementada para evitar discontinuidades y perturbaciones cuando el ángulo cambia bruscamente de 180 a -180 grados.

Posteriormente, se implementó el controlador PD en el sistema HIL y a partir de la figura (5.8) y la Tabla 5.3, se obtuvieron las características de la respuesta del controlador independiente para cada uno de los ejes. En ese sentido, se obtuvieron tiempos de estabilización menores a los 800 ms, lo que indica una respuesta rápida del sistema, obteniendo además, una respuesta sin sobreimpulso en ninguno de los ejes, lo que contribuye a una respuesta suave y sin oscilaciones. Sin embargo, en términos de error de estado estacionario, los resultados varían entre los ejes. El eje roll presenta un error significativo del 16 %, lo que sugiere que el controlador no es capaz de llevar el sistema a la referencia con la precisión deseada en ese eje. En pitch, el error es moderado, con un 4.6 %, mientras que en yaw el desempeño es notablemente mejor, con un error de estado estacionario menor al 1 %.

Con esto, al comparar la respuesta de los dos controladores implementados, se observó un mejor rendimiento con el LQR, a pesar de que el PD mostró tiempos de estabilización más cortos. Aunque el controlador PD ofrece una respuesta más rápida, el LQR demostró ser superior en términos de error de estado estacionario y sobreimpulso, factores cruciales para garantizar un control preciso y estable en sistemas complejos como el CubeSat. En este punto, el controlador LQR ofrece un mayor control sobre las dinámicas del sistema, especialmente en presencia de no linealidades y acoplamientos entre los ejes de rotación. Esto es particularmente importante en sistemas como los CubeSats, donde las perturbaciones giroscópicas y las interacciones entre los ejes pueden desestabilizar el sistema.

Finalmente, con la evaluación de los casos de uso con el controlador PD en las figuras (5.9), (5.10) y (5.11) se puede observar que el sistema tiene la capacidad de mantenerse estable en todo momento, sin experimentar ningún tipo de perturbación externa en ninguno de los ejes. Sin embargo, se puede ver un error en el ángulo de roll de hasta 4 grados durante el seguimiento de la referencia. Este desvío, aunque es pequeño y no altera el apuntamiento en la simulación, indica que el sistema no logra alcanzar la referencia con la misma precisión en comparación con los otros ejes. A pesar de este error, el comportamiento general del sistema sigue siendo estable y adecuado para lograr mantener la orientación del satélite con los casos de uso planteados. Además, en el análisis de las respuestas de los controladores frente al seguimiento de referencias dinámicas en la planta, se obtienen prácticamente los mismos resultados en términos del error del apuntamiento, sin

embargo, el controlador PD presenta una mejor respuesta al obtener un error menor en comparación con el LQR. Ante esto, el controlador PD se caracteriza por aplicar correcciones inmediatas basadas en el error de posición y su tasa de cambio, lo cual le permite reaccionar de forma directa y rápida a variaciones en la referencia. Por su parte, el LQR prioriza un control óptimo en términos de eficiencia energética, considerando el estado completo del sistema y no solo el error, lo que conduce a una respuesta de control con un balance entre el error calculado y el esfuerzo del controlador, siendo menos reactivo ante variaciones rápidas en la referencia.

Así, la implementación de controladores como el LQR y el PD en un entorno HIL ofrece una plataforma robusta para simular y mejorar sistemas de control de orientación para satélites, como los CubeSats. La capacidad de emular el comportamiento de un CubeSat con la planta del giroscopio permite evaluar el rendimiento de los controladores bajo dinámicas no lineales y perturbaciones, proporcionando datos cruciales para ajustar y optimizar las estrategias de control.

## 5.4. Resumen del capítulo

En este capítulo se describe la implementación del sistema HIL en la planta física del giroscopio, para lo cual se realizó un análisis de las no linealidades de la planta con el objetivo de considerar el comportamiento dinámico real. El cálculo de las no linealidades, basado en las matrices de inercia y Coriolis, permitió transformar las señales de control generadas por el controlador LQR lineal en los torques reales aplicados al sistema físico. Para establecer la comunicación entre el controlador y la planta, se configuró la simulación para inicializar la tarjeta de adquisición de datos y se configuraron bloques de escritura y lectura en el controlador para enviar los torques a la planta y recibir las lecturas de los sensores.

Finalmente, se comparó el rendimiento del controlador LQR, con un controlador PD independiente para cada uno de los ejes: roll, pitch y yaw. Los resultados de esta comparación se analizaron en términos de tiempo de estabilización, error en estado estacionario, porcentaje de sobreimpulso y la capacidad para rechazar perturbaciones. Ante esto, el controlador LQR demostró ser más eficaz en la respuesta del sistema con referencias fijas, en términos de la estabilidad y la precisión del sistema. Por otro lado, tomando en cuenta la respuesta de los controladores para alcanzar las referencias de apuntamiento, los resultados obtenidos son muy similares, sin embargo, con el controlador PD se obtuvo un menor error en los casos de uso evaluados.

# Capítulo 6

## Conclusiones y Recomendaciones

### 6.1. Conclusiones

El presente trabajo propone el desarrollo de un sistema HIL para realizar la simulación de sistemas de control automático en la planta del giroscopio. Para esto, se establece la arquitectura del sistema HIL y se realiza el diseño del entorno de simulación, incluyendo modelos de propagación de órbitas y cálculo de referencias para el controlador. Se evalúa el sistema mediante casos de uso para verificar la respuesta de los controladores y validar el funcionamiento del sistema en la planta.

Al establecer la arquitectura del sistema fue posible lograr una comunicación efectiva entre los componentes de hardware y software con una frecuencia de muestreo de 500 Hz, capaz de tener una sincronización efectiva entre las señales, con una diferencia de 6 % que, aunque no es ideal, no compromete de manera significativa el rendimiento del sistema.

Por otro lado, al obtener el diseño del sistema de simulación HIL, se puede concluir que su comportamiento, en conjunto con el controlador lineal simulado, es robusto y tiene la capacidad de un apuntamiento preciso del CubeSat, con un error de estado estacionario inferior al 1.5 % en los tres ejes, lo que es fundamental para el seguimiento efectivo de referencias, incluso con la capacidad de mantener la estabilidad ante perturbaciones generadas por la discontinuidad de los ángulos.

Finalmente, al realizar la evaluación del sistema con los casos de uso, se logró comprobar que la inclusión de las no linealidades en el controlador permite obtener un escenario de prueba más realista, logrando observar que ante la presencia de efectos giroscópicos, los acoplamientos entre ejes mostraron perturbaciones significativas, especialmente durante cambios rápidos en la señal de referencia, donde los torques generados en un eje impactaban sobre los otros dos. Además, se logró determinar que el rendimiento del controlador independiente PD presenta una mejor respuesta ante las referencias de apuntamiento variables. Por su parte, el controlador LQR es más adecuado para referencias fijas, ya que minimiza el error de estado estacionario y mantiene la estabilidad del sistema en condiciones constantes.

De esta manera, el sistema HIL desarrollado demuestra la capacidad de implementar distintos tipos de control, como el LQR y el PD en la planta del giroscopio, permitiendo validar y evaluar su rendimiento. Al integrarse en un entorno de simulación, el sistema permite visualizar y analizar el comportamiento dinámico del CubeSat bajo escenarios operativos realistas, siendo una plataforma valiosa para probar y ajustar los algoritmos de control.

## 6.2. Recomendaciones

Entre las recomendaciones para mejorar el sistema, se destaca la necesidad de optimizar la conexión y comunicación del canal 2 del amplificador, ya que se ha observado interrupciones en la corriente entregada al motor del eje pitch, lo que puede afectar la estabilidad general del sistema y puede comprometer el rendimiento del control. Es sumamente importante que todos los equipos funcionen correctamente para maximizar el rendimiento del sistema y asegurar su operación continua y estable.

Además, es importante realizar un ajuste en la definición de las matrices Q y R del controlador LQR. Un mejor ajuste de estos parámetros permitirá mejorar la precisión del sistema, especialmente en el eje roll, donde se ha identificado un error de estado estacionario significativo. Mejorar la sintonización de estas matrices ayudará a reducir dicho error y optimizar el control de la orientación en general.

Por último, se recomienda al laboratorio la inversión de equipos de alto rendimiento, esenciales para manejar la carga computacional de proyectos que integran hardware y software, como los sistemas HIL. Al trabajar con estos equipos se tiene la capacidad de procesar grandes volúmenes de datos y ejecutar algoritmos complejos en conjunto con elementos de hardware, asegurando precisión, tiempos de respuesta mínimos y una interacción fluida entre componentes. Además, con esto se optimizan recursos al hacer posibles simulaciones más rápidas y realistas, fundamentales para el diseño, prueba y validación de sistemas avanzados.

## 6.3. Trabajos a futuro

Como parte de los trabajos futuros en otros proyectos, se contempla la implementación de los algoritmos de control en microcontroladores, lo cual permitirá una integración más directa y eficiente del sistema de control en el hardware, mejorando la capacidad del sistema para operar en condiciones reales. Además, se planea diseñar un entorno espacial aún más realista que incorpore efectos de perturbaciones como la radiación solar, la resistencia atmosférica y los gradientes gravitacionales, con el objetivo de acercar la simulación lo más posible a las condiciones operativas en órbita. También se considera el desarrollo de una interfaz propia para sistemas HIL, lo que permitiría eliminar la dependencia de paquetes de software comerciales como Matlab y QUARC, brindando mayor flexibilidad

y autonomía en la implementación y personalización de los sistemas de simulación.

# Bibliografía

- [1] A. Camps, «Nanosatellites and Applications to Commercial and Scientific Missions,» 2019.
- [2] A. Culbertson, «How CubeSats Represent a Paradigm Shift in the Space Industry,» 2023.
- [3] A. E. Canadiense. «CubeSats in a nutshell.» (2022), dirección: <https://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/what-is-a-cubesat.asp> (visitado 07-06-2024).
- [4] A. Rawls, «Cubesat General Subsystem Performance Specification,» Tesis de Maestría, San Jose State University, 2014.
- [5] T. Kuwahara, «Introduction to CubeSat Attitude Control System,» *Tohoku University*, 2019.
- [6] C. Cappelletti, S. Battistini y B. K. Malphrus, *Cubesat Handbook: From Mission Design to Operations*. Elsevier, 2020.
- [7] A. Chaves, M. Gómez y J. Carvajal, «SETec: The First Small-Satellite Dedicated Laboratory of Central America,» *1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems*, 2017.
- [8] J. Zhou, «Attitude Determination and Control of the CubeSat MIST,» *KTH ROYAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY*, 2016.
- [9] J. Li, M. Post, T. Wright y R. Lee, «Design of Attitude Control Systems for CubeSat-Class Nanosatellite,» *Control Science and Engineering*, 2013.
- [10] A. Zoltan y R. Arthurs, «Development of Automated Testing Infrastructure for a CubeSat On-Board Computer,» *CSME Congress*, 2020.
- [11] K. Gaber, M. B. E. Mashade y G. A. A. Aziz, «Hardware-in-the-loop real-time validation of micro-satellite attitude control,» *Elsevier*, 2020.
- [12] F. Hamza, «Kinesthetic Learning – Haptic User Interfaces for Gyroscopic Precession Simulation,» *International Journal of Human-Computer Interaction*, 2018.
- [13] *USER MANUAL 3 DOF Gyroscope Experiment: Set Up and Configuration.*
- [14] A. R. Ruíz, «ESTUDIO DE UN GIROSCOPIO DE 3 GRADOS DE LIBERTAD: MODELADO Y CONTROL,» Tesis de mtría., Instituto Tecnológico de Hermosillo, 2019.

- [15] *USER MANUAL AMPAQ-L2/L4 Amplifiers: Set Up and Configuration.*
- [16] Quanser. «AMPAQ-L4 Amplifier.» (2024), dirección: <https://www.quanser.com/products/ampaq-14-amplifier/> (visitado 07-06-2024).
- [17] R. A. Keller y J. C. Giddins, «Liquid chromatography,» *Britannica*, 2024.
- [18] Y. Lei, N. Li, L. Guo, N. Li, T. Yan y J. Lin, «Machinery health prognostics: A systematic review from data acquisition to RUL prediction,» *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2018.
- [19] *USER MANUAL Q8-USB Data Acquisition Device: Set Up and Configuration.*
- [20] Quanser. «Q8-USB Data Acquisition Device.» (2024), dirección: <https://www.quanser.com/products/q8-usb-data-acquisition-device/> (visitado 07-06-2024).
- [21] K. F. Jensen y K. Vinther, «Attitude Determination and Control System for AUU-SAT3,» Tesis de mtría., Aalborg University, 2010.
- [22] J. C. Godínez, «Agent-based architectures supporting fault-tolerance in small satellites,» Tesis doct., Delft University of Technology, 2021.
- [23] S. Dumble, *Understanding Direct Cosine Matrices, Euler Angles and Quaternions*. dirección: [https://stevendumble.com/attitude-representations-understanding-direct-cosine-matrices-euler-angles-and-quaternions/#:~:text=Direct%20Cosine%20Matrix%20\(DCM\)%20%E2%80%93,quaternion%20to%20parameterize%20the%20attitude..](https://stevendumble.com/attitude-representations-understanding-direct-cosine-matrices-euler-angles-and-quaternions/#:~:text=Direct%20Cosine%20Matrix%20(DCM)%20%E2%80%93,quaternion%20to%20parameterize%20the%20attitude..)
- [24] A. Farres, «Propellant-less systems,» *Elsevier*, 2023.
- [25] A. Rivolta, A. Colagrossi, V. Pesce y S. Silvestrini, «Chapter Five - Attitude dynamics,» *Elsevier*, 2023.
- [26] F. Graziani, S. Trofimov y S. Battistini, «Applied Astrodynamics,» *Academic Press*, 2021.
- [27] M. Zanardi y F. Real, «Environmental torques acting on a low earth orbiter cylindrical spacecraft,» *Elsevier*, 2003.
- [28] F. Mihalič, M. Trunčič y A. Hren, «Hardware-in-the-Loop Simulations: A Historical Overview of Engineering Challenges,» *Electronics*, 2022.
- [29] MATLAB, *Basics of Hardware-in-the-Loop Simulation*. dirección: <https://www.mathworks.com/help/simscape/ug/what-is-hardware-in-the-loop-simulation.html>.
- [30] H. Lyu, Z. Pang y G. Yang, «Hardware-in-the-Loop Simulation for Evaluating Communication Impacts on the Wireless-Network-Controlled Robots,» 2022.
- [31] N. Instruments, *Arquitecturas de sistemas de pruebas de hardware-in-the-loop (HIL)*, 2024. dirección: [https://www.ni.com/es/solutions/transportation/hardware-in-the-loop/hardware-in-the-loop--hil--test-system-architectures.html?srsltid=AfmB0or\\_bn\\_\\_0zJvH42K-kZp3DC5sbW-hY0mV805\\_xhw-SbY4I0sTKgw](https://www.ni.com/es/solutions/transportation/hardware-in-the-loop/hardware-in-the-loop--hil--test-system-architectures.html?srsltid=AfmB0or_bn__0zJvH42K-kZp3DC5sbW-hY0mV805_xhw-SbY4I0sTKgw)
- [32] J. A. Ledin, «Hardware-in-the-Loop Simulation,» *ETH Zurich*, 1999.

- [33] M. Levis y Quanser, *Comunicación por correo*, 2024.

# Apéndice A

## Cálculo de no linealidades

Como parte del desarrollo del sistema HIL se realizó el cálculo de no linealidades de la planta del giroscopio con el objetivo de implementar un controlador LQR que permita reflejar de la manera más precisa la dinámica rotacional de la planta. Como se mencionó en el [capítulo 5](#), se realiza una transformación de los torques del controlador lineal en torques aplicables a la planta real, esto se realiza con base en la siguiente ecuación:

$$\tau = M(q)U + C(q,\dot{q})\dot{q} \quad (\text{A.1})$$

donde

$$M = \begin{bmatrix} M_{22} & M_{23} & M_{24} \\ M_{32} & M_{33} & M_{34} \\ M_{42} & M_{43} & M_{44} \end{bmatrix}, C = \begin{bmatrix} C_{22} & C_{23} & C_{24} \\ C_{32} & C_{33} & C_{34} \\ C_{42} & C_{43} & C_{44} \end{bmatrix}$$

Con esto, se realiza el cálculo de las no linealidades correspondientes a la matriz de inercias y de Coriolis:

$$M_{23}, M_{32} = 0 \quad (\text{A.2})$$

$$M_{22} = I_{Czz} + I_{Dzz} \quad (\text{A.3})$$

$$M_{33} = I_{Byy} + (I_{Dyy} + I_{Cyy}) \cos^2(q_2) + (I_{Dxx} + I_{Cxx}) \sin^2(q_2) - I_{Dxx} \sin^2(q_2) \quad (\text{A.4})$$

$$\begin{aligned} M_{44} = & I_{Azz} + I_{Bxx} \sin^2(q_3) + (I_{Bzz} + I_{Czz} + I_{Dzz}) \cos^2(q_3) + (I_{Cxx} + I_{Dxx}) \cos^2(q_2) \sin^2(q_3) \\ & + (I_{Cyy} + I_{Dyy}) \sin^2(q_2) \sin^2(q_3) - I_{Dxx} \cos(q_2) \sin(q_3) \cos(q_2) \sin(q_3) \end{aligned} \quad (\text{A.5})$$

$$\text{M}_{34}, \text{M}_{43} = I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \sin(q_3) - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_2) \cos(q_2) \sin(q_3) \quad (\text{A.6})$$

$$M_{24}, M_{42} = (I_{Czz} + I_{Dzz}) \cos(q_3) \quad (\text{A.7})$$

$$C_{22} = 0 \quad (\text{A.8})$$

$$\begin{aligned} C_{23} &= (I_{Czz} + I_{Dzz}) \sin(q_3) \dot{q}_4 - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_2) \cos(q_2) \dot{q}_3 \\ &\quad + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_3) \cos^2(q_2) \dot{q}_4 - P_1 \cos(q_2) \\ &\quad + I_{Dxx} \cos(q_2) \sin(q_2) \dot{q}_3 - I_{Dxx} \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\ &\quad - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_4 + I_{Dxx} \sin(q_3) \sin^2(q_2) \dot{q}_4 \end{aligned} \quad (\text{A.9})$$

$$\begin{aligned} C_{32} &= -I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \dot{q}_3 - I_{Dxx} \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_4 + P_1 \cos(q_2) \\ &\quad - I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \sin(q_3) \cos^2(q_2) \dot{q}_4 \\ &\quad - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\ &\quad + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\ &\quad + 2(I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos(q_2) \sin(q_2) \dot{q}_3 \\ &\quad + (I_{Czz} + I_{Dzz}) \sin(q_3) \dot{q}_4 \end{aligned} \quad (\text{A.10})$$

$$\begin{aligned} C_{33} &= -I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \dot{q}_2 + I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \cos(q_3) \dot{q}_4 \\ &\quad - I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \dot{q}_2 + 2(I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos(q_2) \sin(q_2) \dot{q}_2 \\ &\quad + I_{Dxx} \cos(q_2) \cos(q_3) \sin(q_2) \dot{q}_4 \end{aligned} \quad (\text{A.11})$$

$$\begin{aligned} C_{24} &= (I_{Czz} + I_{Dzz}) \sin(q_3) \dot{q}_3 + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 \\ &\quad - I_{Dxx} \sin(q_3) \cos^2(q_2) \dot{q}_3 - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 \\ &\quad - P_1 \sin(q_2) \sin(q_3) + I_{Dxx} \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 - I_{Dxx} \sin(q_2) \sin^2(q_3) \cos(q_2) \dot{q}_4 \\ &\quad + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos(q_2) \sin(q_2) \sin^2(q_3) \dot{q}_4 \end{aligned} \quad (\text{A.12})$$

$$\begin{aligned}
C_{42} = & -(I_{Czz} + I_{Dzz}) \sin(q_3) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \cos(q_2) \sin^2(q_3) \sin(q_2) \dot{q}_4 \\
& - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 \\
& + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 + P_1 \sin(q_2) \sin(q_3) \\
& - I_{Dxx} \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \sin^2(q_3) \sin(q_2) \cos(q_2) \dot{q}_4 \\
& - 2(I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos(q_2) \sin(q_2) \sin^2(q_3) \dot{q}_4
\end{aligned} \tag{A.13}$$

$$\begin{aligned}
C_{34} = & -I_{Dxx} \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_2 + I_{Dxx} \sin(q_2) \cos(q_2) \cos(q_3) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_2 \\
& - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_3) \cos^2(q_2) \dot{q}_2 + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_3) \sin^2(q_2) \dot{q}_2 \\
& - (I_{Bxx} - I_{Bzz} - I_{Czz} - I_{Dzz}) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_4 + (I_{Czz} + I_{Dzz}) \sin(q_3) \dot{q}_2 + P_1 \cos(q_2) \cos(q_3) \\
& - I_{Dxx} \cos(q_2) \cos(q_3) \sin(q_2) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \cos^2(q_2) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\
& - (I_{Cxx} + I_{Dxx}) \sin(q_3) \cos(q_3) \cos^2(q_2) \dot{q}_4 - (I_{Cyy} + I_{Dyy}) \cos(q_3) \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_4
\end{aligned} \tag{A.14}$$

$$\begin{aligned}
C_{43} = & -(I_{Czz} + I_{Dzz}) \sin(q_3) \dot{q}_2 + I_{Dxx} \cos^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_2 - I_{Dxx} \cos^2(q_2) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\
& - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_3) \cos^2(q_2) \dot{q}_2 + 2(I_{Bzz} + I_{Czz} + I_{Dzz}) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\
& + (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_2 \\
& - (I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \sin(q_2) \cos(q_3) \cos(q_2) \dot{q}_3 - I_{Dxx} \sin^2(q_2) \sin(q_3) \dot{q}_2 \\
& - P_1 \cos(q_2) \cos(q_3) + I_{Dxx} \cos(q_2) \cos(q_3) \sin(q_2) \dot{q}_3 - I_{Dxx} \cos^2(q_2) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_4 \\
& + 2(I_{Cxx} + I_{Cyy} + I_{Dxx} + I_{Dyy} + I_{Bxx}) \cos(q_3) \sin(q_3) \sin^2(q_3) \dot{q}_4
\end{aligned} \tag{A.15}$$

$$\begin{aligned}
C_{44} = & I_{Dxx} \cos(q_2) \sin^2(q_3) \sin(q_2) \dot{q}_2 - I_{Dxx} \cos^2(q_2) \sin(q_3) \cos(q_3) \dot{q}_3 \\
& + 2(I_{Bzz} + I_{Czz} + I_{Dzz}) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_3 + I_{Dxx} \sin(q_2) \sin^2(q_3) \cos(q_2) \dot{q}_2 \\
& - I_{Dxx} \cos^2(q_2) \cos(q_3) \sin(q_3) \dot{q}_3 - 2(I_{Cxx} - I_{Cyy} + I_{Dxx} - I_{Dyy}) \cos(q_2) \sin(q_2) \sin^2(q_3) \dot{q}_2 \\
& + 2(I_{Cxx} + I_{Cyy} + I_{Dxx} + I_{Dyy} + I_{Bxx}) \cos(q_3) \sin(q_3) \sin^2(q_3) \dot{q}_3
\end{aligned} \tag{A.16}$$

# Apéndice B

## Resultados adicionales

En este capítulo se muestran los resultados obtenidos con la implementación del controlador LQR utilizando únicamente los motores de los ejes de roll, pitch y yaw. Con esto, en el cálculo de las no linealidades no se considera la velocidad del disco giratorio. Con esto, se tienen las matrices de penalización Q y R del controlador.

$$Q = \begin{bmatrix} 8000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 650 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 350 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 20 \end{bmatrix}, R = \begin{bmatrix} 0,1 & 0 & 0 \\ 0 & 0,1 & 0 \\ 0 & 0 & 0,3 \end{bmatrix}$$

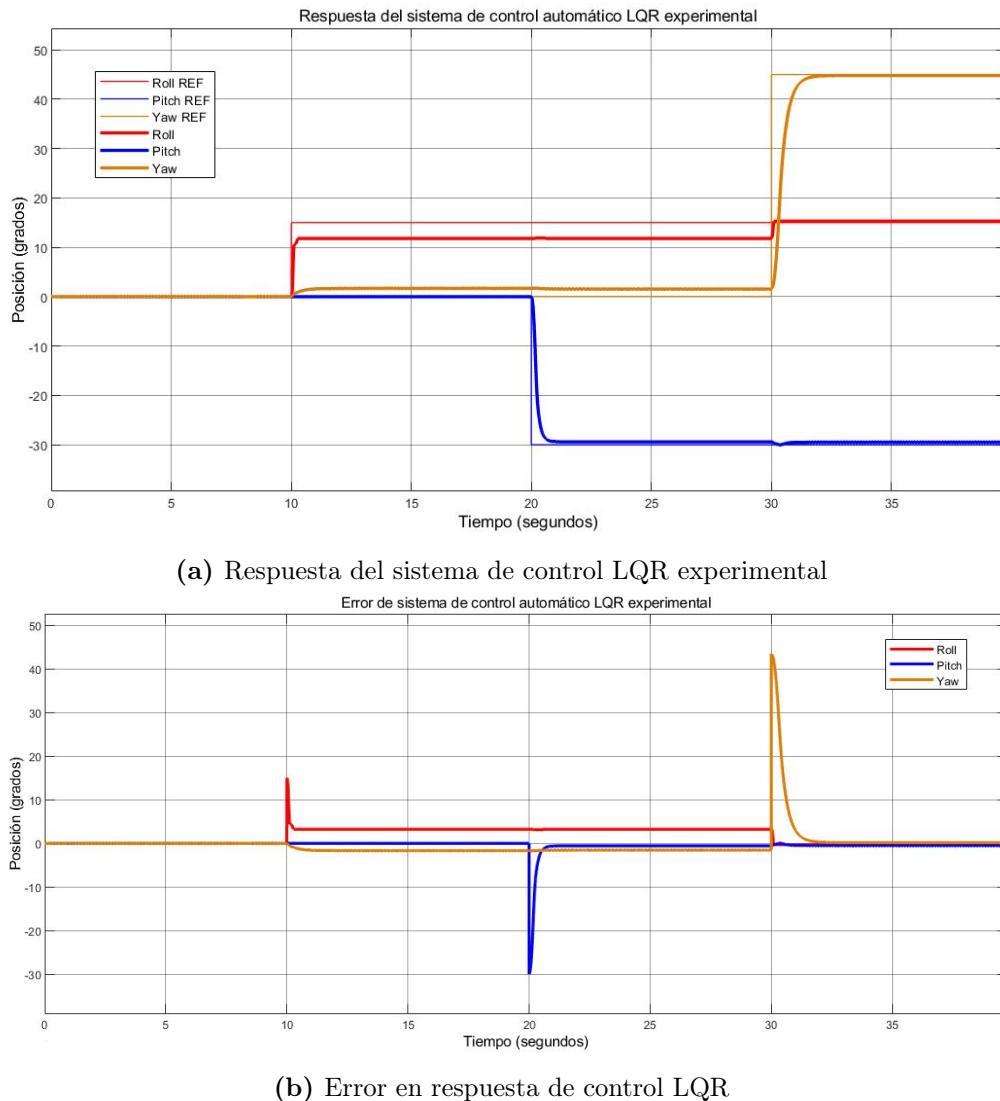
Con esto, se obtiene la matriz de la ganancia K del controlador LQR:

$$K = \begin{bmatrix} 282,8427 & 0 & 0 & 23,9934 & 0 & 0 \\ 0 & 80,6226 & 0 & 0 & 13,0861 & 0 \\ 0 & 0 & 34,1565 & 0 & 0 & 11,6181 \end{bmatrix}$$

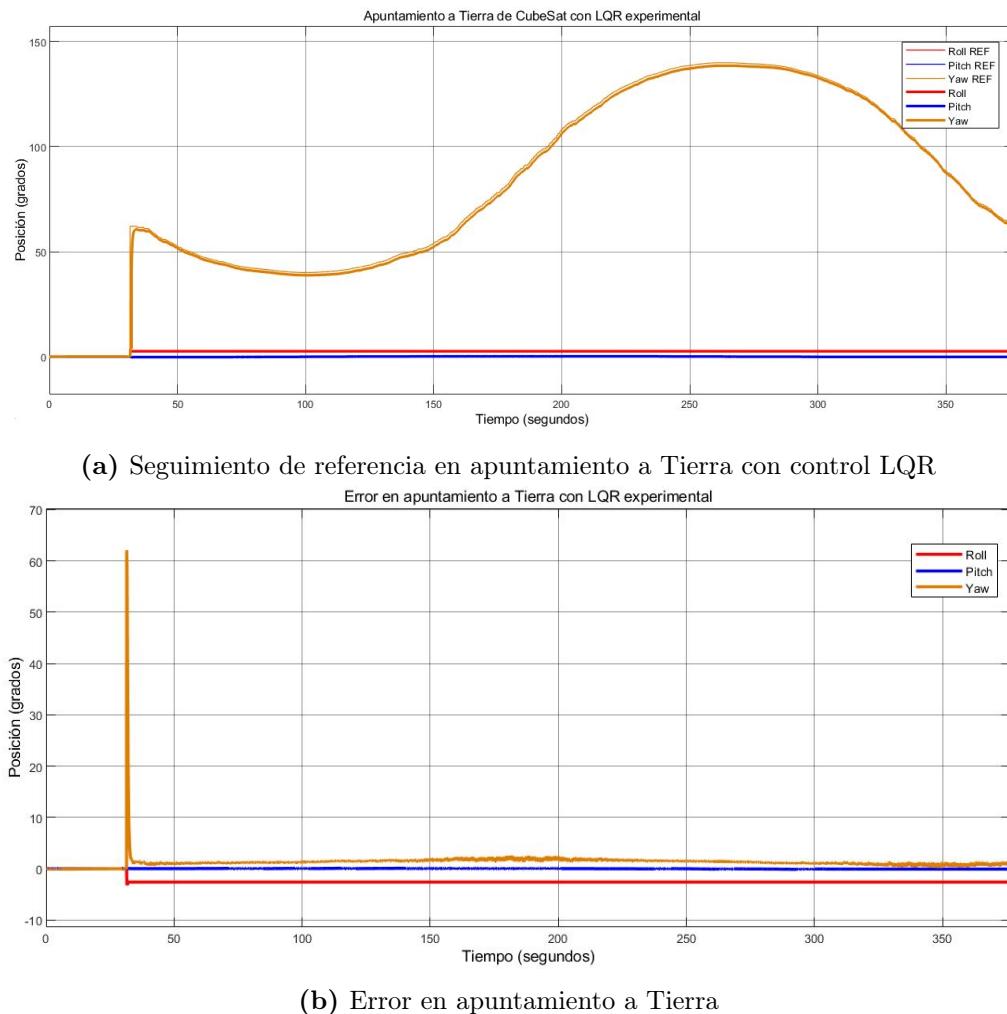
**Tabla B.1:** Métricas de rendimiento del sistema de control LQR en simulación.

Eje	$E_{ss}$ (%)	%OS	$T_s$ (ms)
Roll	21.4	0	232
Pitch	1.9	0	486
Yaw	< 1	0	1086

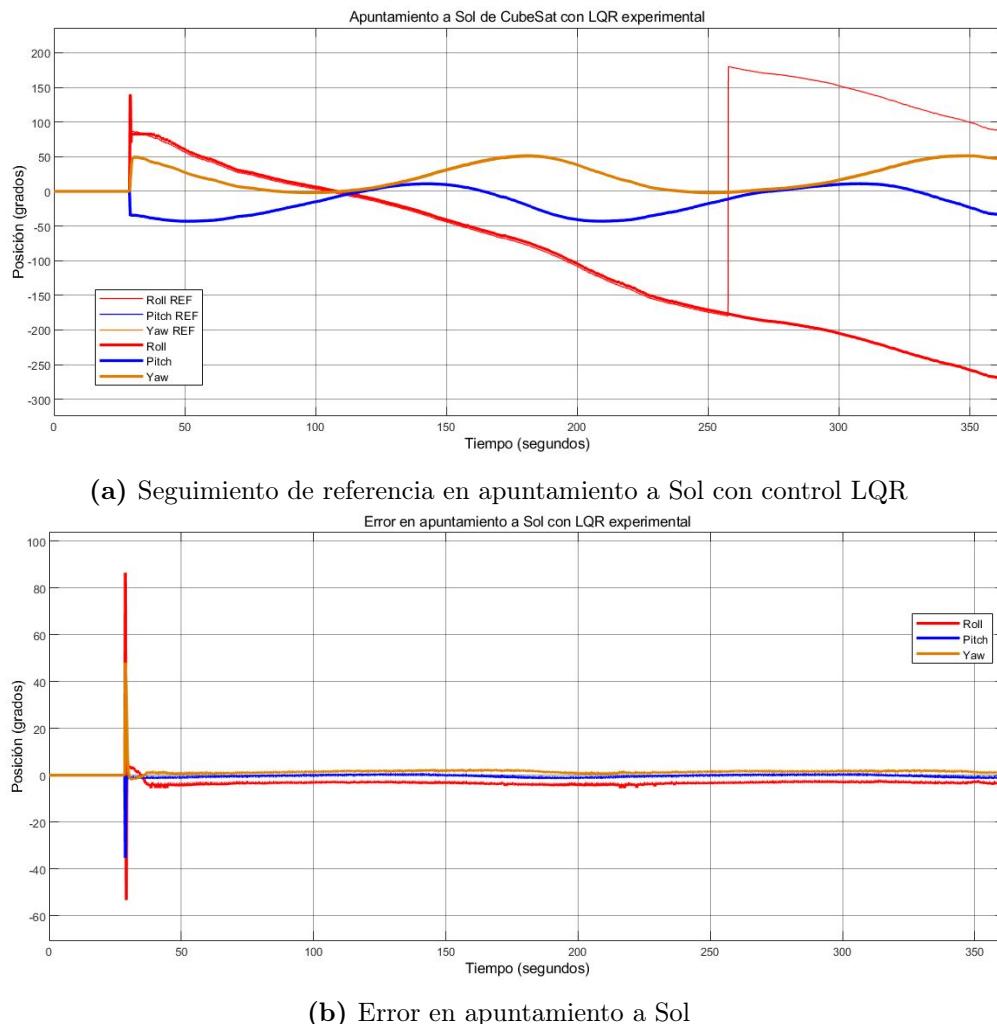
Por último, se obtuvieron las respuestas del sistema con la evaluación de los casos de uso en el apuntamiento a Tierra, Sol y Cenit.



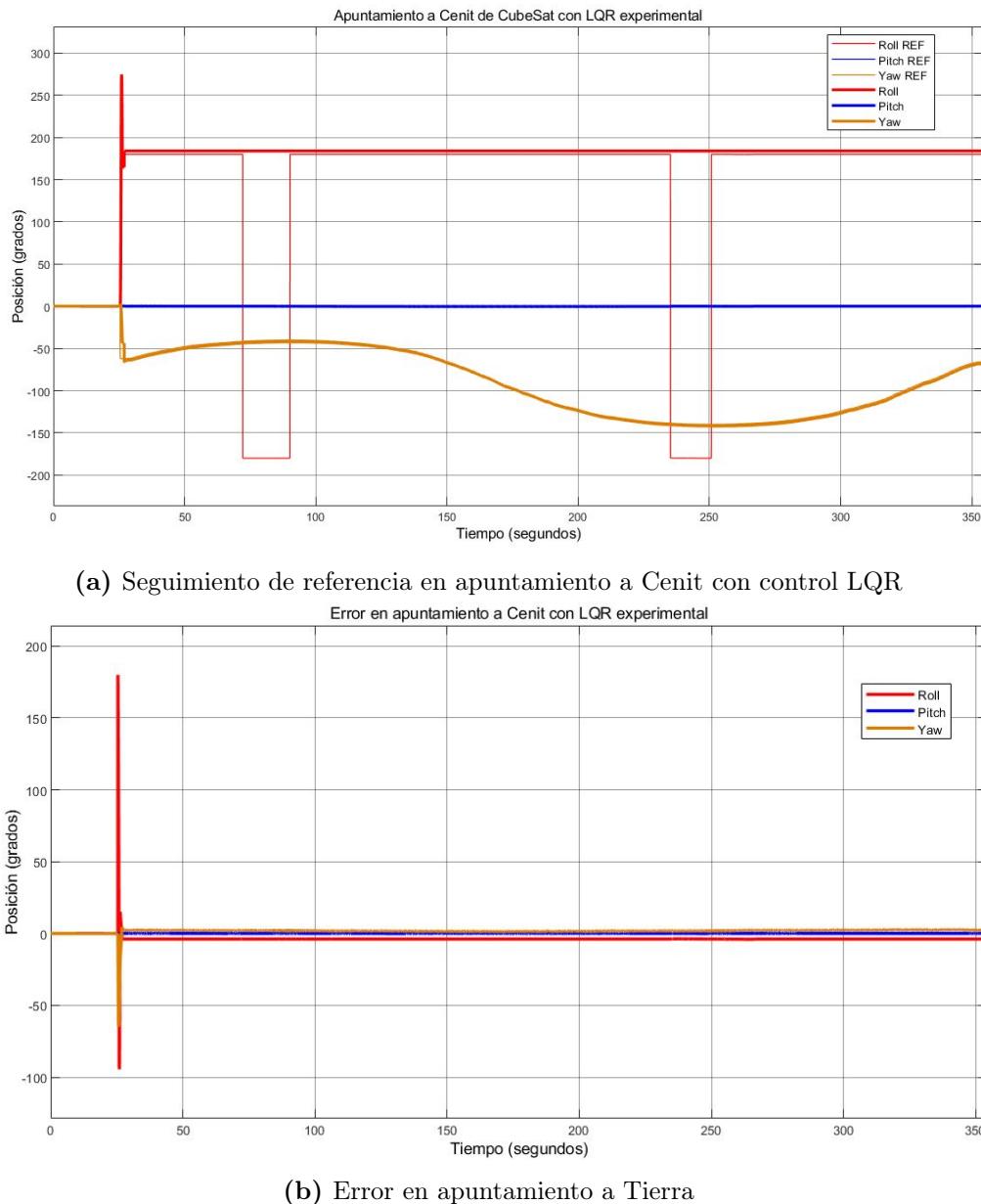
**Figura B.1:** Respuesta de control automático LQR



**Figura B.2:** Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Tierra



**Figura B.3:** Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Sol



**Figura B.4:** Respuesta de control LQR experimental para apuntamiento a Cenit

# Apéndice C

## Demostración Funcional

Como parte de la demostración funcional del sistema, se graba un video que muestra el comportamiento de la planta y su orientación, reflejadas en la simulación del entorno espacial. Esta demostración se realiza utilizando el controlador LQR sin considerar la dinámica del disco, mostrando el apuntamiento del CubeSat en los diferentes casos de uso. Para visualizar la demostración, ingrese [aquí](#).