



DISEÑO Y VALIDACIÓN DE JAULA DE HELMHOLTZ PARA LA REPRODUCCIÓN DE CAMPOS MAGNÉTICOS DE LA ÓRBITA BAJA TERRESTRE

PROTOCOLO DE INVESTIGACIÓN

QUE PARA OPTAR POR EL TÍTULO DE

INGENIERO EN MECATRÓNICA

P R E S E N T A

JONATHAN LOZADA GARCÍA¹

UNIDAD PROFESIONAL INTERDISCIPLINARIA EN INGENIERÍA Y TECNOLOGÍAS AVANZADAS
INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ASESORES

M. EN C. GABRIELA AURORA YÁÑEZ CASAS

ING. ABRAHAM DE JESÚS PABLO SOTELO

DR. JORGE JAVIER HERNÁNDEZ GÓMEZ

17 DE FEBRERO DE 2025



¹Tel. 56 2017 9788 , e-mail: jlozadag1501@alumno.ipn.mx

ÍNDICE

| | |
|--|-----------|
| Índice | I |
| 1 Abstract | 1 |
| 2 Introducción | 1 |
| 3 Planteamiento del problema | 2 |
| 4 Justificación | 3 |
| 5 Objetivos | 4 |
| 5.1 Objetivos específicos de trabajo terminal 1 | 4 |
| 5.2 Objetivos específicos de trabajo terminal 2 | 4 |
| 6 Antecedentes | 5 |
| 7 Marco Teórico | 6 |
| 7.1 Satélites | 6 |
| 7.1.1 <i>Satélites naturales y artificiales</i> | 6 |
| 7.1.2 <i>Descripción y clasificación de los satélites artificiales según la Norma Mexicana</i> | 7 |
| 7.2 Estándar CubeSat | 9 |
| 7.2.1 <i>Subsistemas de un CubeSat</i> | 9 |
| 7.3 Subsistema de determinación y control de actitudes (ADCS) | 10 |
| 7.3.1 <i>Sensores</i> | 12 |
| 7.3.2 <i>Actuadores</i> | 19 |
| 7.4 Verificación del sistema ADCS de tipo magnético activo | 24 |
| 7.4.1 <i>Pruebas HIL</i> | 24 |
| 7.4.2 <i>Pruebas SIL</i> | 25 |
| 8 Propuesta solución | 26 |
| 8.1 Definición de la metodología mecatrónica | 26 |

| | | |
|--------------------|---|-----------|
| 8.2 | Descripción de propuesta de solución | 27 |
| 8.3 | Resultados esperados | 28 |
| 9 | Administración del proyecto | 29 |
| 9.1 | Presupuesto estimado e infraestructura | 29 |
| 9.2 | Planeación de actividades | 29 |
| 9.3 | Analizar el comportamiento del campo magnético en la órbita baja terrestre. | 31 |
| 9.4 | Evaluuar sistemas de generación de campo magnético presentes en la literatura. | 32 |
| 9.5 | Plantear los requerimiento funcionales del sistema. | 33 |
| 9.6 | Diseñar una estructura que permita realizar el bobinado requerido para la generación del campo magnético en una órbita baja. | 34 |
| 9.7 | Seleccionar los materiales para la construcción del bobinado de la Jaula de Helmholtz, considerando factores como resistencia eléctrica, disipación de calor y compatibilidad electromagnética. | 35 |
| 9.8 | Seleccionar el suministro de energía adecuado para las bobinas de la Jaula de Helmholtz. | 36 |
| 9.9 | Modelar el sistema de generación de campo magnético. | 37 |
| 9.10 | Diseñar el sistema de control para la generación de campo magnético. | 38 |
| 9.11 | Diseñar un sistema de adquisición de datos para registrar y procesar el campo magnético generado. | 39 |
| Referencias | | 40 |

1. ABSTRACT

The importance of the Helmholtz cage in the verification process of the Attitude Determination and Control System (ADCS) in CubeSat-type satellites cannot be overstated. The Helmholtz cage is a critical tool for the precise simulation and control of magnetic fields, enabling the calibration and validation of the orientation and control systems of these small but sophisticated satellites. To fully understand its importance, it is essential to explore various aspects of CubeSats, their mission and operation, and how the Helmholtz cage contributes to ensuring their success in space.

In summary, the Helmholtz cage is an essential tool in the verification process of the Attitude Determination and Control System in CubeSat-type satellites. Its ability to create precise and controlled magnetic fields allows for the calibration and validation of critical sensors and actuators, ensuring that these small satellites can operate efficiently and effectively once in orbit. Given the growth and diversification of CubeSat missions, the Helmholtz cage will continue to be a vital component in preparing these satellites to face the challenges of the space environment.

2. INTRODUCCIÓN

La importancia de la jaula de Helmholtz en el proceso de verificación del sistema de determinación de actitud y control (ADCS, por sus siglas en inglés) en los satélites tipo CubeSat no puede subestimarse. La jaula de Helmholtz es una herramienta crítica para la simulación y el control preciso de los campos magnéticos, permitiendo la calibración y validación de los sistemas de orientación y control de estos satélites pequeños pero sofisticados. Para entender plenamente su importancia, es fundamental explorar varios aspectos de los CubeSats, su misión y funcionamiento, y cómo la jaula de Helmholtz contribuye a asegurar su éxito en el espacio.

En resumen, la jaula de Helmholtz es una herramienta esencial en el proceso de verificación del sistema de determinación de actitud y control en los satélites tipo CubeSat. Su capacidad para crear campos magnéticos precisos y controlados permite la calibración y validación de sensores y actuadores críticos, asegurando que estos pequeños satélites puedan operar de manera eficiente y efectiva una vez en órbita. Dado el crecimiento y la diversificación de las misiones CubeSat, la jaula de Helmholtz seguirá siendo un componente vital en la preparación de estos satélites para enfrentar los desafíos del entorno espacial.

3. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Los satélites tipo CubeSat, debido a su tamaño reducido y bajo costo, se han convertido en una alternativa para diversas aplicaciones espaciales. Sin embargo, estos satélites requieren sistemas de determinación y control de actitud (Attitude Determination and Control Subsystem [ADCS], según sus siglas en inglés) precisos para funcionar correctamente. Un componente clave de estos sistemas es el magnetómetro, que mide el campo magnético terrestre para determinar la orientación de satélites que orbitan la tierra. Una adecuada calibración de estos magnetómetros es esencial para garantizar la precisión de los datos de orientación. Tradicionalmente, esta calibración se realiza utilizando una Jaula de Helmholtz, una estructura que puede generar un campo magnético uniforme en tres dimensiones. Sin embargo, el diseño y la validación de estas jaulas para su uso con CubeSats presentan varios desafíos.

En primer lugar, la validación de la Jaula de Helmholtz es un proceso complejo que requiere equipos especializados y conocimientos técnicos. Es necesario verificar que la jaula pueda generar un campo magnético de la magnitud y orientación correctas, y que este campo sea lo suficientemente uniforme para una calibración precisa.

En segundo lugar, no se cuenta con el acceso a infraestructura que pueda ayudar con la calibración de los magnetómetros que, como ya fue mencionado, son de crucial importancia para la correcta orientación de los satélites tipo CubeSat.

Por lo tanto, el problema que se plantea es desarrollar infraestructura capaz de simular efectos de campo magnético en satélites de tipo CubeSat, para la calibración de magnetómetros de subsistemas de determinación y control de actitud en satélites tipo CubeSat de manera eficiente y efectiva. Este problema implica consideraciones de ingeniería multidisciplinaria (mecatrónica), y su resolución podría tener un impacto significativo para futuros proyectos con satélites de tipo CubeSat dentro del Centro de Desarrollo Aeroespacial (**CDA**) y el Instituto Politécnico Nacional (**IPN**).

4. JUSTIFICACIÓN

Con el fin de garantizar un correcto funcionamiento de los satélites tipo CubeSat, es necesario que el subsistema de control posea elementos debidamente probados en tierra. Esto dado que es esencial que los sistemas de determinación y control de actitud sean correctamente calibrados, porque una vez en órbita, el satélite no puede volver a Tierra para su mantenimiento, lo que implicaría una pérdida total de éste.

Es por lo anterior que el satélite debe tener un correcto diseño y validación de los magnetómetros que se usarán en el subsistema de control integrados al satélite tipo CubeSat. Además, según Tim Harford en su artículo *“CubeSat: el entrañable peluche que revolucionó la industria de los satélites y la forma en que podemos ver el mundo”*, se estima que el costo por diseño, manufactura, y puesta en órbita de un satélite tipo CubeSat puede rondar los *100,000 USD (1.7 millones de pesos mexicanos aproximadamente)* [1]. Con toda esta perspectiva, se vuelve necesario contar con elementos debidamente probados o simulados en Tierra para no encarecer costos y garantizar un correcto funcionamiento por parte del satélite.

Ahora, en el ámbito académico, este proyecto servirá como trabajo de titulación para la obtención del título en ingeniería mecatrónica. Por lo anterior, se recalca que el proyecto propuesto tiene áreas interdisciplinarias involucradas en su diseño, desde el diseño mecánico del satélite, pasando por la automatización y control para la orientación del mismo, hasta llegar al diseño de la circuitería integrada que deberá resistir perturbaciones electromagnéticas.

5. OBJETIVOS

Diseñar, construir y validar una Jaula de Helmholtz que permita reproducir los campos magnéticos presentes en la órbita baja terrestre para la eventual prueba y validación de sensores y actuadores magnéticos de satélites tipo CubeSat de 1 a 3U.

5.1. Objetivos específicos de trabajo terminal 1.

- Analizar el comportamiento del campo magnético en la órbita baja terrestre.
- **Evaluar sistemas de generación de campo magnético presentes en la literatura.**
- **Plantear los requerimientos funcionales del sistema.**
- Diseñar una estructura que permita realizar el bobinado requerido para la generación del campo magnético en una órbita baja.
- Seleccionar los materiales para la construcción del bobinado de la Jaula de Helmholtz, considerando factores como resistencia eléctrica, dissipación de calor y compatibilidad electromagnética.
- Seleccionar el suministro de energía adecuado para las bobinas de la Jaula de Helmholtz.
- Modelar el sistema de generación de campo magnético.
- Diseñar el sistema de control para la generación de campo magnético.
- Diseñar un sistema de adquisición de datos para registrar y procesar el campo magnético generado.

5.2. Objetivos específicos de trabajo terminal 2.

- Construir estructura
- Construir el sistema de adquisición de datos.
- Implementar el sistema de control para la generación de campo magnético.
- Desarrollar una interfaz de usuario para el inicio, paro y configuración de la generación de campo magnético.
- Validar el desempeño y precisión de la Jaula de Helmholtz mediante comparación con magnetómetros comerciales.

6. ANTECEDENTES

A continuación se muestran investigaciones y proyectos de los que partimos como antecedentes para el fundamento y desarrollo de este proyecto.

TABLA 1. Investigaciones y proyectos que se han realizado en otras universidades y centros de investigación.

| Fecha de publicación | Institución | Título | Descripción |
|----------------------|---|---|---|
| 28-Jun-2016 | Escuela de Ciencias Exactas e Ingeniería, Universidad Sergio Arboleda | Simulation of the magnetic field generated by square shape Helmholtz coils | Mediante simulación y medición experimental, estudiamos el campo magnético generado por una bobina de forma cuadrada de Helmholtz con el objetivo de comprender cómo calibrar sensores de campo magnético como los utilizados en CubeSat. |
| 18-Mayo-2016 | University of Colorado at Boulder, Aerospace Engineering Sciences | Volume magnetization for system-level testing of magnetic materials within small satellites | Presentamos un método de medición magnética de bajo costo que permite la caracterización de materiales magnéticos tanto duros como blandos para una jaula de Helmholtz |
| 18-Nov-2021 | Dipartimento di Ingegneria Industriale, Alma Mater Studiorum - Università di Bologna Via Fontanelle | Nanosatellite-class dynamic attitude simulator for hands-on aerospace control education | Desarrollado de un hardware dinámico en la instalación de bucle, que permite probar subsistemas de control de actitud de nanosatélites en el rango de 1U a 3U, según el factor de forma CubeSat. |
| 25-Feb-2012 | University of Michigan / Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology | The attitude determination system of the RAX satellite | Desarrollo de un subsistema de determinación de actitud que utiliza giroscopios de velocidad, magnetómetros, sensores solares gruesos y un filtro Kalman extendido. |
| 10-Ene-2009 | Department of Aviation Technical Studies, Faculty of Aeronautics, University of Zilina | Calibration of Magnetometer for Small Satellites Using Neural Network | el método de calibración escalar que utiliza una red neuronal para la determinación de parámetros del modelo inverso del magnetómetro vectorial. |

7. MARCO TEÓRICO

7.1. Satélites.

7.1.1. Satélites naturales y artificiales.

Se sabe que existen 2 clases principales de satélites: **satélites naturales** y **satélites artificiales**.

Los cuerpos formados naturalmente que orbitan planetas se llaman **lunas**, **satélites planetarios** o **satélites naturales**. El satélite natural más conocido es la **Luna** de la Tierra (figura 1).

La mayoría de los satélites naturales probablemente se formaron a partir de los discos de gas y polvo que circulaban alrededor de los planetas en el sistema solar primitivo, *aunque algunos son objetos capturados que se formaron en otros lugares y cayeron en órbita alrededor de planetas más grandes que éstos* [2].

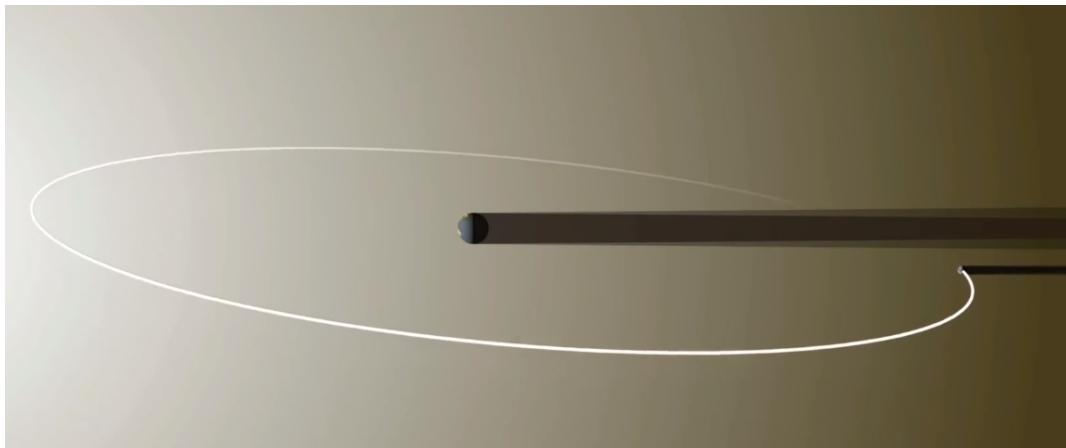


FIGURA 1. Imagen simulada de la Luna orbitando la Tierra trazando una órbita elíptica e inclinada con respecto al plano terrestre.

Por el lado de los **satélites artificiales**, éstos son fabricados por científicos y tecnólogos para caer (principalmente) en alguna de las órbitas terrestres y realizar determinadas tareas, principalmente recepción y envío de señales desde y hacia la superficie terrestre respectivamente. Éstos dependen de 3 elementos espaciales para poder funcionar: la **órbita**, definida por la misión objetivo, el **vehículo de lanzamiento**, que transporta al satélite, y la **carga útil**, el dispositivo del satélite que realizará la tarea de la misión [3]. En la década de 1950, la Unión Soviética marcó el inicio de la era espacial al ganarle la carrera a Estados Unidos lanzando su primer satélite: **Sputnik**. En los 98 minutos que le tomó orbitar la Tierra en 1957, el pequeño Sputnik completó lo que sería la primera tarea para un satélite artificial: *obtener información de las capas altas de la atmósfera y el campo electromagnético de nuestro planeta* [4].

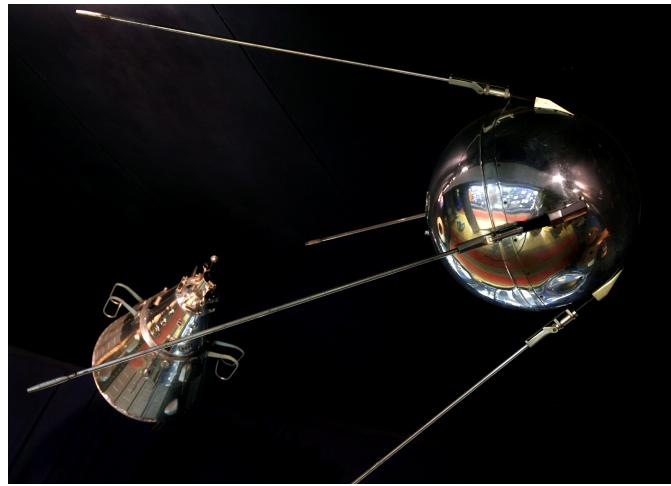


FIGURA 2. Imagen del Sputnik 1 saliendo de su vehículo de lanzamiento al momento de llegar a la órbita terrestre baja (**LEO**).

Para el año 2021, aproximadamente había 6,000 satélites artificiales orbitando la Tierra, de los cuales solo 2,666 estaban activos [4]. A pesar de esta cantidad no todos los satélites artificiales orbitan la misma región, porque dependiendo de la masa del satélite, el costo de fabricación y lanzamiento, así como su funcionalidad, es la región que orbitará. En la tabla 2 se resumen las 3 principales regiones orbitales terrestres en relación con la funcionalidad de los satélites que en ellas orbitan:

TABLA 2. Tabla de descripción de las regiones del espacio cercano a la superficie terrestre.

| Región orbital terrestre | Intervalo de altitud (respecto a la superficie terrestre) [km] | Uso de la región orbital |
|---|--|---|
| Órbita ecuatorial geoestacionaria (GEO por sus siglas en inglés) | 35,786 | Comunicaciones |
| Órbita terrestre media (MEO por sus siglas en inglés) | 2,000 - 35,786 | Navegación |
| Órbita terrestre baja (LEO por sus siglas en inglés) | 160 - 2,000 | Reconocimiento militar, espionaje y captura de imágenes |

7.1.2. Descripción y clasificación de los satélites artificiales según la Norma Mexicana.

De acuerdo con la **Secretaría de Economía**, hay un incremento significativo en la generación de satélites estudiantiles por parte de las universidades alrededor del mundo con el objetivo de avanzar en el desarrollo de tecnologías más eficientes a menor costo de inversión, por lo que una alternativa para las universidades mexicanas es desarrollar un estándar para “pequeños satélites” diseñados en México [5].

En la norma **NMX-AE-001-SCFI-2018** (redactada y avalada por la **Secretaría de Economía**) se establece la siguiente definición para *satélite artificial*: “*Satélite diseñado y construido por el hombre que intencionalmente se ha insertado en una órbita con una misión o fin específico*” [5]. Aunado a esto, la norma también tienen una clasificación para los satélites artificiales diseñados en México:

TABLA 3. Tabla de clasificación de satélites de acuerdo a su masa.

| Clasificación | Intervalo de masas [kg] |
|-------------------------|-------------------------|
| Satélites extra pesados | >7,001 |
| Satélites pesados | 5,401 - 7,000 |
| Satélites grandes | 4,201 - 5,400 |
| Satélites intermedios | 2,501 - 4,200 |
| Satélites medianos | 1,201 - 2,500 |
| Satélites pequeños | 601 - 1,200 |
| Mine-satélites | 201 - 600 |
| Micro-satélites | 11 - 200 |
| Nano-satélites | 1.1 - 10 |
| Pico-satélites | 0.1 - 1 |
| Femto-satélites | 0.001 - 0.09 |

Inmediatamente al empezar el documento, se resalta la importancia de un satélite en particular: el **estándar CubeSat**; cuya definición dada por la norma es: “*Nano satélite que mide 100 mm cúbicos y pesa 1.33 kg o menos (las variaciones del factor de forma inicial también se consideran CubeSats con su respectiva variación en masa)*” [5]. Y como se puede ver en la tabla 3, éstos se clasifican como **Nano-satélites**.

El estándar CubeSat es ideal para el desarrollo de proyectos espaciales en ambientes universitarios. Además, proporcionan una plataforma de bajo costo para prueba y validación de pequeñas cargas útiles y tecnologías espaciales del futuro, en lo que respecta al rol que juegan estos satélites en la formación de científicos e ingenieros de sistemas espaciales. Lo anterior se alinea perfectamente a las intenciones de promover el desarrollo de diseños para “pequeños satélites” en México.

7.2. Estándar CubeSat.

Una definición estricta para el estándar **CubeSat** es:

“Un satélite que se ajusta a las especificaciones de diseño que describen satélites basados en una o más unidades de un cubo de 10 X 10 X 10 cm³” (figura 3).

La especificación de diseño original del CubeSat se desarrolló en la **Universidad Estatal Politécnica de California en San Luis Obispo (Cal Poly** por sus siglas en inglés) a partir de 1999 [6].

La especificación de diseño del CubeSat impone restricciones a las dimensiones del satélite para permitir la capacidad de ser compacto e impone una serie de restricciones al contenido y a la función del satélite para garantizar que no represente ningún riesgo para el lanzamiento [6]. Actualmente la razón principal de la existencia de estas restricciones viene de la necesidad de abaratizar costos de fabricación (menor consumo de materiales) y lanzamiento (menor consumo de combustible) para cumplir con otras aplicaciones además de las académicas. En 2013, **Planet Labs** lanzó la primera de lo que se convertiría en la constelación de CubeSat más grande del mundo con el objetivo de obtener imágenes de toda la masa terrestre de la Tierra todos los días [6].

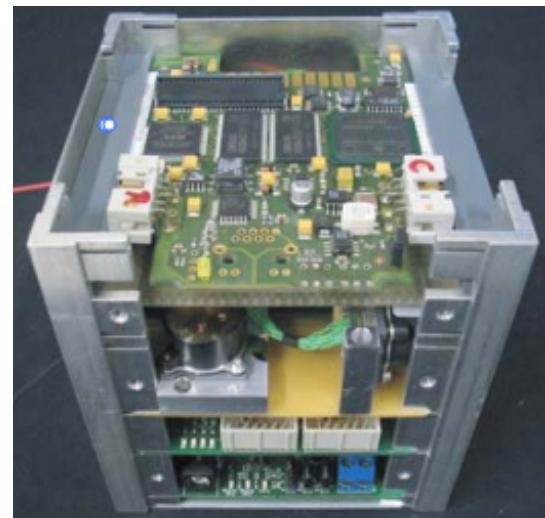


FIGURA 3. Modelo de ingeniería de un CubeSat (Fuente: TU-Berlin).

7.2.1. Subsistemas de un CubeSat.

En este apartado, se describirán los principales subsistemas que se encuentran en el estándar CubeSat, exceptuando los que pertenecen su vehículo de lanzamiento.

1. **Estructura y mecanismos:** La estructura de un satélite determina la configuración general comprendiendo todos los mecanismos que sirven para el bloqueo, la liberación, el despliegue y la movilidad activa de los componentes esenciales del satélite. Lo anterior en relación con la tarea a realizar durante su periodo activo.
2. **Sistema de alimentación:** Comprende conversión de energía, acondicionamiento de energía, almacenamiento de energía, protección contra sobretensión y sobrecorriente, y distribución de energía a los diversos usuarios a través de los sistemas de distribución de energía de bajo voltaje a bordo.

-
3. **Sistema de control de actitud:** El ACS (por sus siglas en inglés) determina y controla la orientación de un vehículo en el espacio. La actitud (u orientación) siempre se describe con respecto a un sistema de referencia, ya sea vectores de dirección dentro de un sistema de coordenadas de referencia o como ángulos con respecto a ejes de referencia definidos.
 4. **Sistema de propulsión:** Tiene por objetivo proveer del empuje necesario para poder realizar los cambios de velocidad requeridas para ejecutar todas las maniobras durante la vida útil del satélite en el espacio. Esto incluye las maniobras de transferencia de órbita y maniobras de estabilización-apuntamiento.
 5. **Sistema de control de temperatura:** La tarea es esencialmente garantizar que las temperaturas de todas las unidades mecánicas, eléctricas y electrónicas de una nave espacial estén dentro de los rangos de temperatura de funcionamiento especificados durante todas las fases de la misión.
 6. **Sistema de gestión de datos:** Los datos son registrados por los sensores, procesados por las computadoras de a bordo, almacenados y luego transmitidos por telemetría a tierra. Este sistema controla todos los demás dispositivos y recopila los datos proporcionados.
 7. **Sistema de comunicación:** Es un conjunto de tecnologías que permiten el envío y la recepción de datos entre una fuente y un destino. Lo anterior tomando en cuenta factores externos que causan ruido como: eco, ondas electromagnéticas terrestres, frecuencia de la señal transmitida, etc.

7.3. Subsistema de determinación y control de actitudes (ADCS).

Dado que el propósito de este protocolo se enfocan en generar las condiciones necesarias de campo magnético para probar el sistema ADCS de los satélites CubeSat, se abundará de manera más extensa acerca del funcionamiento de este subsistema.

El Subsistema de determinación y control de actitudes o ADCS, como es conocido por sus siglas en inglés (Attitude Determination and Control Subsystem), es responsable de controlar la orientación del satélite en el espacio. La actitud de una nave espacial es generalmente independiente de su posición. Por lo tanto, el control de actitud debe distinguirse claramente del control de órbita [3]. Como en todos los aspectos del control, el control de actitud consta de un circuito de control cerrado (figura 4) con:

- Medición y determinación de la actitud real.
- Comparación con la actitud deseada.
- Conducción de actuadores a través de un controlador dedicado para lograr la actitud deseada.

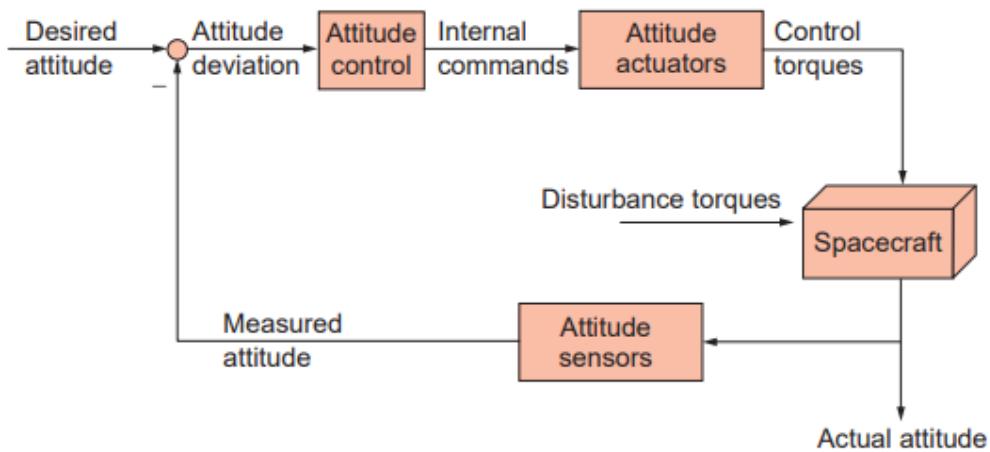


FIGURA 4. Diagrama de bloques del circuito en lazo cerrado para el ADCS.

Para obtener la determinación de la actitud es necesario determinar los parámetros de actitud del satélite con respecto a un sistema de coordenadas de referencia, que puede ser un *sistema de coordenadas inercial*. Para la representación matemática de la actitud de un satélite es necesario definir dos sistemas de coordenadas cartesianas tridimensionales. Estos sistemas se designan como el *sistema de referencia* y el *sistema del cuerpo* (figura 5). Mientras que el sistema de referencia es *independiente del movimiento del satélite*, el sistema del cuerpo *está anclado a éste, siguiendo su movimiento* (figura 5). El significado matemático del término actitud es la *desviación angular*, es decir, la rotación que hay entre estos dos sistemas de coordenadas, mismos que se pueden apreciar en la figura 5 donde los vectores unitarios x, y, z son el sistema de referencia; mientras que U, V, W son del sistema del cuerpo [3].

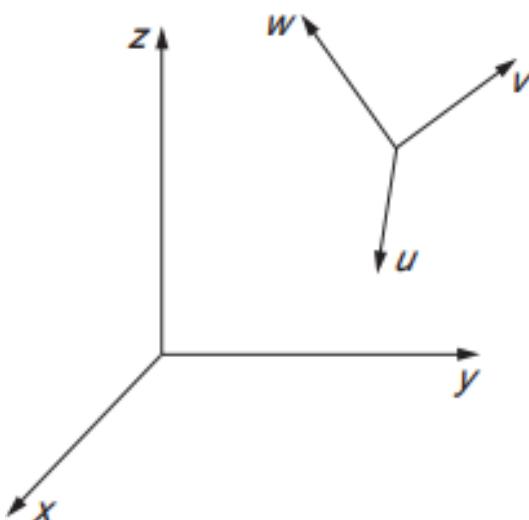


FIGURA 5. Representación de los sistemas de coordenadas: sistema de referencia (x, y, z) y sistema del cuerpo (U, V, W)

La actitud de un satélite generalmente se determina basándose en datos de medición obtenidos de un **sensor de actitud** instalado en éste [7]. Se abundará con mayor detalle sobre estos sensores en la sección 7.3.1.

Ahora bien, por el lado del control de actitud, las dos formas de control de actitud son la *estabilización de actitud* y la *maniobra de actitud*. La estabilización de actitud se refiere al *proceso de mantener la actitud del satélite en la actitud deseada mediante el control* (figura 4), mientras que la maniobra de actitud se refiere al *proceso de cambiar de una actitud inicial a otra actitud diferente de la inicial*. Los métodos para el control de actitud incluyen el control de **actuadores de actitud**, como: chorros de reacción, ruedas de reacción, giroscopio de momento de control (**CMG** por sus siglas en inglés), magnetrón y estabilización de gradiente de gravedad. En la sección 7.3.1 se abordará más sobre los actuadores de actitud.

Y para la ley de control, se toma en cuenta las características dinámicas del satélite y el desempeño del mismo. Sin embargo, se pueden utilizar cualquiera de las leyes de control ya existentes: control PID, control óptimo, control autoadaptativo, control robusto, etc. [7].

7.3.1. Sensores.

En el apartado 7.3 se mencionó que los datos de actitud del satélite se obtienen por medio de sensores de actitud, dado que estos *proporcionan mediciones del estado de actitud real* que servirán posteriormente para realimentar al control de actitud y así accionar los actuadores de actitud (figura 4).

Hay 2 formas de obtener las mediciones para la actitud de un satélite: **medición absoluta** (con respecto a un sistema de coordenadas de referencia) o como **medición relativa** (por ejemplo, ángulos dedicados o cambios de actitud). Para el interés de este documento, solo se tomará en cuenta la medición absoluta.

La determinación de la actitud absoluta se basa en la dirección de dos vectores linealmente independientes de un sistema de referencia correspondiente, como ya se vio en la figura 5.

Algunos de los vectores que se pueden tomar para el sistema de referencia son:

- Vector del campo magnético de la Tierra.
- Vector de dirección al Sol.
- Vectores de dirección a estrellas.
- Vector de dirección a la Tierra (o el ángulo al horizonte de la Tierra).
- Vectores de dirección a los satélites de un sistema global de navegación por satélite (GNSS) como el GPS.

Los métodos para obtener la medición absoluta se puede resumir en la tabla siguiente:

TABLA 4. Métodos de medición de sensores de actitud.

| Método | Ejemplo de sensor | Características |
|-----------|----------------------------|--|
| Directo | Sensor de estrellas | Tres ejes (alta precisión) |
| | Mediciones de actitud GNSS | Tres ejes (Mediana precisión) |
| Indirecto | Magnetómetro | Método simple |
| | Sensor terrestre | Alta fiabilidad |
| | Sensor solar | Transformación de medidas necesarias |
| Inercial | Giroscopio | Alineación de actitudes |
| | Girocompases | Alta precisión en períodos cortos Resolución angular muy alta Medición independiente de fuentes externas |

De la tabla 4, se destaca que la principal característica del *método directo e inercial* es la precisión de medición, pero a mayor precisión también mayor complejidad de sensor, lo que derivaría en mayor gasto de inversión, mayor consumo energético y más espacio de carga útil para el satélite, por lo que este método no se suele usar para los nano-satélites. De hecho, esta razón fue por la que los primeros modelos de estándar CubeSat no contaban con un sistema ADCS, dado la inviabilidad de entonces por miniaturizar sensores y actuadores que hicieran la labor del sistema ADCS en este tipo de satélite [3]. Lo anterior termina por decantar al *método indirecto* como el ideal para los satélites del tipo nano (que dentro de éstos está el CubeSat) para determinar la medición absoluta de la actitud del satélite, dado que la mayoría .

Luego de haber aclarado el método de medición, ya se pueden limitar los sensores de actitud para satélites de estándar CubeSat a las siguientes opciones:

1. *Magnetómetros de 3 ejes*

La mayoría de los magnetómetros de los satélites son magnetómetros de fluxgate (figura 6), que son relativamente pequeños, livianos, resistentes y económicos. Requieren un campo magnético bien modelado si se van a utilizar como sensores de actitud. No se necesita un modelo de campo magnético si las mediciones del magnetómetro se utilizan sólo para calcular comandos de par magnético. Los magnetómetros miden la suma del *campo ambiental* que es de interés y cualquier *campo local* producido por el satélite [6]. Los campos locales pueden ser producidos por materiales ferromagnéticos o por bucles de corriente en paneles solares, motores eléctricos, instrumentos de carga útil o, más especialmente, *magnetorques* de control de actitud (sección 7.3.2).

Si se conocen los campos locales, se pueden compensar. Si no se conocen, los magnetómetros pueden ubicarse lejos de las fuentes de contaminación magnética.

TABLA 5. Parámetros de rendimiento de algunos tipos de magnetómetros de 3 ejes.
(A-Análogo, D-Digital)

| Tipo de magnetómetro | Rango [μT] | Escala [mV/ μT] | Resolución [nT] | Ruido [$\text{pT}_{rms}/\text{Hz}$] | Error de eje [°] | Error lineal [%] | Error de escala [%] | Coef. de temp. [ppm/ $^{\circ}\text{C}$] | Sesgo de temp. [nT/ $^{\circ}\text{C}$] |
|----------------------|-------------------------|-----------------------------|-----------------|---------------------------------------|------------------|------------------|---------------------|---|--|
| Fluxgate | ± 60 | 166 | A | 10 | ± 0.1 | 0.0015 | ± 0.5 | 15 | 0.3 |
| Resistivo | ± 60 | D | 10 | 1000 | ± 0.1 | 0.1 | ± 5 | 2700 | 10 |
| Inductivo | ± 200 | D | 13 | 1200 | ± 1.0 | 0.5 | ± 5 | 500 | 5 |



FIGURA 6. Magnetómetro de 3 ejes fluxgate.

2. Sensores solares

El sol como objeto inercial brillante en el cielo celeste es perfectamente adecuado para mediciones precisas del vector de actitud utilizando un dispositivo sensor de tipo de potencia, masa y costo relativamente bajo.

Los sensores solares se dividen en dos clases: **sensores solares gruesos** [en inglés: *coarse Sun sensors (CSS)*] y **sensores solares finos o digitales** [en inglés: *digital Sun sensors (DSS)*] [8].

La forma más común de CSS (figura 7) es una foto-celda (un ojo) o un conjunto de foto-celdas.

En una buena aproximación, *la salida de una foto-celda es una corriente eléctrica directamente proporcional a la intensidad de la luz que incide sobre ella*. Esto puede incluir luz del reflejo de la Tierra o reflejos de componentes cercanos de la nave espacial, que pueden desviar las salidas de CSS de la dirección real del Sol hasta 20° en casos extremos [8].

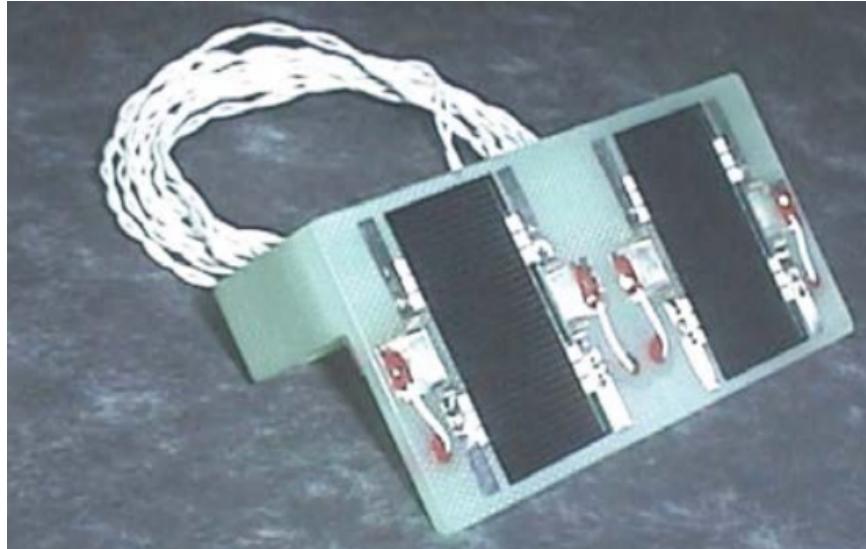


FIGURA 7. Celdas solares sobre una estructura de montaje como parte de un CSS (Fuente: OHB-System).

Históricamente, los sensores solares finos (DSS) se han basado en conjuntos de rendijas (o retículas) con superficies fotosensibles lineales detrás de ellas (figura 8). Es básicamente un *rastreador de estrellas con un orificio en lugar de la óptica de recolección de luz*, que no es necesaria debido al brillo del Sol. Las resoluciones de los DSS varían desde 1 grado hasta mejor que 1 minuto de arco [8].

TABLA 6. Valores típicos para sensores solares.

| Aspecto | DSS | CSS |
|----------------------|--------------------------------|-----------------------------------|
| Precisión de actitud | 0.01° | 15° |
| Consumo energético | 1 W | 0 W (conexión al convertidor ADC) |
| Masa | 1 kg | 0.2 kg |
| Área de aplicación | Apuntar a la dirección del Sol | Orientación, modo seguro |

Como se aprecia en la tabla 6, las características del DSS lo favorecen como buen prospecto para su uso en el ADCS del CubeSat. Sin embargo, dado el costo que este sensor tiene, perjudicaría al precio total del satélite, por lo que solo es viable sin la restricción económica a la que se apega el estándar CubeSat.

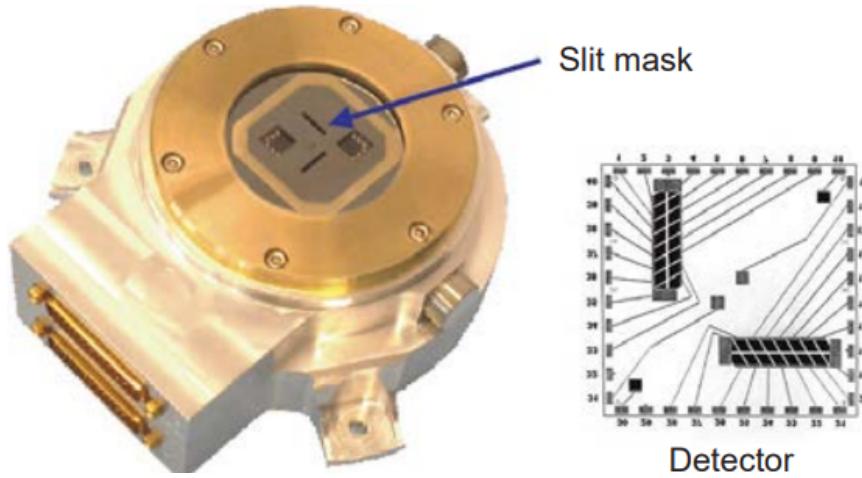


FIGURA 8. Imagen de un **DSS** (Fuente: Jena-Optronik).

3. *Sensor terrestre o de horizonte*

El sensor terrestre mide la dirección del centro de la Tierra en el sistema de referencia del satélite. A menudo se le llama *sensor de horizonte* (figura 9) porque el centro de la Tierra se deriva del perfil de la Tierra. La apariencia de la Tierra en longitudes de onda visibles es bastante complicada; Además de tener océanos, vegetación y desiertos, tiene fases como la Luna. La apariencia es más uniforme en longitudes de onda infrarrojas, especialmente en la estrecha banda de emisión de 14 a 16 μm de la molécula de CO_2 , por lo que casi todos los sensores de horizonte están diseñados para detectar radiación infrarroja en este rango [8].

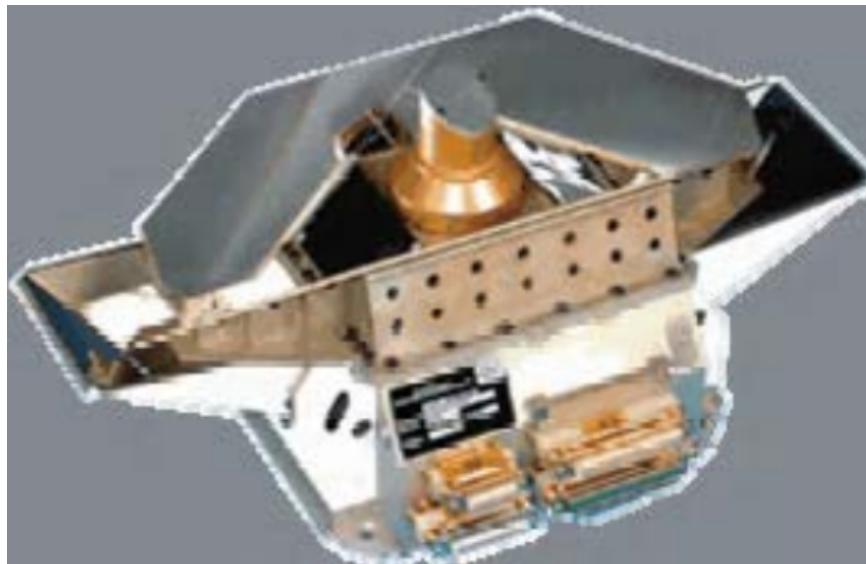


FIGURA 9. Sensor de horizonte tipo cónico (Fuente: Sodern).

A diferencia de los *sensores solares* y los *sensores rastreadores de estrellas*, los sensores de horizonte detectan un punto en el horizonte de la Tierra con una ubicación a priori desconocida (figura 10). Se pueden utilizar múltiples cruces de horizontes para encontrar un vector nadir. El nadir calculado a partir de mediciones del sensor del horizonte en una Tierra achatada es una mejor aproximación al *nadir geodésico normal a la superficie de la Tierra* que al *nadir geocéntrico* que apunta al centro de la Tierra [8].

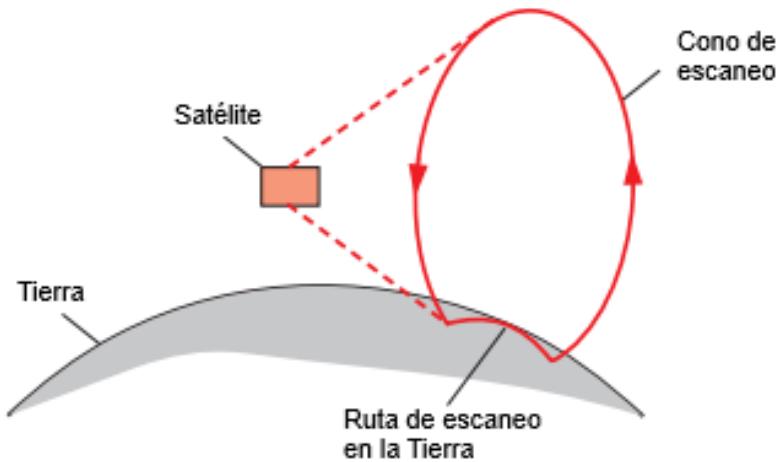


FIGURA 10. Ruta de escaneo en la Tierra.

Este sensor es capaz de realizar mediciones en dos ejes. Por lo tanto, para tener una medición en tres ejes es necesario utilizar junto con éste otro sensor como un sensor del Sol o un magnetómetro. La precisión de los sensores del horizonte está limitada a aproximadamente 0.1° , principalmente por la capacidad de modelar con precisión la altura de la capa de CO_2 en la atmósfera terrestre [9].

TABLA 7. Valores típicos de sensores de horizonte estáticos y de escaneo.

| Aspecto | Estático | Escaneo |
|----------------------|------------|---|
| Exactitud | 1° | Inclinación: 0.05° , Ruido: 0.05° |
| Campo de visión | 20° | Giro $\pm 30^\circ$, Paso $\pm 20^\circ$ |
| Medición de los ejes | 1 | 2 |
| Masa | 0.2 kg | 3.5 kg |
| Consumo energético | 0.35 W | 7.5 W |

Existen dos sensores de horizonte: *sensor de horizonte estático* y *sensor de horizonte de escaneo*. Los sensores estático *operan dentro del horizonte de la Tierra* y permanecen permanentemente en el campo de visión del sensor, mientras que el otro *escanea el horizonte de la Tierra mediante un espejo giratorio* (sensor terrestre cónico) (véase la figura 10) o se realiza automáticamente en el caso de un satélite en rotación [3]. Si se observa la tabla 7, se logra apreciar que por sus características, el sensor que más se alinea a los requerimientos del estándar CubeSat es el sensor de tipo estático.

4. **Rastreador de estrellas**

Los sensores de actitud más precisos utilizados en satélites pequeños son los rastreadores de estrellas (véase figura 11). Son sensores con detectores de luz muy sensibles, normalmente dispositivos de carga acoplada (CCD, por sus siglas en inglés); El campo de visión de estos sensores depende de la magnitud visual de las estrellas (M_v) que se pueden detectar; por ejemplo, para un detector CCD lo suficientemente sensible como para ver una estrella de $6.5 M_v$, un campo de visión de 15° garantizará que al menos tres estrellas sean visibles durante más de 99 % de la esfera celeste [6]. Las estrellas detectadas en el campo de visión se desenfocarán ligeramente para permitir determinar con precisión el centroide de la estrella utilizando un método de centro de gravedad. *Las distancias de separación (ángulos) entre todas las estrellas medidas se comparan con las estrellas de referencia en un catálogo de estrellas a bordo.*

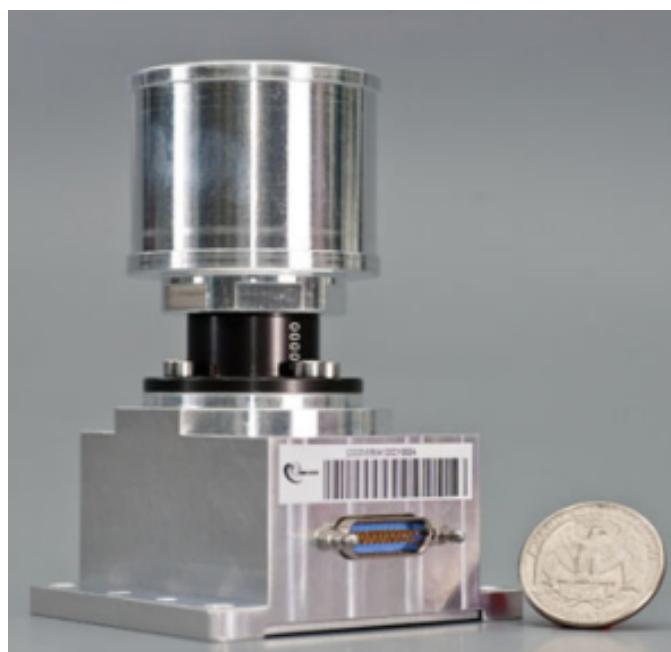


FIGURA 11. Rastreador de estrella (Fuente: Sodern).

Para los nanos-atélites, el alto requisito de potencia del CCD y las grandes ópticas con deflectores que bloquean el sol y la tierra son factores inhibidores. Sin embargo, ya se han desarrollado algunos rastreadores de estrellas de tamaño nanométrico y algunos también han sido calificados para volar con éxito [6].

7.3.2. Actuadores.

Un estudio sistemático de más de 350 nano-satélites en el rango de 1 a 10 kg en un estudio para el período de 2003 a 2016 ha producido los siguientes hallazgos: “*La información ADCS de 357 nano-satélites estaba disponible para su análisis estadístico. De los 357 nano-satélites, solo el 5% no tenía ADCS, el 17% usaba control magnético pasivo, el 2% usaba estabilización de gradiente de gravedad, el 6% usaba otros métodos pasivos de estabilización (por ejemplo, aerodinámico), el 2% estaba estabilizado por espín, el 11% usaba control magnético activo, el 3% estaba estabilizado por rueda de impulso y el 54% estaba estabilizado por rueda de reacción de 3 ejes*” [6].

Con los anteriores datos se puede visualizar de una mejor manera cuales son las combinaciones de sensores y actuadores más frecuentes en los últimos años para el estándar CubeSat.

A continuación se mostrarán los actuadores que corresponden combinaciones más usadas para el estándar CubeSat.

1. Ruedas de reacción/momento

Empecemos por el actuador más usado por el estándar CubeSat. Las *ruedas de reacción/momento son actuadores que funcionan utilizando el principio de preservación del momento angular, para intercambiar el momento angular controlado en la velocidad de rotación del disco de la rueda al cuerpo del satélite* [6].

Un conjunto de rueda de reacción normalmente consta de un motor de CD sin escobillas con un disco montado en un eje que actúa como volante (figura 12). La velocidad del volante se mide con precisión con un codificador de eje para permitir un sistema de control de velocidad de retroalimentación para un control preciso del momento angular. El tamaño del volante se elige según los requisitos de almacenamiento de momento de un satélite en una órbita específica.

Mientras que las *ruedas de reacción suelen tener una velocidad angular nominal cero, las ruedas de impulso giran a una velocidad angular nominal predefinida* (es decir, sesgo de impulso nominal) y funcionan con pequeñas variaciones alrededor de esta velocidad de referencia. El **ADCS** cambia la velocidad de la rueda para absorber los pares de perturbación externa o para intercambiar impulso con el satélite para implementar una maniobra de giro. Las ruedas de reacción y las de



FIGURA 12. Rueda de reacción (Fuente: rockwell collins deutschland GmbH).

impulso no pueden aumentar indefinidamente su propia velocidad angular debido a límites físicos y de diseño (es decir, la velocidad máxima segura de la rueda). Esto significa que una rueda de impulso controlará la actitud del satélite activamente en la dirección del eje de giro de la rueda mediante el intercambio de impulso (variando la velocidad de la rueda) y pasivamente a través de la rigidez giroscópica manteniendo la actitud en los otros dos ejes [8].

Para una capacidad completa de rotación de 3 ejes, se requerirá un mínimo de tres ruedas de reacción y las velocidades de las ruedas se controlarán alrededor de una velocidad promedio cero. Por razones de redundancia y para permitir velocidades de rueda compensadas (para evitar perturbaciones del par de torsión de las ruedas en los cruces de velocidad cero), se pueden usar más de tres ruedas de reacción y al mismo tiempo garantizar un vector de impulso promedio cero aplicado al cuerpo del satélite[6].

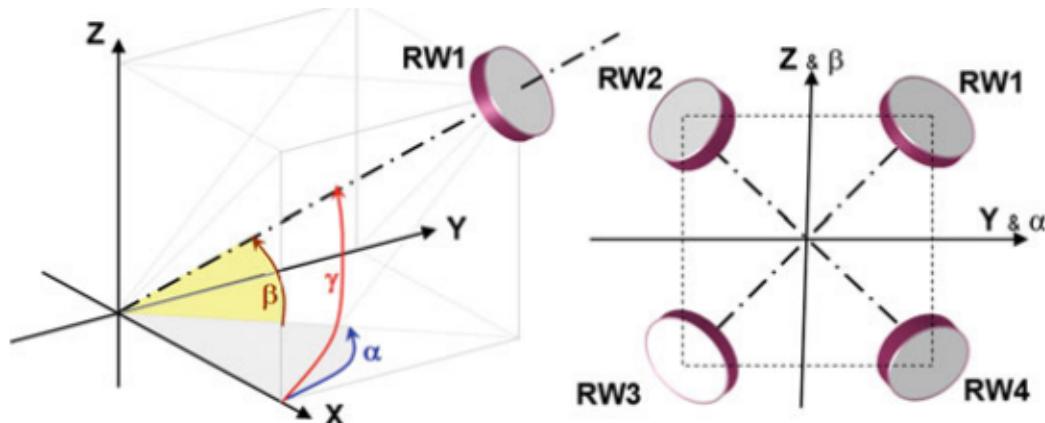


FIGURA 13. Configuración piramidal de ruedas de reacción.

El **ADCS** generalmente requiere el uso de un conjunto de cuatro o más ruedas de reacción para aplicar un control continuo de actitud fina en 3D sobre la órbita durante las operaciones nominales, para reaccionar al par de perturbación ambiental e implementar una capacidad de dirección ágil [9].

Por ejemplo, se pueden utilizar cuatro ruedas de reacción en una configuración de cuarta rueda piramidal, tal y como se muestra en la figura 13 y en la tabla 14.

FIGURA 14. Vectores unitarios de alineación de ruedas de reacción con $\alpha = 45$ y $\beta = 35.264$

| | | | X_{BRF} | Y_{BRF} | Z_{BRF} |
|-----|-----------|----------|---|--|------------------------------------|
| RW1 | α | β | $\cos \alpha \cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \alpha \cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ |
| RW2 | $-\alpha$ | β | $\cos \alpha \cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \alpha \cos \beta = -\frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ |
| RW3 | $-\alpha$ | $-\beta$ | $\cos \alpha \cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \alpha \cos \beta = -\frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \beta = -\frac{1}{\sqrt{3}}$ |
| RW4 | α | $-\beta$ | $\cos \alpha \cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \alpha \cos \beta = \frac{1}{\sqrt{3}}$ | $\sin \beta = -\frac{1}{\sqrt{3}}$ |

Las fuerzas perturbadoras actúan sobre la actitud del satélite creando un par $\mathbf{r} \times \mathbf{F}$, donde \mathbf{r} es el vector desde el centro de masa de la nave espacial hasta el punto de aplicación de la fuerza (\mathbf{F}). Por lo tanto, los efectos de las perturbaciones de la fuerza de reacción de la rueda se pueden minimizar ubicando la rueda cerca del centro de masa de la nave espacial. Los efectos de los momentos de perturbación son independientes de la ubicación de la rueda [8].

Estas desviaciones se clasifican como desequilibrio estático o desequilibrio dinámico. El desequilibrio estático es la condición de que el centro de masa de la rueda no esté en el eje de rotación. En este caso, la nave espacial debe proporcionar, a través del conjunto de cojinetes, la fuerza centrípeta necesaria para acelerar continuamente el centro de masa en un movimiento circular alrededor del eje de rotación [8]. Si M^w es la *masa del rotor*, ω^w es la *magnitud de su velocidad angular*, \mathbf{w} es un *vector unitario a lo largo de su eje de rotación* (*vector con los primeros 2 elementos en 0 y el tercero con valor de 1*) y \mathbf{x} es un *vector desde el eje hasta el centro de masa de la rueda*, la masa estática fuerza de desequilibrio es:

$$(1) \quad \mathbf{F}_s = M^w (\omega^w)^2 \mathbf{w} \times (\mathbf{w} \times \mathbf{x}) = -M^w (\omega^w)^2 \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ 0 \end{bmatrix}$$

2. Magnetorque

En segundo lugar, se tienen los *magnetorque* o *actuadores de torsión magnética*. Los actuadores que *generan momentos magnéticos para interactuar con el campo geomagnético* pueden ampliarse fácilmente para su uso en satélites pequeños (como el CubeSat).

Se prefieren las varillas de torsión magnéticas debido a su menor volumen, potencia y masa en comparación con las bobinas de torsión, pero a veces, debido a problemas de diseño, se utilizarán bobinas con núcleo de aire, las barras de torsión utilizan un núcleo ferromagnético de baja remanencia [6].

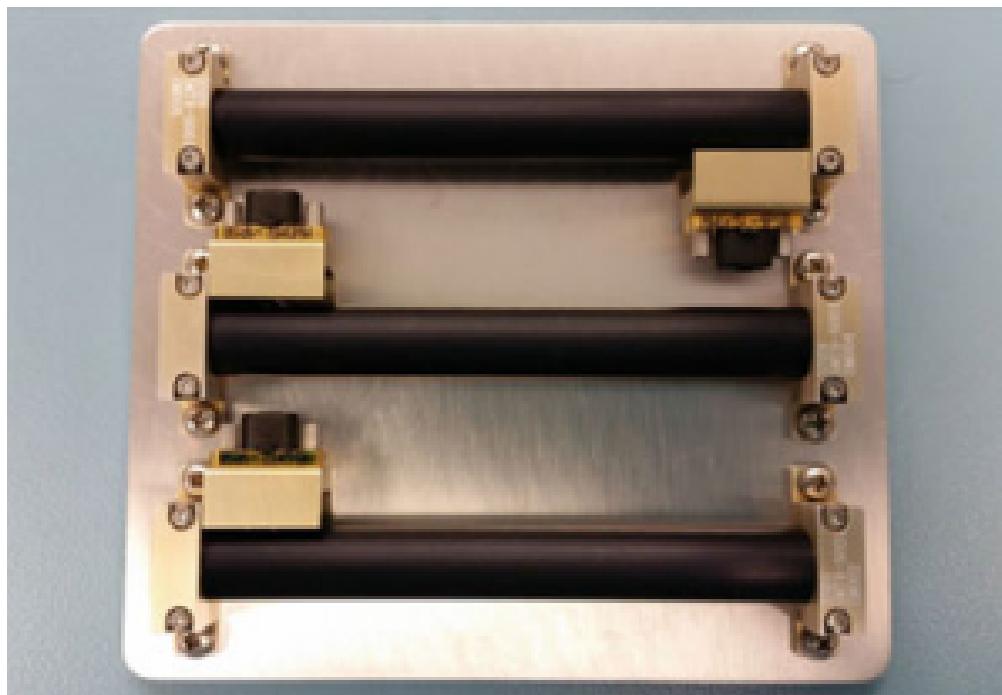


FIGURA 15. Magnetorque (Fuente: NewSpace)

Las varillas de torsión (figura 15) darán una amplificación del momento magnético de 80 a 120 veces en comparación con una bobina con núcleo de aire; por lo tanto, utilizan menos corriente y potencia y un área cerrada más pequeña para un momento magnético similar. La ubicación física de las barras de torsión es crítica ya que pueden influirse entre sí y la dirección del momento magnético generado puede girar, especialmente si están separadas por distancias menores que la longitud de una barra [6].

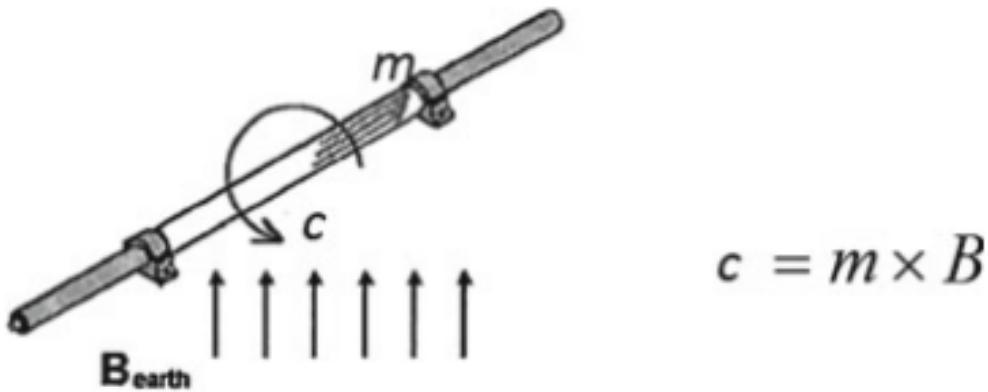


FIGURA 16. Principio de funcionamiento del magnetotorque, donde B_{earth} es el vector de campo magnético de la tierra, \mathbf{m} el momento dipolar del par de barras y \mathbf{c} la torsión de control.

Mediante la modulación de ancho de pulso de las corrientes del magnetotorque X_B , Y_B y Z_B (componentes tridimensionales del vector de campo magnético resultante), se puede producir un vector de momento magnético en cualquier dirección y tamaño deseados [6].

El par del magnetotorque se produce por el momento dipolar magnético de las barras de par que interactúan con el campo magnético de la Tierra, por lo que es imposible producir un vector de par colineal con el campo magnético de la Tierra. Además, para generar correctamente el par, se necesita el conocimiento del vector B del campo magnético de la Tierra, que debe ser proporcionado por el *sensor del magnetómetro* o por el conocimiento de la actitud y posición actual combinadas con la disponibilidad de un sensor magnético de la Tierra [9].

TABLA 8. Requerimientos del magnetotorque.

| Parámetro | Actuaciones |
|---|------------------------|
| Rango de dipolo (lineal) | $\pm 300 \text{ Am}^2$ |
| Consumo de energía (lineal) | < 7.5 W |
| Rango de tensión de alimentación (lineal) | $\pm 12 \text{ V}$ |
| Estabilidad del factor de escala | $\pm 10\%$ |
| Voltaje (no lineal) | $\pm 16 \text{ V}$ |
| Rango de (dipolo no lineal) | $\pm 375 \text{ Am}^2$ |
| Dipolo residual | $\pm 1.8 \text{ Am}^2$ |
| Tiempo de respuesta del paso dipolar | < 200 ms |
| Nº de bobinas | 2 o más |

Para terminar con esta sección, solo se tomará en cuenta, y también para los siguientes apartados del documento, el tipo de **ADCS** que ocupó el 11 % de los 350 nano-satélites comprendidos entre 2003 y 2016 (sección 7.3.2): el **control magnético activo**. Lo anterior porque este protocolo tiene como propósito proponer una forma de validación del sistema **ADCS** del tipo *magnético activo* para satélites CubeSat.

7.4. Verificación del sistema ADCS de tipo magnético activo.

Existen 2 formas de validar un sistema **ADCS**: Las pruebas de *hardware en lazo* (**HIL** por sus siglas en inglés) y las pruebas de *software en lazo* (**SIL** por sus siglas en inglés). En esta sección se describirá los que son estas pruebas y como cada una de ellas permite verificar 2 aspectos importantes de los satélites CubeSat: el hardware (los componentes físicos del sistema) y el software (la programación de la ley de control, interfaz, etc).

7.4.1. Pruebas HIL.

HIL significa “*Hardware-In-the-Loop*” (Hardware en lazo). Las pruebas **HIL** implican la simulación de modelos de software en tiempo real, pero con el hardware del sistema real presente en el bucle de control. Esto permite probar cómo el software y el hardware interactuarán en el mundo real.

Por ejemplo, en la tesis “*Attitude Determination and Control System for EyasSAT for Hardware In the Loop Application*” escrita por “*Christoffel Johannes Groenewald*” para la facultad de ingeniería de la **Universidad de Stellenbosch**; se pueden observar los pasos que se dieron antes de realizar una prueba **HIL**, destacando principalmente:

1. Contexto teórico
2. El diseño de sensores de actitud
3. El diseño de los actuadores
4. Integración del Hardware
5. Determinación de actitud
6. Control de actitud
7. Desarrollo del software
8. Pruebas **SIL**

Una vez pasados los anteriores pasos, se procedió a simular el comportamiento del satélite mediante la interacción del hardware y el software. En palabras de Christoffel: “*La primera prueba HIL se realizó para confirmar que los algoritmos de determinación de actitud implementados en la MCU funcionaban igual que los algoritmos implementados en la simulación de MATLAB Simulink. Los datos del sensor generados por el bloque de modelo de sensor en MATLAB se enviaron a la MCU en la PCB ADCS-V2*

*a través del enlace inalámbrico. Los datos del sensor se utilizaron como entrada para los algoritmos de determinación de actitud. Posteriormente, la salida de los algoritmos se envió de regreso a través del enlace inalámbrico y se pudo comparar con la salida de los algoritmos implementados en MATLAB. Los resultados de los dos algoritmos fueron casi idénticos. Esto confirmó que los algoritmos simulados e implementados en la **MCU** eran los mismos y tenían el mismo rendimiento” [10].*

Del ejemplo se logra observar que las pruebas **HIL** son principalmente para corroborar la correcta comunicación entre la **MCU** (computadora de procesamiento) y el **ADCS** por medio de la ley de control hacia los actuadores, realimentando los datos de la actitud por medio de los sensores.

7.4.2. Pruebas **SIL**.

SIL significa “*Software-In-the-Loop*” (Software en lazo). Las pruebas **SIL** se realizan para probar el software de control en un entorno de simulación, sin el hardware real presente. Esto permite probar el software en una variedad de condiciones simuladas. Cabe destacar que en toda prueba **HIL** siempre se el precede un prueba **SIL**.

Por ejemplo, en el artículo “*Microsatellite Attitude Determination and Control Subsystem Design and Implementation: Software-in-the-Loop Approach*”, de “*Ho-Nien Shou*”, se hace una demostración de lo que las pruebas **SIL** pueden ayudar. En sus propias palabras: “*La prueba SIL del microsatélite ADCS se realiza para verificar el funcionamiento de cada módulo. Para ello se utiliza Labview para facilitar la simulación. El sistema SIL se divide en dos partes: una es para la computadora host y la otra es la computadora de a bordo (en tiempo real)*” [11].

Además de los pasos previamente vistos en la sección 7.4.1, también se debe considerar que para llevar a cabo la prueba **SIL** se debe contar con una herramienta de instrumentación virtual que permita la simulación de todo el software, aún con la ausencia del hardware.

8. PROPUESTA SOLUCIÓN

8.1. Definición de la metodología mecatrónica.

Para el referente protocolo, se utilizará la metodología **VDI-2206** como procedimiento de diseño para la propuesta solución. A continuación, se proporciona una descripción general de las fases a seguir durante todo el desarrollo del proyecto en lo que corresponde al periodo comprendido por TT1 y TT2:

TT1 1. *Requisitos y especificaciones:* Define los requisitos y especificaciones del sistema de comprobación de magnetómetros. Esto incluirá aspectos como la precisión requerida, el rango de medición, la frecuencia de muestreo, la interfaz de usuario, la robustez frente a condiciones espaciales, entre otros.

2. *Diseño conceptual:* Basado en los requisitos definidos, elabora un diseño conceptual del sistema de comprobación. Esto incluye la identificación de los componentes principales del sistema, como sensores, electrónica de adquisición de datos, software de control y análisis, así como la disposición física de estos componentes.

3. *Diseño detallado:* Desarrolla un diseño detallado del sistema, especificando cada uno de los componentes y su interconexión. Esto incluye la selección de los magnetómetros adecuados, la electrónica de adquisición de datos, la fuente de alimentación, los algoritmos de procesamiento de señales, etc.

TT2 1. *Implementación:* Lleva a cabo la implementación del sistema según el diseño detallado. Esto implica la construcción del hardware, la programación del software, la integración de los componentes y la realización de pruebas preliminares.

2. *Pruebas y validación:* Realiza pruebas exhaustivas del sistema para verificar que cumple con los requisitos especificados. Esto puede incluir pruebas de calibración, pruebas de rendimiento en condiciones simuladas de espacio, pruebas de durabilidad, entre otras.

3. *Integración en el CubeSat:* Una vez validado, integra el sistema de comprobación de magnetómetros en el CubeSat. Asegúrate de que se cumplan los requisitos de espacio, peso y consumo de energía del CubeSat.

4. *Verificación final:* Realiza pruebas finales después de la integración para garantizar que el sistema funcione correctamente dentro del CubeSat y que no interfiera con otras funciones del satélite.

5. *Documentación y mantenimiento:* Documenta todo el proceso de diseño, implementación y pruebas del sistema. Esto incluye manuales de usuario, manuales de mantenimiento y cualquier

otra documentación relevante. Además, establece un plan de mantenimiento para garantizar el correcto funcionamiento continuo del sistema durante la misión del CubeSat.

Lo anterior es la adaptación de la metodología **VDI-2206** para el diseño e implementación de la propuesta solución elegida, que en este caso es la jaula de Helmholtz para satélites de tipo CubeSat.

8.2. Descripción de propuesta de solución.

A continuación se muestran los requerimientos principales mínimos a cumplir para el desarrollo de la solución del problema:

TABLA 9. Requerimientos principales del sistema propuesto

| Item | Requerimiento | Variable | Valor |
|------|--|----------|----------------------|
| 1 | Dimensión en eje x | A_1 | $1.5m \pm 2mm$ |
| 2 | Dimensión en eje y | A_2 | $1.5m \pm 2mm$ |
| 3 | Dimensión en eje z | A_3 | $1.5m \pm 2mm$ |
| 4 | Altura de banco de colocación de prueba | A_4 | $0.75m \pm 2mm$ |
| 5 | Campo magnético generado | G | 0.5 ± 0.01 Gauss |
| 6 | Corriente en el bobinado | I_m | 0.1 - 0.5A |
| 7 | Temperatura de operación | T_{op} | 10 - 35°C |
| 8 | Rango de medición en sensor de corriente | S_1 | 0.005A - 2A |

Dado los anteriores requerimientos, se procede a decir cuál es la propuesta solución: *Realizar una jaula de Helmholtz que permita recrear un campo magnético, similar al terrestre, en un ambiente controlado para realizar pruebas del tipo HIL en el sistema ADCS de un satélite de estándar CubeSat.*

El modelo de estructura de funciones FBS que se tiene pensado es el que se puede apreciar en la figura 17. A su vez, se ilustra en la figura 18 de manera general la estructura tentativa que podría tener esta jaula de Helmholtz, tomando en cuenta las dimensiones para los ejes X,Y y Z (tabla 9).

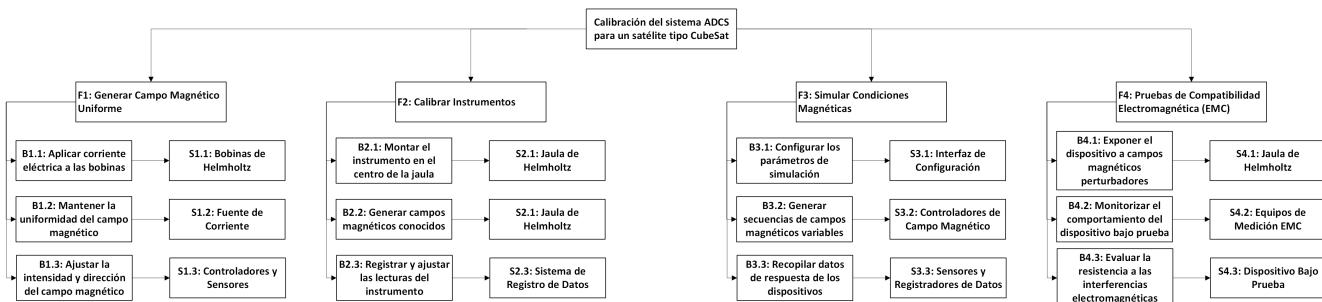


FIGURA 17. Modelo de estructura de funciones FBS de la propuesta solución (Jaula de Helmholtz).

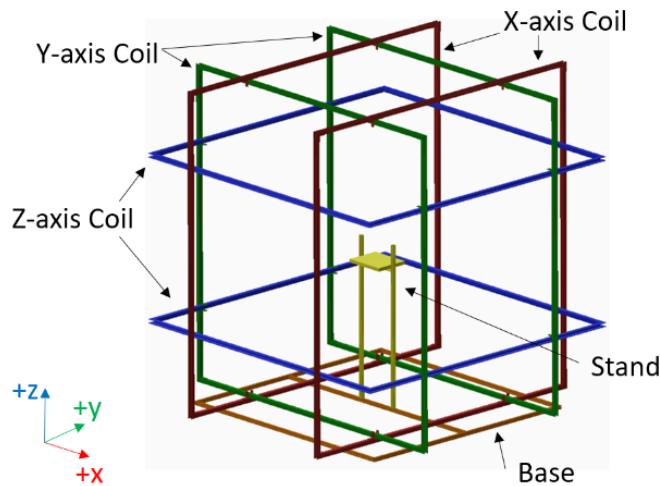


FIGURA 18. Diseño preliminar para la estructura de la Jaula de Helmholtz tomando en cuenta las dimensiones para los ejes X , Y y Z , para la generación del campo magnético uniforme.

8.3. Resultados esperados.

Los objetivos específicos para **trabajo terminal 2** ayudan como parámetro cualificable para saber que es lo que se espera lograr con la propuesta solución, sin embargo, en el último objetivo específico de **TT2** (sección 5.2), que se centra en la validación del desempeño y precisión de los magnetómetros, es necesario establecer errores de precisión o índices de eficiencia de consumo energético (KPIs). Por el momento, algunos índices de parámetros que se pueden utilizar para garantizar la calidad de la propuesta solución son:

1. Generación de campo magnético uniforme y controlado

- *Descripción:* La jaula de Helmholtz debe ser capaz de generar un campo magnético uniforme y controlado dentro del volumen central de prueba.
- *Indicadores de calidad:* Uniformidad del campo magnético con variaciones mínimas (generalmente menos del 1 % de la intensidad del campo) en la región de prueba.

2. Calibración precisa de los magnetómetros

- *Descripción:* Permitir la calibración precisa de los magnetómetros a bordo de los CubeSats, asegurando que las mediciones del campo magnético terrestre sean exactas.
- *Indicadores de calidad:* Reducción del error de calibración de los magnetómetros a un nivel aceptable (por ejemplo, menos del 0.5 % de error).

9. ADMINISTRACIÓN DEL PROYECTO

9.1. Presupuesto estimado e infraestructura.

Todo lo que corresponde al presupuesto, será patrocinado por el **Centro de Desarrollo Aeroespacial del IPN**.



FIGURA 19. Centro de Desarrollo Aeroespacial del IPN.

| Elementos | Número de unidades o cantidad | Precio estimado |
|---|-------------------------------|-----------------|
| Alambre de cobre esmaltado (1mm diámetro) | 1 bobina (60m) | \$ 500.00 |
| Perfil de aluminio 40x20 mm (175 cm de largo) | 24 | \$ 5,000.00 |
| Driver de motor CD (L293D) | 1 | \$ 90.00 |
| Placa compatible Arduino UNO | 1 | \$ 50.00 |
| IMU LM9DS1 | 1 | \$ 300.00 |
| Transistor 2N3055 | 3 | \$ 20.00 |
| Transistor BJT D45VH10G | 3 | \$ 20.00 |
| Fuente de alimentación o- 30V / 5A | 1 | \$ 400.00 |
| Total | | \$ 6,380.00 |

FIGURA 20. Precio estimado de materiales para la construcción de la propuesta solución.

9.2. Planeación de actividades.

Dado que el proyecto será realizado solo por un alumno (Jonathan Lozada García), la responsabilidad de todas las actividades a realizar durante las 36 semanas comprendidas entre el periodo de **TT1** y **TT2** recaerán en ese alumno.

Cronograma de actividades para TT1 y TT2

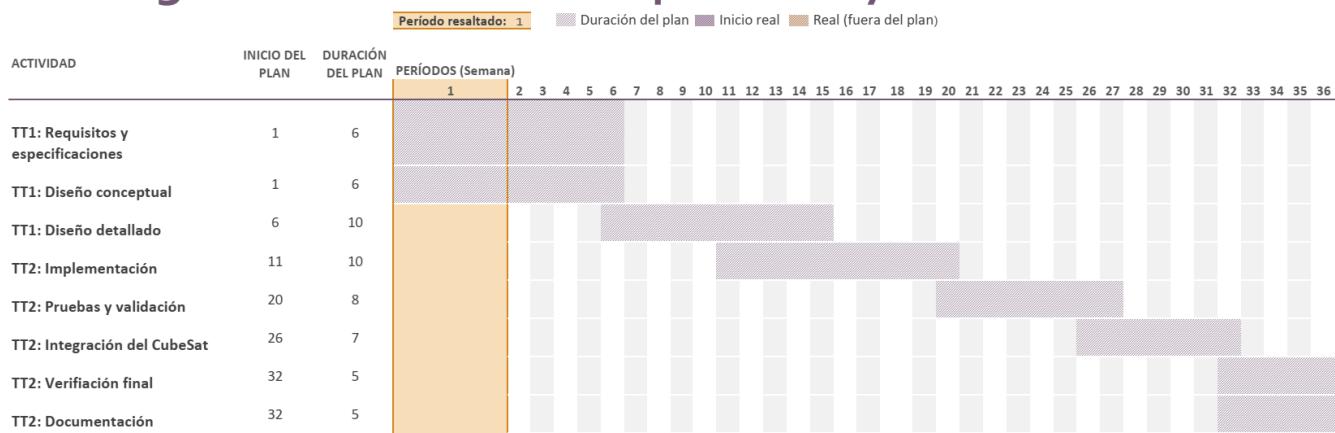


FIGURA 21. Organigrama para la planeación de actividades.

9.3. Analizar el comportamiento del campo magnético en la órbita baja terrestre.

9.4. Evaluar sistemas de generación de campo magnético presentes en la literatura.

9.5. Plantear los requerimiento funcionales del sistema.

9.6. Diseñar una estructura que permita realizar el bobinado requerido para la generación del campo magnético en una orbita baja.

9.7. Seleccionar los materiales para la construcción del bobinado de la Jaula de Helmholtz, considerando factores como resistencia eléctrica, disipación de calor y compatibilidad electromagnética.

9.8. Seleccionar el suministro de energía adecuado para las bobinas de la Jaula de Helmholtz.

9.9. Modelar el sistema de generación de campo magnético.

9.10. Diseñar el sistema de control para la generación de campo magnético.

9.11. Diseñar un sistema de adquisición de datos para registrar y procesar el campo magnético generado.

REFERENCIAS

- [1] BBC News Mundo, “Cubesat: el entrañable peluche que revolucionó la industria de los satélites y la forma en que podemos ver el mundo.” [En línea]. Disponible en: <https://www.bbc.com/mundo/noticias-49031317>
- [2] “Moons - NASA science,” <https://science.nasa.gov/solar-system/moons/>, May 2023, accessed: 2024-5-3.
- [3] W. Ley, K. Wittmann, y W. Hallmann, Eds., *Handbook of space technology*. Hoboken, NJ, Estados Unidos de América: Wiley-Blackwell, 2009.
- [4] BBC News Mundo, “La costosa carrera por poner satélites en el espacio y quién la domina.” [En línea]. Disponible en: <https://www.bbc.com/mundo/noticias-56435257>
- [5] “SINEC,” <https://www.sinec.gob.mx/SINEC/Vista/Normalizacion/DetalleNMX.xhtml?pidn=MURLMVV1RnlmbDkrDhiSUP4UmMzZz09>, accessed: 2024-5-9.
- [6] J. N. Pelton y S. Madry, Eds., *Handbook of small satellites: Technology, design, manufacture, applications, economics and regulation*, 1st ed. Cham, Suiza: Springer Nature, 2020.
- [7] Y. Xie, Y. Lei, J. Guo, y B. Meng, *Spacecraft dynamics and control*, 1st ed. Singapur, Singapur: Springer, 2022.
- [8] F. Landis Markley y J. L. Crassidis, *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*. Nueva York, NY, Estados Unidos de América: Springer, 2016.
- [9] L. Mazzini, *Flexible spacecraft dynamics, control and guidance: Technologies by Giovanni campolo*. Cham, Suiza: Springer International Publishing, 2016.
- [10] C. J. Groenewald, “Attitude determination and control system for EyasSAT for Hardware In the Loop application,” 4 2014. [En línea]. Disponible en: <https://scholar.sun.ac.za:443/handle/10019.1/86653>
- [11] H.-N. Shou, “Microsatellite Attitude Determination and Control Subsystem Design and Implementation: Software-in-the-Loop Approach,” *Mathematical problems in engineering*, vol. 2014, pp. 1–12, 1 2014. [En línea]. Disponible en: <https://doi.org/10.1155/2014/904708>