



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN INGENIERÍA
INGENIERÍA ELÉCTRICA – SISTEMAS ELECTRÓNICOS

**REAJUSTE DEL CENTRO DE MASA DE UN NANOSATÉLITE PARA REDUCIR
LOS PARES PERTURBADORES EN ÓRBITA**

TESIS
QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:
DOCTOR EN INGENIERÍA

PRESENTA:
M. I. HUMBERTO HERNÁNDEZ ARIAS

TUTOR PRINCIPAL
DR. PRADO MOLINA JORGE
INSTITUTO DE GEOGRAFÍA

COMITÉ TUTOR

DRA. VERDE RODARTE MARÍA CRISTINA
INSTITUTO DE INGENIERÍA
DR. MEDINA TANCO GUSTAVO ADOLFO
INSTITUTO DE CIENCIAS NUCLEARES

Ciudad Universitaria, CD. MX.

enero 2020



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

JURADO ASIGNADO:

Presidente: Dr. Peña Cabrera Juan Mario
Secretario: Dr. Maya Ortiz Paul Rolando
Vocal: Dr. Prado Molina Jorge
1^{er.} Suplente: Dra. Verde Rodarte María Cristina
2^{d o.} Suplente: Dr. Medina Tanco Gustavo Adolfo

Lugar o lugares donde se realizó la tesis: **INSTITUTO DE GEOGRAFÍA, UNAM.**

TUTOR DE TESIS:

DR. JORGE PRADO MOLINA

DEDICATORIA

Para mi amada hija **Sabina Xalani**.

A mis padres Alma Rosa y Germán.
A mis hermanos Eduardo, Luis, Silvia y Tania, y a todos mis sobrinos.

A mis queridos amigos: Anabel Martínez, Daniel Venegas, Gerardo Maldonado, Ingrid Altamirano, Polette Rivero, Samuel Cruz, Xareni García, y Yael Barrera, quienes me han impulsado a seguir adelante.

RECONOCIMIENTOS

A la **Universidad Nacional Autónoma de México**, por darme una vez más, la oportunidad de seguir con mi formación profesional.

Al Programa de Maestría y Doctorado en Ingeniería.
A la Facultad de Ingeniería y a todos mis profesores.

Al **CONACYT** por la beca para la realización de mis estudios de doctorado.

Al fondo sectorial **Agencia Espacial Mexicana–CONACYT**, por el apoyo otorgado por medio de la aprobación del proyecto: **Prototipo Funcional de un Sistema de Estabilización Satelital Triaxial (AEM-2014-01-247812)**.

Al **Programa Espacial Universitario**, coordinado por el Dr. José Francisco Valdés Galicia, por el apoyo otorgado.

Al **Instituto de Geografía**, y al director Dr. Manuel Suarez, por permitirme hacer uso de las instalaciones del **Laboratorio de Percepción Remota Alternativa y Tecnología Avanzada**, así mismo al equipo de difusión Jessica, Leonardo y Marco.

A mi comité tutor: Prof. Cristina Verde, Dr. Gustavo Medina y Dr. Jorge Prado, por su orientación, consejos y punto de vista a lo largo de la investigación.
A los miembros del jurado, Dr. Paul Maya, y Dr. Mario Peña, por haber revisado este trabajo y hecho valiosas observaciones para mejorarlo.

Al **Dr. Jorge Prado Molina** por todos sus consejos, guía y enseñanzas, y quien me ha apoyado de forma entusiasta, a lo largo de estos años.

Al Dr. Domingo Vera Mendoza, por sus consejos, enseñanzas y apoyo.

A mis compañeros y amigos del Instituto de Geografía: Jorge Prado Morales, Juan Alejandro, Rafael Arias y Sergio Garí; por todas las experiencias compartidas, y un gran equipo que ha contribuido de forma significativa en los proyectos realizados.

ÍNDICE

ÍNDICE DE FIGURAS:	10
ÍNDICE DE TABLAS	13
RESUMEN	15
ABSTRACT	17
1.- INTRODUCCIÓN	19
1.1. Subsistemas de un satélite	20
1.2. Sistema para Determinación y Control de Orientación	20
1.2.1. Detección de la orientación del satélite en órbita.....	23
1.2.2. Sensores de orientación	23
1.2.3. Algoritmos para la determinación de la orientación.....	24
1.2.4. Métodos de Control y estabilización de la orientación de nanosatélites en órbita	25
1.2.5. Actuadores para el control de orientación	26
1.2.6. Computadora.....	27
1.3. Especificaciones de diseño del estándar Cubesat	27
1.3.1 Requerimientos generales.	28
1.3.2 Requerimientos mecánicos.....	28
1.3.3. Requerimientos eléctricos.	28
1.3.4. Requerimientos de operación.	28
1.3.5. Potencia.....	29
1.4. Justificación	29
1.5. Hipótesis	30
1.6. Objetivos	30
1.7. Metodología	30
1.8. Metas	31
1.9. Revisión bibliográfica del estado del arte	31
1.9.1. Sistemas de elementos móviles	31
1.9.2. Estimación del centro de masa	32
1.9.3. Resultados de la revisión bibliográfica.....	33
Resumen del Capítulo.....	35
2. PARAMETRIZACIÓN DE LA ORIENTACIÓN Y PARES PERTURBADORES EN EL AMBIENTE ESPACIAL	37
2.1. Elementos Keplerianos	37
2.2. Matriz de rotación	38
2.3. Representación de la orientación	39
2.3.1. Representación de la orientación con ángulos de Euler	40
2.3.2. Parámetros Simétricos de Euler: Cuaternión.....	42
2.4. Sistemas de referencia para la orientación del satélite en órbita	43
2.4.1. Sistema de referencia inercial con centro en la Tierra (<i>SRIT</i>).....	43
2.4.2. Sistema de referencia fijo con centro en la Tierra (<i>SRFT</i>)	44
2.4.3. Sistema de referencia orbital con centro en la Tierra (<i>SROT</i>)	44
2.4.4. Sistema de referencia orbital con centro en el satélite (<i>SRO</i>).....	44

2.4.5. Sistema de referencia fijo al satélite (<i>SRFS</i>)	45
2.5. Modelos del medio ambiente espacial	45
2.5.1 Par por arrastre atmosférico	46
A. Fuerza aerodinámica	46
B. Par aerodinámico	47
2.5.2 Par por radiación solar	48
2.5.3 Pares gravitacionales	50
2.6. Matriz de Momentos de inercia.	50
Resumen del capítulo	53
3. SISTEMA DE MASAS MÓVILES PARA EL REAJUSTE DEL CENTRO DE MASA EN ÓRBITA.	55
3.1 El centro de masa y los pares perturbadores	55
3.1.1. Evaluación de los pares perturbadores en órbita	55
A. Par producido por el gradiente gravitacional	56
B. Par producido por la radiación solar	56
C. Par producto del arrastre atmosférico	57
D. Par restaurador requerido	57
3.1.2. El Centro de masa y su relación con el consumo de potencia de los actuadores	58
3.2. Sistema de masas móviles para el reajuste del centro de masa	58
3.2.1. Modelo matemático del satélite con masas móviles internas	59
3.2.2. Estimación del centro de masa en órbita mediante el método RLS	62
3.2.3. Ajuste del centro de masa	63
Resumen del capítulo	65
4. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN SATELITAL Y ESQUEMA DE CONTROL	67
4.1. Esquema de componentes mecánicos del sistema desarrollado	67
4.1.1. Arreglo esfera-copa: cojinete neumático esférico	67
A. Copa	68
B. Esfera	69
4.1.2. Estructura del nano satélite estándar 3U	70
4.2. Subsistema para la Determinación y Control de Orientación	71
A. Computadora de a bordo	71
B. Sensores	73
C. Actuadores	74
Diseño de las ruedas para el simulador	75
Bobinas	76
4.3. Diseño mecánico del sistema de masas móviles	76
4.4. Integración del Sistema de Determinación y Control de Orientación.	77
4.4.1. Interfaz de monitoreo inalámbrico: Estación Terrena	79
Resumen del capítulo	80
5. SIMULACIONES NUMÉRICAS Y PRUEBAS	81
5.1. Simulación numérica del Sistema de Determinación y Control de Orientación	81
5.2. Estimación del centro de masa	83
5.3. Ajuste del centro de masa	85
5.3.1. Efecto del reajuste del centro de masa en la orientación	85
A. Satélite con CM desajustado	85
B. Satélite con CM ajustado	87
5.3.2. Pruebas con el programa EOSim QB50 Hardware-in-the-Loop Satellite Simulator	89
Resumen del capítulo	94

6. RESULTADOS Y CONCLUSIONES	95
6.1. Resultados.....	95
Productos.....	96
Artículos publicados en congresos:.....	97
Artículos en revista.....	98
Solicitudes de Patente presentadas	98
6.2. Conclusiones.....	98
APÉNDICE A.....	99
REFERENCIAS	107

ÍNDICE DE FIGURAS:

Fig. 1.1. Subsistemas de una plataforma satelital [4].	20
Fig. 1.2. Diagrama de bloques del Sistema para Determinación y Control de Orientación.	22
Fig. 2.1. Geometría de la órbita de un satélite alrededor de la Tierra.	37
Fig. 2.2. Elementos Orbitales Clásicos.	38
Fig. 2.3. Rotación de un sistema de referencia [107].	39
Fig. 2.4. Representación de la orientación por ángulos de Euler, ψ_3, θ_2, ϕ_1 [107].	41
Fig. 2.5. Ángulos de Euler.	42
Fig. 2.6. Marco referencia SRFT en contraste con el SRIT.	44
Fig. 2.7. Sistema de referencia orbital con centro en el satélite (<i>SRO</i>).	45
Fig. 2.8. Sistemas de referencia fijo al cuerpo del satélite (<i>SRFS</i>).	45
Fig. 2.9. Pares perturbadores aerodinámico y por radiación solar: geometría y sistemas de referencia.	48
Fig. 2.10. Cuerpo rígido para analizar los momentos de inercia [118].	51
Fig. 2.11. Momentos de inercia de tres sólidos homogéneos de masa m . (a) Cilindro circular sólido, (b) Tubo cilíndrico circular, (c) Paralelepípedo rectangular [118].	53
Fig. 3.1. Pares perturbadores en órbita para diferentes altitudes para un Cubesat 3U.	57
Fig. 3.2. Efecto de los pares perturbadores externos al aumentar la desviación del centro de masa del satélite.	58
Fig. 3.3. Diagrama de flujo del funcionamiento del sistema propuesto.	59
Fig. 3.4. Sistemas de referencia utilizados en el desarrollo del modelo matemático.	60
Fig. 3.5. Ejes de referencia para localizar el centro de masa del satélite Cubesat 3U.	62
Fig. 3.6. Sistemas coordenados para la estimación del CM en órbita.	63
Fig. 3.7. Diagrama del Sistema de masas móviles para ajuste del CM.	64
Fig. 4.1. Concepto del simulador satelital, vista en 3D.	68
Fig. 4.2. Concepto del simulador satelital, vista lateral.	68
Fig. 4.3 Diseño de la copa y brida: dimensiones.	69
Fig. 4.4. Copa maquinada en bronce y brida en aluminio.	69

Fig. 4.5. Diseño CAD para la manufactura aditiva de la esfera.....	70
Fig. 4.6. Piezas de la esfera fabricadas mediante manufactura aditiva para lograr la precisión adecuada, después de pulirlas.....	70
Fig. 4.7. Estructura Cubesat 3U construida.	71
Fig. 4.8. Esquema del subsistema de orientación y estabilización en tres ejes.....	72
Fig. 4.9. Computadora Raspberry PI 2 Model B.....	73
Fig. 4.10. Brújula electrónica EZ Compass-4.	73
Fig. 4.11. Tarjeta de sensores para la IMU MPU9150.	74
Fig. 4.12. Diseño de la rueda en configuración Disco-anillo.	74
Fig. 4.13. Imagen de la rueda inercial maquinada en bronce.	75
Fig. 4.14. Arreglo de las bobinas de par magnético.	76
Fig. 4.15. Sistema de Masas Móviles Internas en la estructura 3U.	77
Fig. 4.16. Motor a pasos y masa añadida.	77
Fig. 4.17. Sistema de masas móviles internas en el satélite Cubesat 3U.	78
Fig. 4.18. Prototipo del sistema de determinación y control de orientación, integrado en una estructura Cubesat 3U.	78
Fig. 4.19. Detalle del sistema de masas móviles internas, integrado sobre una estructura 3U.....	79
Fig. 4.20. Panel frontal de la interfaz de monitoreo: Estación Terrena.....	80
Fig. 4.21. Archivo con formato de Excel® conteniendo los datos recabados de la telemetría en cada prueba.....	80
Fig. 5.1. Diagrama de flujo para el algoritmo de control de orientación con ruedas inerciales como actuadores.....	81
Fig. 5.2. Bloques de simulación programados en Simulink.	82
Fig. 5.3. Simulación del SDCO para una maniobra de reorientación.....	83
Fig. 5.4. Valores estimados del centro de masa con el método RLS.....	84
Fig. 5.5. Error relativo en la estimación del CM.	84
Fig. 5.6. Gráfica de la orientación del satélite para: CM = 4.53.5-4.0 cm.....	86
Fig. 5.7. Magnitud de los pares perturbadores para un CM = 4.53.5-4.0 cm.....	86
Fig. 5.8. Consumo de potencia de las ruedas inerciales con CM = 3.53.53.5 cm.	87
Fig. 5.9. Gráfica de la orientación del satélite para: CM = 3.03.03.0 cm.	88
Fig. 5.10. Gráfica de los pares perturbadores: CM = 3.03.03.0 cm.....	88
Fig. 5.11. Consumo de potencia de las ruedas inerciales: CM = 3.03.03.0 cm.	89
Fig. 5.12. Pantalla principal del simulador EOSim.	90

Fig. 5.13. Gráfica de la orientación del satélite para: CM = 3.53.5-3.5 cm.	90
Fig. 5.14. Gráfica de los pares perturbadores para un CM = 3.53.5-3.5 cm.	91
Fig. 5.15. Potencia requerida por la rueda de momentos cuando el Centro de masa está en: CoM = 3.53.5-3.5 cm.	91
Fig. 5.16. Gráfica de la orientación del satélite para: CM = 3.03.03.0 cm.	92
Fig. 5.17. Gráfica de los pares perturbadores para un CM = 3.03.03.0 cm.	93
Fig. 5.18. Consumo de potencia de los actuadores para el CoM = 3.03.03.0cm.	93
Fig. A.1. Bloques de simulación programados en Simulink.	99
Fig. A.2 Detalle del bloque Valores de referencia.	99
Fig. A.3. Bloque Controlador.	100
Fig. A.4. Detalle del bloque Dinámica del satélite.	101
Fig. A.5. Bloque para el cálculo del par por arrastre aerodinámico.	102
Fig. A.6. Bloque para el cálculo del par por presión solar.	102

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.1. Tipos de misiones y órbitas utilizadas.	19
Tabla 1.2. Clasificación de los satélites por su masa.	19
Tabla 1.3. Subsistemas de un satélite y sus funciones [4].	21
Tabla 1.4. Fuentes de referencia para la determinación de la orientación [8][9].	24
Tabla 1.5. Métodos para la Determinación estática de la orientación.	25
Tabla 1.6. Características de los actuadores más comunes usados para el control de orientación.....	27
Tabla 1.7. Técnicas de medición física de las propiedades de masa de objetos [92].	32
Tabla 2.1. Parámetros orbitales.....	38
Tabla 2.2. Distintas formas de representar la orientación.	40
Tabla 3.1. Características de la misión para el cálculo de los pares perturbadores.	56
Tabla 4.1. Requerimientos de la computadora de abordó.	72
Tabla 4.2. Dimensiones de diseño de las ruedas inerciales.	75
Tabla 4.3. Características de diseño de las bobinas de par magnético.	76
Tabla 5.1. Parámetros utilizados en las simulaciones.....	82
Tabla 5.2. Parámetros utilizados en las simulaciones del algoritmo RLS en Simulink. ..	83
Tabla 5.3. Parámetros para las simulaciones numéricas del sistema de masas móviles internas.....	85

RESUMEN

En este trabajo se presenta el estudio y desarrollo de un sistema que tiene como objetivo llevar a cabo el reajuste del centro de masa (CM) de un nanosatélite tipo Cubesat. Dicho sistema está compuesto de tres masas móviles internas (MMI) y trabaja de manera complementaria con el subsistema de orientación y estabilización de dicho aparato. El sistema aquí presentado, utiliza un conjunto de masas que se desplazan a lo largo de los tres ejes ortogonales, con el propósito de reajustar el CM y reducir el efecto de los pares perturbadores en órbita. Esta implementación disminuye la cantidad de energía necesaria para mantener la estabilidad, siendo una aportación novedosa en esta clase de satélites.

El subsistema para la determinación y control de orientación se compone de sensores, actuadores, algoritmos y una computadora de a bordo. Como complemento, también cuenta con una rutina para la estimación del CM del satélite en órbita y lleva a cabo el reposicionamiento de las masas. En conjunto, ambos sistemas utilizan como sensores: giróscopos y un magnetómetro, mientras que los actuadores están compuestos por bobinas de par magnético, ruedas inerciales y el sistema de masas móviles internas.

Los pares perturbadores en órbita tomados en cuenta fueron: arrastre aerodinámico, viento solar y gradiente gravitacional. Se consideró al nanosatélite como un cuerpo rígido y se seleccionaron todos los componentes de los módulos involucrados, se estableció el esquema del sistema de orientación y estabilización se determinaron las restricciones de energía y precisión.

El subsistema que reajusta el CM en órbita fue validado a través de simulaciones en Matlab® y se realizaron algunas pruebas de concepto en Tierra en un simulador físico, especialmente diseñado y construido para este proyecto. Dicho simulador está basado en un cojinete neumático esférico, el cual emula la falta de fricción presente en el medio ambiente espacial. La estructura completa del nanosatélite se coloca dentro una esfera hueca que flota sobre un colchón de aire, generado entre la propia esfera y una copa; a través de la cual se inyecta aire a presión al conjunto.

ABSTRACT

In this dissertation, the study, design and development of a system to readjust the center of mass (CoM) of a Cubesat satellite is introduced. The proposed system is composed of a set of three internal controllable moving masses (IMMs), which complements the attitude determination and control stabilization subsystem. The IMMs can be displaced along three orthogonal axes, with the objective to change the CoM to a location closest to the geometrical center of the satellite's structure, reducing the effect of on-orbit attitude disturbances. This implementation reduces the power consumption required by the actuators to maintain the nanosatellite stabilized, being this, a novel approach in this kind of satellites.

Sensors, actuators, algorithms, and an onboard computer compose the attitude determination and control subsystem. As a complement, it also has an algorithm to estimate the position of the on-orbit CM, and performs the task of repositioning the masses. Together, both subsystems employ as sensors: gyroscopes and a magnetometer, meanwhile actuators are composed by inertial wheels and magnetorquers, and the IMMs system. External disturbance torques considered were: aerodynamic drag, solar radiation pressure and gravitational gradient. The satellite was modeled as a rigid body. A scheme of the attitude and control system was established and all of its components selected in concordance. Restrictions of pointing accuracy and power availability were determined.

The system that readjusts the CM was validated throughout numeric simulations on Matlab ® Simulink, and some tests were carried-out into a satellite simulator specifically designed and developed for this project. This simulator is based on a spherical air-bearing which emulates an almost frictionless environment. The complete nanosat structure is located inside a hollow sphere floating in an air cushion generated between the same sphere and a cup, through this last component air pressure is injected to the assembly

1.- INTRODUCCIÓN

Por definición, un satélite es un cuerpo natural que orbita alrededor de otro en el espacio exterior; por ejemplo, la luna es un satélite de la Tierra y ésta a su vez, es un satélite del Sol. Existen aparatos conocidos como satélites artificiales, que son lanzados hacia el espacio, por medio de cohetes y se mantienen en órbita alrededor de un cuerpo celeste, por la fuerza gravitacional de éste, de manera similar a como lo hacen los satélites naturales [1]. En este trabajo nos referiremos únicamente a los satélites artificiales, que son utilizados para cumplir con alguna misión, entre las que se encuentran: el monitoreo de los recursos naturales, el clima, las comunicaciones y el posicionamiento global, entre otras. Cada tipo de misión requiere de una órbita particular, lo que a su vez tiene repercusión en el diseño del satélite.

En la Tabla 1.1 se muestra una clasificación de los satélites por tipo de misión y la órbita que requieren.

Tabla 1.1. Tipos de misiones y órbitas utilizadas.

Misión	Tipo de órbita
Comunicaciones	Geoestacionaria para bajas latitudes, Molniya y Tundra para altas latitudes, constelaciones de satélites en órbita baja para cobertura hemisférica
Recursos naturales	Órbita baja polar para cobertura global
Clima	Órbita baja polar, o geoestacionaria
Navegación	Órbita media para cobertura global
Astronomía	Órbita baja, órbita altamente elíptica, Geoestacionaria
Militar	Órbita baja polar
Estaciones espaciales	Órbita baja

La combinación de la reducción en los presupuestos para el espacio y el incremento en la capacidad de los nuevos dispositivos electrónicos de bajo consumo han conducido hacia el desarrollo de una nueva clase de satélites con altas capacidades, tamaño reducido y de relativo menor costo para realizar diferentes tipos de misiones.

En la Tabla 1.2, se muestra una clasificación de los satélites de acuerdo a la masa del mismo.

Tabla 1.2. Clasificación de los satélites por su masa.

Tipo de Satélite	Masa [kg]
Grande	> 1000
Mediano	500 – 1000
Mini	100 – 500
Micro	10 – 100
Nano	1 – 10
Pico	< 1

Aunque los nanosatélites son físicamente pequeños, cuentan con sistemas complejos y tienen prácticamente todas las características de un satélite de mayor tamaño, pero a pequeña escala [2][3], lo que ha permitido utilizar este tipo de satélites para probar sistemas y conceptos que son susceptibles de ser escalados a satélites más grandes. Además de las comunicaciones, la percepción remota y algunas aplicaciones en el campo de la ciencia espacial, estos satélites miniatura se han enfocado en la educación y el entrenamiento de nuevos científicos e ingenieros, al proveer un medio directo para aplicar sus conocimientos y generar experiencia en varios aspectos de una misión satelital real; desde el diseño, la construcción, las pruebas, el lanzamiento y operación en órbita. En este trabajo se tomarán en cuenta las características relativas a un nano satélite tipo Cubesat 3U, que se detallará más adelante.

1.1. Subsistemas de un satélite

Un satélite puede ser visto como un sistema compuesto de dos elementos principales, la carga útil y el *Bus*, o Módulo de servicio. La carga útil es la motivación de la misión satelital. Con el fin de llevar a cabo correctamente el propósito de la carga útil, se requiere de ciertos recursos que serán provistos por el bus. Con lo anterior, un satélite se puede dividir en los distintos subsistemas que lo componen, como se esquematiza en la Figura 1.1. En la Tabla 1.3, se enlistan los subsistemas básicos y su función dentro de la operación del satélite.

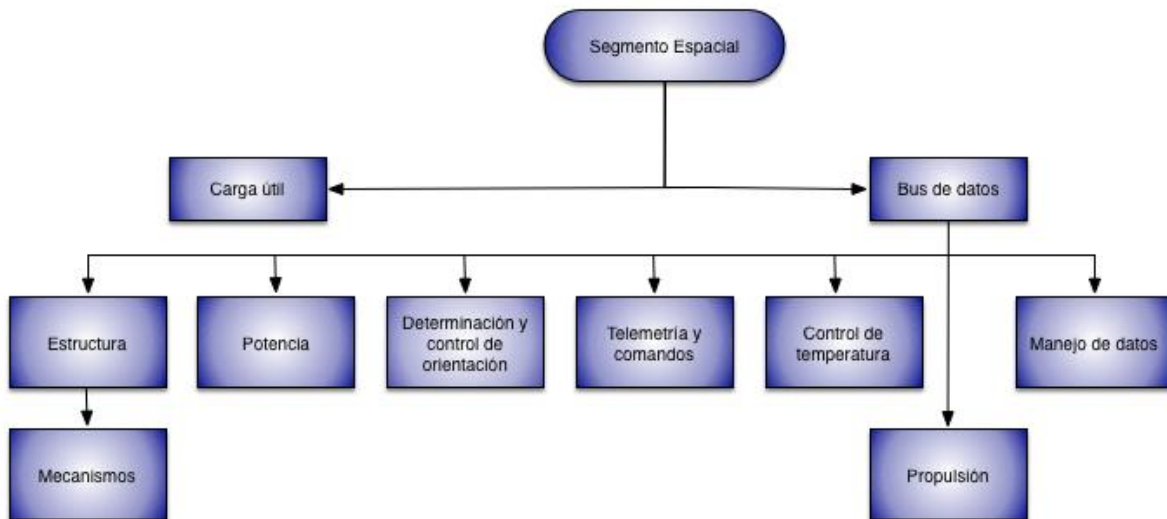


Fig. 1.1. Subsistemas de una plataforma satelital [4].

1.2. Sistema para Determinación y Control de Orientación

El Sistema para Determinación y Control de Orientación (*SDCO*), es uno de los componentes más complejos de un satélite artificial, ya que incluye diferentes sensores, actuadores, algoritmos y una computadora de a bordo (ver Fig. 1.2). Dicho sistema se ve sometido a diferentes fuentes de ruido y debe funcionar correctamente en las condiciones extremas del espacio exterior, además, debe adaptarse a la forma geométrica del vehículo espacial, que a su vez está determinada por el tipo de misión que se lleva a cabo en el espacio.

Tabla 1.3. Subsistemas de un satélite y sus funciones [4].

Subsistema	Función
Análisis de la misión	Seleccionar el vehículo de lanzamiento que enviará la nave, seleccionar la mejor órbita que permita alcanzar los objetivos de la misión, y determinar la forma en que la nave será transferida desde la plataforma de lanzamiento hasta su destino final.
Carga útil	Cumplir con el objetivo de la misión, haciendo uso de los componentes adecuados, (por ejemplo, cámara, telescopio, equipo de comunicaciones, etc.)
Determinación y Control de orientación y órbita	Lograr que el apuntamiento del satélite corresponda a su misión (por ejemplo: que un telescopio apunte a una galaxia distante, que los paneles solares apunten hacia el Sol para conseguir energía eléctrica o para apuntar una antena hacia una estación terrena)
Propulsión	Hacer posible que la nave pueda cambiar de una órbita a otra y mantenerla adecuadamente para cumplir con la misión, haciendo uso de sistemas de cohetes a bordo. También puede servir para mantener la orientación del satélite. Poco usada en nanosatélites.
Potencia	Suministrar energía eléctrica para respaldar la operación de la carga útil y del resto de los subsistemas.
Comunicaciones	Proporcionar un enlace de comunicación con la estación terrena para transferirle los datos de la carga útil y la telemetría, y para recibir los comandos de control hacia la nave espacial.
Control de temperatura	Proporcionar un ambiente térmico adecuado a bordo, y así, asegurar una operación confiable de la carga útil y de los demás subsistemas.
Diseño de la estructura	Servir de soporte estructural al hardware de la carga útil y los subsistemas secundarios en todos los escenarios probables, desde el lanzamiento hasta la operación en órbita.

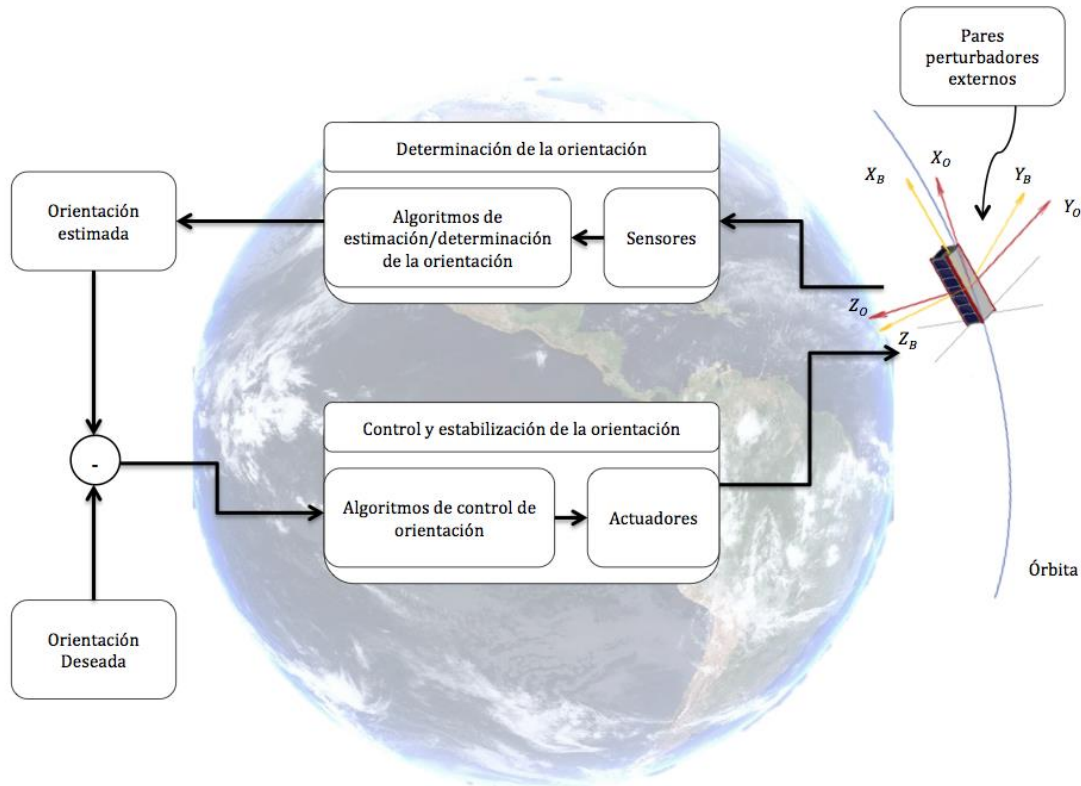


Fig. 1.2. Diagrama de bloques del Sistema para Determinación y Control de Orientación.

El propósito del SDCO es lograr que la estructura completa del satélite, o en algunos casos algún sensor o una antena específica, apunten hacia el objetivo establecido en la misión. Lo anterior se debe a que la mayoría de los satélites en órbita, tienen una carga útil que requiere un apuntamiento determinado, por ejemplo:

- Un satélite de comunicaciones requiere que sus antenas apunten a la estación terrena para recibir comandos y a su vez re-transmitir la información o datos relevantes para lo cual fue creado,
- En los sistemas de observación terrestre, se requiere apuntar las cámaras o sensores de imagen a objetivos de interés en Tierra, y
- Un observatorio espacial puede operar automáticamente o necesita responder a comandos enviados desde Tierra para apuntar una cámara, sensor o un telescopio, a objetos particulares del sistema solar o del espacio exterior.

Al hablar de orientación, nos referimos a la posición del satélite desde el punto de vista de las rotaciones ocurridas en sus ejes, por lo que un cambio en dicha orientación implica una rotación en uno o más ejes [5]. Las perturbaciones externas como el viento solar, el arrastre aerodinámico y el gradiente gravitacional, causan un par en el satélite ya que su centro de masa normalmente no se encuentra localizado en el centro geométrico y son estos pares, los que causan que el satélite gire sobre su centro de masa [6].

Las tareas principales que desempeña el SDCO de un satélite, son: determinar la orientación del satélite en todo momento y mantener estable dicho estado rotacional, mediante el uso de actuadores a bordo, que producen un par estabilizador para reorientar al satélite y mantenerlo en la posición deseada. Los actuadores más utilizados en satélites pequeños, incluyen las ruedas inerciales y las bobinas de par magnético [7][8], que son capaces de producir los pares restauradores para obtener la orientación deseada.

Las mediciones de los sensores de orientación, que sirven para cuantificar la rotación de la nave, se envían a la computadora de abordo. Estas señales son procesadas por los algoritmos de estimación y control, que incluyen esencialmente los modelos matemáticos que calculan los ángulos de rotación actual de la nave y los pares necesarios para corregirla. Es decir, la orientación calculada es comparada con la requerida para lograr la precisión en el apuntamiento exigido por la misión, y si difiere, el algoritmo de control calcula el par necesario que debe aplicarse a los actuadores para corregir dicha orientación.

La orientación de un satélite se representa por la matriz de rotación que describe su posición, pasando de un sistema de coordenadas fijo al cuerpo de la nave, a un sistema de coordenadas fijo de referencia (sistema de referencia inercial). Un aspecto relevante en el SDCO es que opera en un ciclo cerrado, que se repite automáticamente varias veces por segundo, por lo que la orientación de la nave es continuamente monitoreada y estabilizada.

Los Sistemas para Determinación y Control de Orientación (SDCO), se componen de sensores, actuadores, algoritmos para la determinación de la orientación absoluta, y propagación de orientación, una computadora de abordo donde se programan dichos algoritmos y donde se generan los comandos para activar a los actuadores que llevan al satélite al apuntamiento deseado, a través de los algoritmos de control.

1.2.1. Detección de la orientación del satélite en órbita

En el espacio las naves o satélites disponen de varias fuentes de referencia para los fines de la determinación de su orientación y de su posición orbital en todo momento.

La determinación completa de la orientación requiere de la información de tres vectores [4][9][10], que relacionan la posición de los ejes principales del satélite con el dato de orientación deseada, que puede ser especificada en ángulos de Euler o Cuaternión, principalmente.

En la Tabla 1.4 se muestran las referencias disponibles y típicamente utilizadas en el proceso de determinación de la orientación del satélite en órbita [10]. Estos vectores son medidos a través de los sensores de orientación.

1.2.2. Sensores de orientación

De acuerdo a la fuente de referencia, se puede clasificar a los sensores de orientación en dos categorías [4]: Sensores de referencia y sensores inerciales.

1. Sensores de referencia; Proporcionan información fija, al medir la dirección de un objeto celeste como el Sol, la Tierra o alguna estrella.
Este tipo de sensores, en determinados periodos no están disponibles, por ejemplo, el de Sol no proporciona información cuando el satélite está en eclipse, el de estrellas puede dañarse si se activa mientras el Sol está presente, mientras que el de Tierra funciona de manera continua, por ejemplo.
2. Sensores inerciales; realizan mediciones de manera continua, miden los cambios en la velocidad angular de los tres ejes del satélite. Como ejemplo de este grupo de sensores se encuentran los giróscopos, que como desventaja presentan el fenómeno de deriva y deben ser recalibrados por medio de una referencia conocida cada determinado tiempo.

Los sensores de referencia, están basados en la detección de la dirección de uno a tres vectores. Son necesarios tres, idealmente ortogonales, para tener la información completa de la orientación de la nave, a partir de mediciones realizadas simultáneamente y los sensores de velocidad angular, también en tres ejes, para resolver las ecuaciones de movimiento.

Un sistema de medición puede estar formado por la combinación de sensores de referencia y sensores inerciales [11]. Esta combinación permite complementar a los sensores de referencia con el fin de

calibrarlos cada cierto tiempo, permitiendo además, conocer la orientación durante los periodos de eclipse [4]. Con lo anterior, la precisión del sistema presentará variaciones, dependiendo de la calibración realizada por los sensores de referencia, a los sensores inerciales. En la Tabla 1.4 se presentan las principales fuentes de referencia utilizadas en satélites en órbita.

Tabla 1.4. Fuentes de referencia para la determinación de la orientación [8][9].

Referencia	Ventajas	Desventajas
Sol	Una referencia muy brillante y sin ambigüedad. Debe ser conocida para las celdas solares y el equipo de protección	Puede no estar visible durante parte de la órbita.
Tierra	Siempre disponible para satélites de órbita baja. Referencia de tamaño considerable.	Algunos sensores requieren de movimiento de escaneo para detectar el horizonte. Los sensores de Tierra deben ser protegidos de los rayos del Sol, la resolución está limitada a 0.1° , debido a que la definición del horizonte, la órbita y la orientación están fuertemente acopladas.
Campo magnético	El sensor es económico, bajos requerimientos de potencia, siempre disponible para satélites en la órbita baja.	Poca resolución, mayor a 0.5° ; limitada por la intensidad del campo y la precisión del modelo; la órbita y la orientación fuertemente acopladas; el satélite debe estar aislado magnéticamente.
Estrellas, incluyendo planetas lejanos	Gran precisión, 10^{-3} grados. Disponible en cualquier parte del cielo, independiente de la órbita.	Sensores de complejos y costosos. La identificación de estrellas para múltiples objetivos es compleja y consume mucho tiempo de procesamiento. Los sensores de estrellas requieren protección para evitar los rayos del Sol. Estrellas dobles o múltiples, requieren un segundo sistema para la estimación inicial de la orientación.
Espacio inercial: Giróscopos y acelerómetros	No requieren sensores externos, independientes de la órbita, gran precisión para intervalos cortos de tiempo; implementación fácil abordo.	Presentan grandes problema de deriva. Únicamente detectan los cambios en la orientación; no es una medición absoluta. En general en las órbitas terrestres no se puede utilizar acelerómetros como sensores de orientación.

1.2.3. Algoritmos para la determinación de la orientación

La determinación de la orientación consiste en encontrar la matriz de rotación que transforma los ejes fijos al cuerpo del satélite a un sistema de coordenadas de referencia. Este proceso consiste en obtener tres cantidades independientes con las cuales se puede obtener una forma paramétrica mínima de la matriz de rotación.

Una clasificación de estos métodos está dada por el método matemático detrás del proceso de determinación, separándose en los que hacen uso del modelo matemático del satélite y los que no lo aplican, con lo cual se tienen dos grupos principales:

- Determinación de la orientación (Métodos determinísticos)
- Estimación de la orientación

La **Determinación de la orientación**, se define como el proceso de extraer los parámetros de orientación a partir de las mediciones de al menos dos tipos de cantidades físicas independientes, provenientes de los sensores de orientación. Algunas veces este proceso también es referido como un método: determinístico, punto a punto o estático [9][10][23]. En esta categoría existen algoritmos ampliamente aplicados como el TRIAD o el método Q, que presentan muchas ventajas, tales como: baja carga computacional, y la independencia con respecto a las ecuaciones de movimiento del satélite, y que no requieren de un conocimiento previo de la orientación. Un requisito indispensable es el uso simultáneo

de las mediciones de dos sensores independientes. Es por esto que los algoritmos de esta categoría son conocidos como métodos estáticos, dado que dependen de las mediciones tomadas al mismo tiempo, o suficientemente cercanas en el tiempo, de tal manera que el movimiento del satélite ocurrido entre mediciones puede ser ignorado o fácilmente compensado [9][24].

En la Tabla 1.5 se enlistan los métodos para la determinación estática de la orientación.

Tabla 1.5. Métodos para la Determinación estática de la orientación.

Soluciones matriciales	<ul style="list-style-type: none"> • Método de la descomposición de valor singular (SVD) • Matriz de orientación óptima rápida (FOAM) • Problema de Wahba con dos observaciones
Representación de la matriz de orientación en términos del cuaternión.	<ul style="list-style-type: none"> • Método Q de Davenport • Estimador de Cuaternión (QUEST) • QUEST modificado • Método de rotaciones secuenciales • Estimador del cuaternión óptimo (ESOQ) • Segundo estimador del cuaternión óptimo (ESOQ2)

La **Estimación de la orientación** se define como el proceso de extraer los parámetros de orientación a partir de mediciones de una sola cantidad física, o más, en conjunto con el modelo o ecuaciones de movimiento para la orientación del satélite [10]. Los algoritmos de estimación de la orientación, comprenden métodos de filtrado que hacen uso explícito del conocimiento del movimiento del satélite para acumular una memoria de mediciones pasadas, por ejemplo, el filtro de Kalman y sus derivados. Los métodos de estimación o filtrado, proporcionan la ventaja de ser capaces, inclusive, de tratar con las mediciones de un solo sensor, y de tomar en cuenta el ruido inherente al proceso de medición. Como desventaja, los algoritmos de estimación de la orientación se caracterizan por requerir una gran carga computacional y un modelo matemático preciso del satélite, que implican, además, el conocimiento de las propiedades de masa del satélite.

Durante algunos modos de operación de los satélites, como lo es el modo de espera, sólo se tienen disponibles las mediciones del magnetómetro. En este caso, se debe utilizar un algoritmo de estimación para obtener la orientación. En los modos operacionales de alta resolución tales como el modo de captura de imágenes, cuando se tienen disponibles mediciones de múltiples sensores, se pueden utilizar, tanto algoritmos de estimación como de determinación, y dependerá de los requerimientos de la misión, cuál de ellos será utilizado.

1.2.4. Métodos de Control y estabilización de la orientación de nanosatélites en órbita

Cualquier cuerpo no controlado en el espacio, por ejemplo, un asteroide, rotará sin control alrededor de todos los ejes, en respuesta a las fuerzas naturales, como la radiación solar, el arrastre aerodinámico, los pares gravitacionales, y los pares de origen magnético [50]. Esta rotación sin control que se presenta de manera natural, no es aceptable para un satélite artificial, debido a que los paneles solares deben apuntar hacia el Sol para recargar las baterías, las antenas deben apuntar hacia la estación terrena para las comunicaciones, y los instrumentos científicos deben ser apuntados hacia sus objetivos, por lo que la orientación del satélite debe ser controlada. Así mismo, una rotación no controlada en presencia de arrastre aerodinámico puede provocar la ruptura de paneles solares u otras superficies expuestas [51].

Se pueden definir los siguientes conceptos relativos al control de orientación de satélites, [10]:

- *Control de Orientación* se define como el proceso de alcanzar y mantener un apuntamiento en el espacio.
- Una *maniobra de orientación* es el proceso de reorientar al satélite desde una orientación inicial hasta otra.

- La *adquisición de la orientación* es una maniobra en la cual no se conoce la orientación inicial al momento de llevar a cabo la planeación de la reorientación.
- La *estabilización de la orientación* es el proceso de mantener una orientación existente relativa a un sistema de coordenadas de referencia.

El concepto de control de orientación también puede ser estudiado desde dos puntos de vista, dependiendo del tipo de objetivo de apuntamiento que se requiere para alcanzar la misión. Estos son:

- Regulación
- Seguimiento

El subsistema para el control de orientación es considerado un elemento muy importante en el diseño de la misión, debido a los requerimientos de masa y energía, además de que en algunos casos influye directamente en el diseño de la forma del bus o módulo de servicio del satélite.

El **control por regulación** se define como el proceso de producir un cambio en la orientación desde una posición inicial hasta una posición fija, por lo general el cuaternión identidad $\mathbf{q}_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]$, y a una velocidad angular igual a cero $\omega_0 = 0$. El objetivo es llevar el cuaternión de orientación actual a un cuaternión comandado y constante, denotado por \mathbf{q}_c . Esto requiere que la velocidad angular tienda a cero, acción referida como estabilización de la orientación.

El **control de orientación por Seguimiento**, se utiliza para controlar al satélite de tal modo que siga una trayectoria variante en el tiempo, aunque también comprende el caso de Regulación, al establecer una orientación objetivo constante y la velocidad angular deseada igual a cero [9].

Los métodos de control óptimo que minimizan una función de costo definida por el diseñador, están basados en la solución de problemas de valor de frontera de dos puntos. Estos, proporcionan el control de trayectoria en el periodo de tiempo deseado y no pueden ser ejecutadas en tiempo real. Son muy útiles para propósitos de análisis, pero de menor utilidad en el diseño de misiones satelitales reales, por ejemplo, cuando se requiere cambiar la orientación con rapidez.

Las técnicas por realimentación son las más adecuadas para aplicaciones de control de orientación para seguimiento, dado que pueden ser ejecutados en tiempo real [9]. Este tipo de controladores requiere del conocimiento preciso de las propiedades de masa del satélite y los parámetros utilizados en cada controlador dependen de las características y requerimientos particulares de cada misión. Algunos son más susceptibles a los efectos de los pares perturbadores, por lo que, los controladores llamados ‘robustos’ se han desarrollado para amortiguar dichos efectos. Uno de los controladores para seguimiento es el llamado de *Estructura-Variable* o de *modos-deslizantes* (Sliding-Mode)[9].

1.2.5. Actuadores para el control de orientación

En nanosatélites, los sistemas para el control de orientación están limitados por las características de masa, energía, y dimensiones inherentes a este tipo de equipos. En las primeras misiones Cubesat que fueron puestas en órbita, el control de orientación fue escaso o con pocas capacidades de precisión y estabilidad, siendo el uso de imanes permanentes el método más común [2][52]. El control con bobinas de par magnético para interactuar con el campo geomagnético también es uno de los métodos empleados con frecuencia y adecuados para Cubesats, dado que la mayor parte de estos satélites han sido colocados en órbita baja, donde el campo geomagnético puede ser aprovechado.

El uso de ruedas inerciales va en aumento, incluso en arreglos de tres ruedas para un control triaxial.

A la fecha, se ha planteado el uso de propulsores para maniobras de orientación, control de órbita y, para llevar al satélite a Tierra cuando termine su vida útil [53][54], aunque aún se encuentran en etapas de pruebas, como el propuesto para el LituanicaSAT-2, de la empresa Nanoavionics [55].

En la Tabla 1.6, se presenta el estado del arte de los actuadores para nanosatélites, de acuerdo con [7][8][55][56]:

Tabla 1.6. Características de los actuadores más comunes usados para el control de orientación.

Actuador / tipo / momento	Características	Ventajas	Desventajas
Boom de gradiente gravitatorio / pasivo / externo	Consta de una masa que es separada del cuerpo del satélite, esta interactúa con el campo gravitacional alineando el satélite al centro de la tierra.	No requiere de energía, apunta a nadir fácilmente.	Baja exactitud, efecto de péndulo, sensible a la altitud.
Vela solar / pasivo / externo	Aprovecha el par provocado por el viento solar, este mueve el punto de presión para cambiar el apuntamiento	Sin combustible. Útil en órbitas altas.	Necesita control de los paneles, bajo par de control.
Imán permanente /pasivo/externo	Barras de imanes que interactúan con el campo magnético de la tierra.	No requieren energía, aseguran un apuntamiento en 2 ejes.	Es el sistema de control principal, no útil para misiones de apuntamiento preciso
Bobinas magnéticas /activo /externo	Genera un dipolo magnético que interactúa con el campo magnético de la tierra.	Magnitud del par es variable, fácil implementación.	Útil en orbitas menores a 600Km, Interferencia a sensores, control burdo.

1.2.6. Computadora

El SDCO requiere un sistema de procesamiento, donde se reciben las señales de los sensores de orientación, se procesan por medio de los algoritmos de estimación de orientación y donde también, se generan los comandos para activar los actuadores que producirán los pares que corregirán y estabilizarán la orientación del satélite. En los satélites Cubesat, dadas sus características, se tiende a ocupar la computadora de a bordo como elemento central para manejo de todos los subsistemas, la cual en la mayoría de los casos es una tarjeta que incluye uno o más microprocesadores y/o microcontroladores, módulos periféricos, memorias y sistema de comunicación, entre otros. También, se ha popularizado el uso de componentes comerciales disponibles, (COTS: Commercial Off The Shelf), con lo que se reducen costos y se tiene flexibilidad en el diseño de la arquitectura del sistema. En las primeras misiones se utilizaron microcontroladores, y una arquitectura propia, adecuada para los requerimientos y características particulares. Actualmente, el éxito probado de los nanosatélites Cubesat han permitido el surgimiento de varias empresas que desarrollan sistemas específicos para este tipo de satélites.

Aunque no existe un estándar para la arquitectura interna de sistemas Cubesat, los diseñadores comerciales para este tipo de satélites han optado por utilizar el estándar PC-104 por las dimensiones de las tarjetas electrónicas [60], que además permite un diseño modular.

1.3. Especificaciones de diseño del estándar Cubesat

El tipo de satélite considerado en este trabajo corresponde a un satélite estándar Cubesat 3U. En el documento *Cubesat design specification rev. 13*, [70], se describen a detalle las características de diseño de todas las variantes y los requisitos que deben cumplirse para poder ser puestos en órbita a través del *Poly Picosatellite Orbital Deployer (PPOD)*; se definen los requerimientos generales, mecánicos, eléctricos y de operación, además de las pruebas de verificación y calificación de los sistemas: vibración,

ciclos térmicos, impacto y de inspección visual a las que debe ser sometido el nanosatélite, con el fin de no comprometer la misión y en primera instancia, no afectar a la carga principal del cohete lanzador [71].

1.3.1 Requerimientos generales.

1. Todos los componentes deben estar fijos al satélite durante el lanzamiento y expulsión de la interfaz mecánica del cohete portador.
2. Todos los componentes volátiles deben cumplir con la norma AFSPCMAN 91-710.
3. Los materiales de construcción deben ser de baja gasificación.
4. La pérdida de masa en el vacío debe ser menor o igual al 1% de la masa total.

1.3.2 Requerimientos mecánicos.

Los requerimientos mecánicos están basados en el lanzador diseñado por el CalPoly, ver Figura 1.5., que el nanosatélite mismo debe cumplir, con las especificaciones siguientes:

1. El origen del sistema de coordenadas de la nave debe coincidir con el centro geométrico.
2. Se deben respetar las dimensiones de los estándares: 1U (10x10x10), 2U (10x10x22.7), 3U (10x10x34.5) [cm].
3. La masa máxima 1U (1.33), 2U (2.66) y 3U (4.2) [kg].
4. El centro de gravedad para el 1U debe estar dentro de una esfera de 2 cm de diámetro ubicada en el centro geométrico.
5. El centro de gravedad para el 2U debe estar dentro de un cilindro de 2 cm de diámetro y 4.5 de altura ubicado en su centro geométrico.
6. El centro de gravedad para el 3U debe estar dentro de un cilindro de 2 cm de diámetro y 7 de altura ubicado en el centro geométrico.
7. Los materiales de construcción de la estructura deben ser aluminio en aleaciones: 7075, 6061, 5005 o 5052.

1.3.3. Requerimientos eléctricos.

1. Todos los subsistemas deben estar apagados a la hora del lanzamiento
2. Debe tener como mínimo un interruptor contenido en uno de los rieles.
3. Debe contener un circuito de protección de batería para carga y descarga.

1.3.4. Requerimientos de operación.

1. Se debe contar con las licencias de radiofrecuencia.
2. Deben cumplir las legislaciones de radio frecuencia del país de origen.
3. Las antenas y paneles desplegables deben esperar 30 min para activarse después del lanzamiento.
4. No se puede transmitir ningún tipo de información hasta pasados 45 min.
5. Las pruebas de vibración, térmicas y de impacto son definidas por el sistema de lanzamiento.

En este punto, el estándar establece que el centro de masa del satélite Cubesat 3U debe estar dentro de 3 cm en los ejes **X** y **Y**, y 7 cm para el eje **Z**, esto como un requisito previo a su lanzamiento.

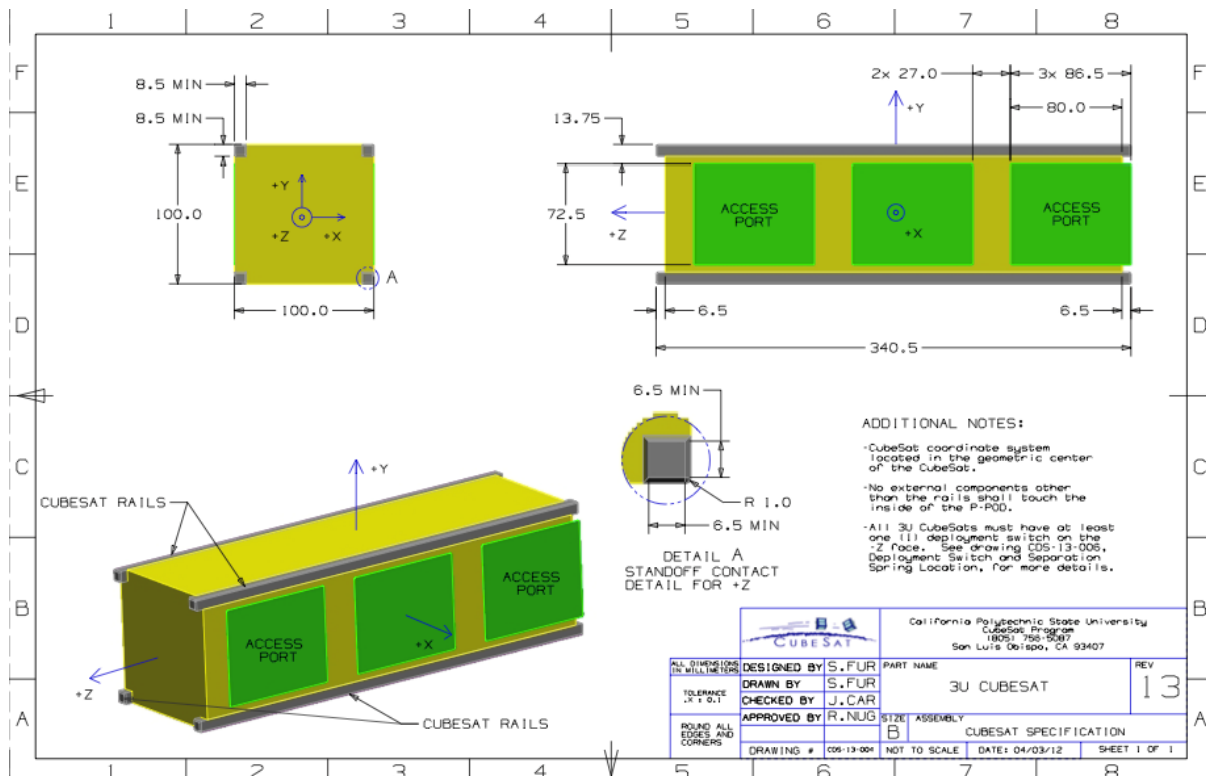


Fig. 1.5. Dibujo de las especificaciones de diseño mecánico para el Cubesat 3U [70].

1.3.5. Potencia

El orden de magnitud de la potencia disponible en un Cubesat 1U es aproximadamente de 1 W, dado que los paneles solares proporcionan un estimado de 10^2 W/m^2 , [3], considerando todas las eficiencias, y la superficie máxima disponible que es de 10^{-2} m^2 , por cara. Lo anterior coincide con los datos proporcionados en [2], donde se señala que se dispone de menos de 2 W para nanosatélites de 1 Kg, y también, con los datos de potencia promedio lograda en los Cubesat que utilizan arreglos desplegables de celdas solares, por ejemplo, el Delfi-n3Xt, un Cubesat 3U que proporciona un promedio de 5.5 W de potencia, es decir, aproximadamente 1.8 W por cada Cubesat 1U, [14]. Se considera entonces que la potencia disponible es de 3 W para todos los sub sistemas de un satélite 3U, asumiendo que los paneles solares se encontrarán montados en el cuerpo del mismo. De la potencia disponible mencionada, sólo un porcentaje podrá ser utilizado por el sistema de orientación. Como una de las principales restricciones, la capacidad máxima que deberá tener el subsistema de potencia será de 3 W, para todos los subsistemas, incluyendo la carga útil. Con lo anterior se establece un presupuesto de potencia, es decir, se establecerá el consumo de cada elemento de los subsistemas, teniendo en cuenta los modos de operación del satélite.

1.4. Justificación

La estabilidad de la orientación se ve afectada constantemente por los pares perturbadores externos, principalmente el arrastre aerodinámico producto de la interacción del satélite con la atmósfera, la presión por la radiación solar y el gradiente gravitacional. Para la mayoría de las aplicaciones y experimentos realizados en misiones espaciales, es indispensable que el apuntamiento de la carga útil presente la orientación deseada de manera continua, precisa y estable, con el fin de que se lleven a cabo de manera adecuada las funciones programadas.

El centro de masa (CM) de un satélite puede cambiar una vez es puesto en órbita, debido a algunas de las operaciones de reconfiguración que se llevan a cabo [72], por ejemplo el despliegue de algunos

instrumentos o de la misma carga útil, es decir, los paneles solares, las extensiones telescópicas, magnetómetros [73], antenas, cámaras [74], o velas solares, [75]. Otras causas pueden incluir la expulsión de la masa de combustible [79], aunque esto último no es muy común entre los Cubesats [2][3] [74], o inclusive por la deformación causada por fuerzas excesivas durante el lanzamiento, o las deformaciones causadas por las fuerzas gravitacionales o aerodinámicas y el estrés térmico, que pueden causar cambios en la geometría y en la posición del centro de masa [80].

Un corrimiento del CM en órbita, impacta en el efecto que causan los pares perturbadores presentes en el medio ambiente espacial, sobre la orientación del satélite [81].

El sistema de MMI propuesto requiere estimar la posición del CM del satélite; también los algoritmos de estimación de la orientación y estabilización requieren de este parámetro, así como la matriz de momentos de inercia, para resolver adecuadamente las ecuaciones de movimiento.

En este trabajo se propone un sistema de masas móviles internas (MMI), que tiene el fin de reajustar el centro de masa del satélite y disminuir así el efecto que los pares perturbadores externos tienen sobre la orientación, al mismo tiempo que se reduce la cantidad de energía necesaria para mantener la estabilidad. Adicionalmente, el sistema propuesto puede ser utilizado como sistema de estabilización de respaldo.

El desarrollar equipos espaciales de menor masa, como es el caso de los satélites Cubesat 3U, permitiría un acceso más fácil a la órbita terrestre, debido a los altos costos por kilogramo que se tienen en este tipo de proyectos. Por último, pero no por esto menos importante, es necesario mencionar que el sistema de orientación y estabilización de satélites, es estratégico para el desarrollo espacial de México.

1.5. Hipótesis

Es posible disminuir el efecto de los pares perturbadores externos y mejorar el desempeño del sistema de orientación y estabilización de un nano satélite Cubesat 3U, al ajustar su centro de masa, por medio de un sistema de masas móviles internas.

1.6. Objetivos

El objetivo primario de este proyecto es desarrollar un sistema que pueda efectuar el reposicionamiento del CM en un nano satélite Cubesat 3U, lo que permitirá reducir los pares perturbadores externos y que pueda funcionar también como sistema de orientación de respaldo.

Como objetivos secundarios se tienen los siguientes:

- 1.- Establecer el esquema de orientación y estabilización, dónde se utilice el sistema de masas deslizantes, para reducir los pares externos.
- 2.- Determinar las restricciones de energía y precisión, para un nano satélite Cubesat 3U
- 3.- Seleccionar sensores, actuadores y especificar las características de la computadora de abordó.
- 4.- Integrar componentes y efectuar la validación en Tierra del subsistema de masas deslizantes propuesto.

1.7. Metodología

Para el desarrollo del sistema propuesto se empleará la siguiente metodología:

- a. Revisión bibliográfica del estado del arte sobre los sistemas para la determinación y control de orientación de satélites, los métodos de estimación del centro de masa y sistemas de masas móviles en satélites, asegurando la originalidad del sistema propuesto.

- b.** Diseñar el sistema de masas móviles para el reposicionamiento del centro de masa tomando como referencia la estructura del satélite: establecer la configuración, determinar su viabilidad y las restricciones de energía y precisión, en el sistema de orientación y estabilización.
- c.** Llevar a cabo el modelado dinámico y hacer pruebas de simulación por programación (MatLab®).
- d.** Programación de los algoritmos de orientación y estabilización en un lenguaje de alto nivel, incluyendo las perturbaciones comunes en órbita como: gradiente gravitacional, arrastre atmosférico, viento solar y par magnético.
- e.** Llevar a cabo pruebas de validación por software, con un programa de simulación especializado.
- e.** Selección y adquisición de componentes i.e. sensores y actuadores.
- f.** Diseñar y construir un simulador satelital físico especialmente adaptado para nanosatélites.
- g.** Efectuar pruebas de funcionamiento en el simulador satelital físico.
- h.** Validar resultados en conjunto.

1.8. Metas

Como resultado de este desarrollo y de todas las pruebas realizadas, se espera contar con:

- Un sistema de masas móviles que permitan el reajuste del centro de masa del satélite, estableciendo los alcances y limitaciones del mismo.
- Un subsistema de estabilización tri-axial susceptible de ser usado en nanosatélites de tipo Cubesat.
- La reducción en la energía necesaria para mantener el apuntamiento del satélite en órbita.
- Modelos de simulación por software
- Nueva infraestructura de simulación física para la validación de subsistemas de determinación y control de estabilización, para nanosatélites.

1.9. Revisión bibliográfica del estado del arte

Con el fin de poner en contexto el desarrollo del concepto de este trabajo, se realizó una investigación del estado del arte, incluyendo los aspectos más relevantes de la propuesta. En este apartado, solamente se describen los sistemas que utilizan masas móviles para llevar a cabo acciones de reubicación del centro de masa, para propósitos de control de orientación. Recordando que al inicio de este mismo capítulo se hizo una descripción de los sistemas de determinación y control de orientación reportados en la literatura.

1.9.1. Sistemas de elementos móviles

La idea de modificar el centro de masa de aparatos en movimiento para alterar las características dinámicas de los mismos, ha sido estudiada anteriormente; por ejemplo, se reporta en sistemas de guía y control de proyectiles, principalmente. Por otra parte, el trabajo de Scholz *et al.* se enfoca en el estudio de un esquema de un Sistema de Control de Orientación con masas móviles para una nave espacial que cuenta con una vela solar [75], con el cual compensan la desviación del CM y el centro de presión de la radiación solar, cuando la vela solar es operada. Grubin presenta las ecuaciones de la dinámica para el análisis de los movimientos lineal y angular de un vehículo que contiene partes móviles [76]. Doroshin investiga el uso de un conjunto de dos masas móviles que se pueden mover en un plano para generar pares de control en conjunto con los impulsores [77]. Liang He *et al.* [78] estudian la factibilidad de un sistema compuesto de cuatro masas móviles distribuidas en un plano, en un esquema de control de

orientación en tres etapas, cambiando la posición de dichas masas, y en consecuencia el centro de masa del sistema, con el fin de generar pares de control a partir de la fuerza aerodinámica presente. Menon P. K., *et al.* [82], presentan un trabajo donde se modela, simula e integra un sistema de control de un proyectil utilizando un conjunto de actuadores basado en masas móviles, que reposicionan el centro de masa del artefacto. Un diseño similar es el reportado por Guo P. y Zhao [83], quienes presentan un sistema de control de orientación para una nave espacial rotatoria; dicho sistema de control consiste de dos masas internas que pueden moverse en dirección radial, proporcionando una técnica para cambiar el momento sobre la nave. En la tesis doctoral de Atkins [84], el autor estudia un sistema de masas móviles internas para la guía precisa de entrada a Marte de un vehículo: este sistema proporciona al vehículo la capacidad de control de momentos, mejorando la precisión del sistema de guía de aterrizaje. Byrnes *et al.* presentan el diseño de un sistema de control con masas de ajuste para maniobras de reingreso de vehículos espaciales [85]; el sistema que describen consiste de tres elementos que son reposicionados con el fin de obtener un centro de masa deseado. En otro caso similar, un sistema de masas móviles para generar y modificar el ángulo de ataque de vehículos aeroespaciales se propone en [86] por Robinett *et al.* Otro ejemplo es el trabajo de Chesi *et al* [87], donde se propone un conjunto de masas móviles para tomar ventaja de la fuerza aerodinámica presente en órbita, para generar un par externo, con el propósito de llevar a cabo el control de orientación. Un trabajo similar es presentado por Polat, en su tesis de maestría, [88], donde propone un conjunto de tres masas móviles para cambiar el centro de masa del satélite con fines de control de orientación. En [89], Kumar presenta un esquema de control de orientación para satélites pequeños con un elemento de masa móvil lineal, que genera pares de control en órbita. En el caso de la investigación de Bean J. [90], se presenta un sistema de masas móviles internas para el control de orientación de satélites pequeños como actuadores principales. El propósito de dicho estudio es validar un modelo que describe la dinámica sub-actuada de un Cubesat 3U, y probado en un simulador satelital basado en un balero de aire. Dentro de las aplicaciones que encuentran los elementos de masa móvil en naves espaciales se incluye la desarrollada por Edwards [91], que consiste en un método para frenar el giro descontrolado de una nave espacial tripulada en caso de falla, con el que pretende llevar este movimiento angular en sus tres ejes a un movimiento rotacional simple por medio de la acción de dos masas móviles.

1.9.2. Estimación del centro de masa

En tierra, la identificación de las propiedades de masa del satélite puede realizarse con varios métodos y herramientas específicas, como se muestra en la Tabla 1.7

Tabla 1.7. Técnicas de medición física de las propiedades de masa de objetos [92].

<u>Técnicas de medición de las propiedades de masa</u>
Del eje pivote o filo de cuchillo
Celda de carga
Suspensión
Fotogrametría de rango corto
Flexión de cantiliver
Método de balanceo

En la ingeniería de diseño de sistemas aeroespaciales, en las etapas iniciales se determina el centro de masa haciendo uso de dibujos asistidos por computadora (CAD), utilizando software como SolidWorks®. Entre las herramientas que cuenta gran parte del software CAD se tienen aquellas que permiten calcular el valor del CM [92], y la matriz de momentos de inercia, aunque este valor analítico puede ser considerado como el CM real. La desventaja es que resulta difícil tomar en cuenta algunos elementos como el cableado, arneses, conectores o elementos con formas geométricas irregulares. Por lo anterior, la medición del CM llevada a cabo en el Laboratorio en Tierra puede presentar un error de solamente unos cuantos milímetros, de acuerdo a la técnica utilizada [92][93].

Los valores obtenidos por medio de un modelo CAD pueden mejorarse aplicando algoritmos de estimación. Las principales técnicas de estimación del centro de masa y las propiedades de masa de cuerpos rígidos son:

- Mínimos cuadrados Recursivo (RLS)
- Mínimos cuadrados por lotes (BLS)
- Estimación secuencial por filtro de Kalman (KF)
- Métodos que combinan LS y KF

Se encontró que el método con mayor uso es el que está basado en la aplicación de mínimos cuadrados, en este sentido se pueden mencionar los trabajos de Edward Wilson et al. [72], que desarrollan un método de identificación de las propiedades de masa de un satélite controlado con impulsores. La identificación se realiza al aplicar el método de mínimos cuadrados a los datos de velocidad angular entregados por el giróscopo. Long H. Dam [94], utiliza el mismo método de mínimos cuadrados para la identificación de las propiedades de masa del simulador satelital de la Cal Poly. En los trabajos de Silva [95] y de Long [96], se expone un método de identificación del CM aplicado al mismo simulador satelital de la CalPoly, donde se utilizan datos experimentales y el algoritmo de Mínimos Cuadrados Recursivo (Recursive Least Squared). En el trabajo de Keim et al [97], se aplica el algoritmo RLS para obtener las propiedades de masa de una plataforma de simulación satelital basada en cojinete neumático.

El método de estimación por lotes (Batch Least Squared) se reporta en otros artículos, como el de Liao H. Et al. [98], donde se aplica la identificación del centro de masa en órbita para calibrar un acelerómetro electrostático, que requiere que el dato del centro de masa del satélite sea preciso. Otro caso en el que se aplica el algoritmo BLS corresponde al trabajo de Kim y Agrawal [99], utilizado para la identificación del CM y la Matriz de Momentos de Inercia (Moments Of Inertia) con el fin de balancear automáticamente un simulador satelital. En el trabajo de tesis de Wright [100], se diseñó e implementó un algoritmo de estimación de propiedades de masa para ser ejecutado de manera autónoma, que utiliza mínimos cuadrados recursivos con un factor de olvido para converger la estimación de las propiedades de masa a los valores verdaderos, y puede ser aplicado en el caso de que el satélite se acople con algún otro vehículo en órbita.

La estimación secuencial es otro enfoque empleado para la estimación de las propiedades de masa, a través del uso del Filtro de Kalman, como en el trabajo realizado por Zhao *et al.* reportado en [101]. Kim D. H. Et al. [102], aplican un método de estimación combinando la técnica por lotes y el filtro de Kalman, a partir de los datos proporcionados por el giróscopo. Jo y Bang [103], proponen un método de estimación que combina el filtro de Kalman y el algoritmo de RLS para obtener las propiedades de masas y la velocidad angular de un satélite que no utiliza giróscopos. Wilson & Suttera proponen un método basado en los mínimos cuadrados, denominado *Multiple Concurrent Recursive Least Squares* para la estimación tanto del centro de masa y la matriz inversa de momentos de inercia, como de la magnitud del par proporcionado por los impulsores; lo anterior aplicado a los robots MIT Spheres [104].

1.9.3. Resultados de la revisión bibliográfica

En los últimos años se han popularizado los programas de pico y nanosatélites, en especial los desarrollados conforme las especificaciones del estándar Cubesat. Este estándar permitió en un inicio una gran cantidad de proyectos satelitales dentro de las universidades. Los resultados exitosos de estos proyectos fueron un aliciente para que organizaciones privadas, no gubernamentales como la *Planetary Society* y los grandes consorcios espaciales, como ejemplo, la NASA, la Boeing y la Aerospace Corporation, de Estados Unidos, utilicen este tipo de satélites para probar sistemas e instrumentos, convirtiéndose a la fecha en los principales desarrolladores de este tipo de equipos Cubesat.

Las grandes compañías e institutos como son la Aerospace Cooperation, la NASA o Canadian Space Agency, cuentan con las facilidades para el desarrollo de sistemas espaciales, que incluyen instrumentos,

laboratorios y personal dedicados a esta tarea. En algunos casos como el de la California Polytechnic State University, de la Stanford University de Estados Unidos, de la Surrey University de Inglaterra, o de la University of Applied Sciences Aachen de Alemania, cuentan con laboratorios específicos para el desarrollo de los subsistemas de satélites Cubesat.

En México participan en el desarrollo de algún sistema relacionado con satélites o tecnología espacial, instituciones como el Instituto Politécnico Nacional, el Centro de Investigación Científica y Educación Superior de Ensenada (CICESE), el Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE), la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla, y en la UNAM el Instituto de Ingeniería (II-UNAM), la Facultad de Ingeniería (FI-UNAM), el instituto de Ciencias Nucleares (ICN-UNAM), la Unidad de Alta Tecnología (UAT-UNAM), el instituto de Geografía (IGg_UNAM), principalmente. Actualmente están en progreso los esfuerzos del Programa Espacial Universitario (PEU).

En el caso del Laboratorio de Percepción Remota Alternativa y Tecnología Avanzada del Instituto de Geografía de la UNAM, se han diseñado diferentes simuladores satelitales, llamados SIMUSAT, en diferentes versiones, con un amplio intervalo de capacidad de masa de prueba (de 1 a 65 kg). Estos sistemas sirven para probar de manera experimental el desempeño de componentes en desarrollo, como sensores, actuadores y algoritmos de control de orientación que serán incluidos posteriormente en equipos espaciales. Además, hace las veces de plataforma estructural para la integración de sensores, actuadores, baterías, sistemas de comunicaciones y controladores, permitiendo así una evaluación de su desempeño global [6]. En la revisión bibliográfica que incluyó una gran cantidad de satélites pequeños se observó que, en general, los Cubesat tienen capacidades de apuntamiento que van desde un alineamiento de 2 ejes haciendo uso de sistemas magnéticos pasivos (imanes permanentes), sensores de Sol de poca precisión y bobinas de par magnético, logrando exactitudes dentro de los $\pm 5^\circ$, hasta un control avanzado en 3 ejes con ruedas inerciales y múltiples sensores, que logran una precisión en la determinación de la orientación de 0.5° . Sin embargo, en esta categoría de satélites aún no se ha demostrado dicha exactitud en el control de orientación, ya que los datos de vuelo reportados están en orden de $\pm 1^\circ$, en los mejores casos [45]. En general, en cuanto a los pico y nanosatélites la precisión en el apuntamiento está dentro de los 2° , [7]. Lo anterior se debe principalmente a las restricciones que impone la especificación Cubesat, en la cual el volumen de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ impide montar dispositivos ópticos con una apertura (D) mayor a los 10 cm, por ejemplo. Otra restricción es en cuanto a la masa, que afecta la cantidad de baterías que se pueden llevar a bordo, disminuyendo el desempeño del sistema de potencia, y como consecuencia, se limita el uso de actuadores de precisión como son las ruedas inerciales o de sensores de mayor precisión, como el de estrellas, que requieren dimensiones mayores a 10 cm, así como de mayores recursos computacionales. La exactitud en la determinación de posición utilizando los sensores de estrellas actualmente en desarrollo, son de 0.01° para Yaw, y 0.05° para pitch y roll [3][17].

En contraste con trabajos previos estudiados, aquí se propone el reposicionamiento del CM en un nano satélite Cubesat 3U, para reducir el brazo de palanca involucrado en los pares perturbadores, con lo que se mantendrá la estabilidad del apuntamiento por un periodo más prolongado, disminuyendo el ciclo de trabajo del SDCO, lo que a largo plazo resulta en la reducción de la potencia empleada para mantener la estabilidad del apuntamiento del satélite. El sistema propuesto en este trabajo representa un método novedoso para la reducción de pares perturbadores externos, aplicable a nanosatélites [105].

Finalmente, cabe resaltar la importancia del desarrollo de sistemas para determinación y control de orientación en el contexto nacional, como señala la Agencia Espacial Mexicana (AEM) y el Programa Espacial Universitario:

“En cuanto al diseño y desarrollo de distintas misiones satelitales, la tecnología de control de orientación en tres ejes de plataformas orbitales, es estratégica y fundamental para cualquier desarrollo espacial nacional” [106].

Resumen del Capítulo.

Dentro de este capítulo se ha presentado una breve introducción para la contextualización general de este trabajo de tesis. Se presentaron la justificación, la hipótesis y los objetivos del mismo. Se realiza una descripción de la revisión bibliográfica referente a los aspectos más importantes involucrados en la determinación y control de orientación en nanosatélites y se describen los últimos avances de sistemas que emplean masas móviles para estos propósitos, para contextualizar el sistema aquí presentado.

2. PARAMETRIZACIÓN DE LA ORIENTACIÓN Y PARES PERTURBADORES EN EL AMBIENTE ESPACIAL

Para el análisis del comportamiento del satélite en órbita se emplean las ecuaciones de movimiento, con base en la dinámica y cinemática del mismo, y los distintos sistemas de referencia involucrados. En este capítulo, además se incluyen distintas formas de representar la orientación del satélite, es decir, distintos entes matemáticos con lo que se puede describir y cuantificar el estado rotacional del satélite. También, se presentan los modelos matemáticos empleados para describir el ambiente espacial y su interacción con el satélite.

2.1. Elementos Keplerianos

La órbita de un cuerpo alrededor de otro describe una trayectoria con forma de elipse, como se muestra en la Figura 2.1. En el caso de la Tierra (foco) y un satélite artificial, el periapsis es el punto de la órbita donde la separación entre el satélite y la Tierra es menor. La apoapsis es el punto de mayor separación. Se representa al semieje mayor con a y al semieje menor con b . La excentricidad se indica con e . Para $e < 1$ la órbita es una elipse, con $a > 0$ y $p = a(1 - e^2) > 0$. La ubicación de la periapsis con respecto al foco se denota por qe , donde $q = a\left(\frac{1}{e} - 1\right)$. El parámetro p , llamado Cuerda, o *semi-latus rectum*, es la longitud medida desde el foco hasta la trayectoria, y que forma un ángulo recto con la línea de ápsides. Los ejes formados por la Cuerda y el eje qe forman un sistema cartesiano, utilizado como sistema de coordenadas para describir el movimiento de los dos cuerpos. Este sistema de coordenadas se conoce como sistema coordenado peri-focal. La trayectoria de un sistema de dos cuerpos puede ser descrita completamente por seis elementos escalares constantes, los cuales son denominados elementos orbitales [107][108].

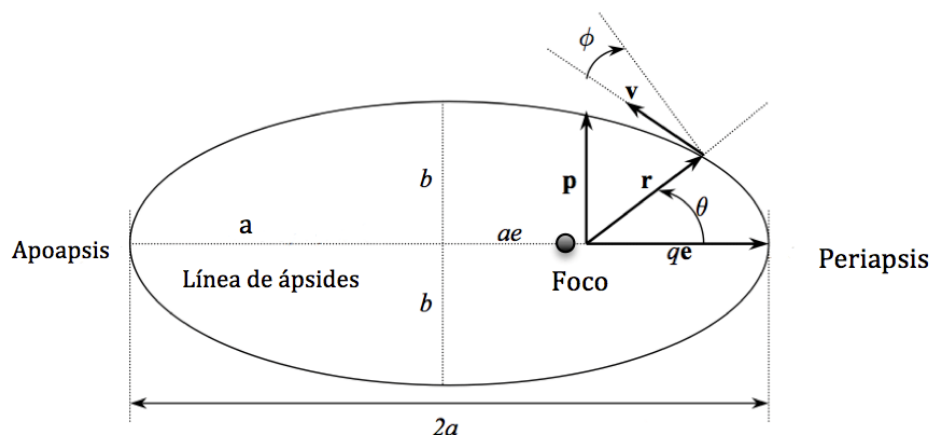


Fig. 2.1. Geometría de la órbita de un satélite alrededor de la Tierra.

Existen varios conjuntos de elementos orbitales obtenidos a partir de los vectores de posición y velocidad iniciales, $\mathbf{r}_0, \mathbf{v}_0$, que permiten determinar la órbita sin ambigüedad. Dado que el movimiento orbital del satélite se encuentra en un plano, se puede fijar la posición y la velocidad al definir el plano

del movimiento y especificar la posición y la velocidad en este plano orbital. Los ángulos de Euler son utilizados para representar al plano orbital, éstos en combinación con los parámetros Keplerianos para representar la elipse a , e , y el tiempo de periapsis, τ , forman los *Elementos Orbitales Clásicos*, como se muestra en la Figura 2.2

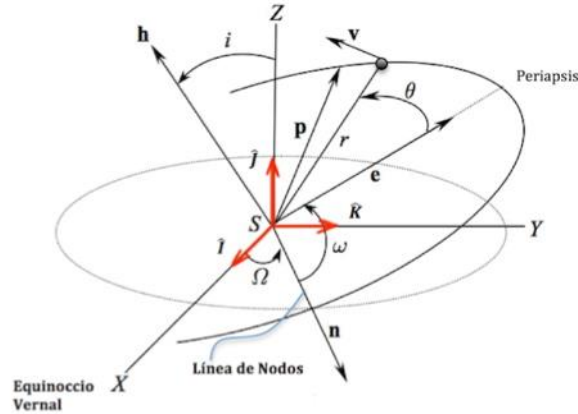


Fig. 2.2. Elementos Orbitales Clásicos.

En la Figura anterior, el sistema cartesiano $SXYZ$ corresponde al sistema inercial con centro en la Tierra. El eje SX se toma fijo en dirección al equinoccio vernal, el cual indica la posición del Sol cuando cruza el plano ecuatorial desde el sur hacia el norte, es decir, el equinoccio vernal indica la dirección a lo largo de la intersección del plano ecuatorial terrestre con el plano de la órbita de la Tierra alrededor del Sol, llamado plano de la eclíptica [107]. En la tierra, el equinoccio vernal ocurre el primer día de primavera. El eje SZ puede ser el eje de rotación de la Tierra o el eje normal al plano de la eclíptica, y el eje SY completa el sistema ortogonal de coordenadas.

En la Tabla 2.1 se resumen los seis parámetros orbitales que describen las órbitas de Kepler conocidos también como elementos Keplerianos

Tabla 2.1. Parámetros orbitales.

a	Semi eje mayor de la elipse	Tamaño de la órbita, define el periodo de la órbita
e	Excentricidad	Forma de la órbita, con: $0 < e < 1$ para órbitas elípticas y, $e=0$ para órbitas circulares
i	Inclinación de la órbita	Ángulo de inclinación de la órbita con respecto al plano ecuatorial de la Tierra: $0 \leq i \leq 180^\circ$
Ω	Ascensión recta del nodo ascendente	Ángulo de rotación del plano orbital respecto al eje que va del centro de la Tierra hacia el equinoccio vernal: $0 \leq \Omega \leq 360^\circ$
ω	Argumento del Perigeo	Ángulo formado entre el nodo ascendente y el eje semi mayor: $0 \leq \omega \leq 360^\circ$
v	Anomalía verdadera	Ángulo que se forma entre el satélite y el perigeo, indica la posición del satélite en la órbita: $0 \leq v \leq 360^\circ$

2.2. Matriz de rotación

Un vector puede ser expresado en una variedad de marcos o sistemas de referencia, cada cual es representado por una triada de vectores unitarios. En el caso de los satélites se requiere utilizar

distintos sistemas de referencia, para poder ubicar la posición y el apuntamiento que presenta su estructura, con respecto de un sistema de referencia inercial.

Para transformar las coordenadas de un sistema de referencia a otro que se encuentra rotado, partimos del siguiente análisis[10][107]. Se considera un sistema de coordenadas ($OXYZ$), con ejes OX , OY , y OZ , denotados por vectores unitarios \mathbf{i} , \mathbf{j} , \mathbf{k} , respectivamente. El marco es rotado alrededor del origen, O , para producir un nuevo sistema ($O'X'Y'Z'$) denotado con los vectores unitarios \mathbf{i}' , \mathbf{j}' , \mathbf{k}' , ver Figura 2.3 [107].

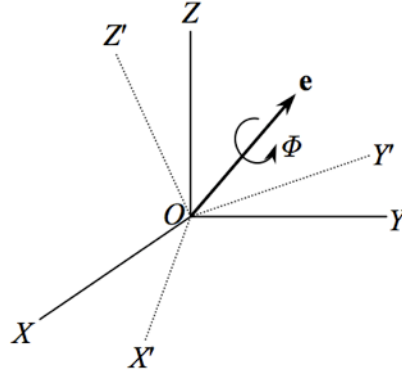


Fig. 2.3. Rotación de un sistema de referencia [107].

Ahora, se considera un vector \mathbf{A} , expresado en términos de sus componentes en el sistema original y en que ha sido rotado, como sigue:

$$\begin{pmatrix} A'_x \\ A'_y \\ A'_z \end{pmatrix} = \mathbf{R} \begin{pmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{pmatrix} \quad (2.1)$$

donde \mathbf{R} es la matriz de la ec. (2.2), y atendiendo a la definición de producto interno, consiste en los cosenos de los ángulos entre los ejes de los dos sistemas de referencia y es conocida como *Matriz de Cosenos Directores*, o también como *Matriz De Rotación*:

$$\mathbf{R} \doteq \begin{pmatrix} \mathbf{i}' \cdot \mathbf{i} & \mathbf{i}' \cdot \mathbf{j} & \mathbf{i}' \cdot \mathbf{k} \\ \mathbf{j}' \cdot \mathbf{i} & \mathbf{j}' \cdot \mathbf{j} & \mathbf{j}' \cdot \mathbf{k} \\ \mathbf{k}' \cdot \mathbf{i} & \mathbf{k}' \cdot \mathbf{j} & \mathbf{k}' \cdot \mathbf{k} \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

La Matriz de Rotación puede ser utilizada con distintos propósitos, por ejemplo, como una transformación de un vector representado en un sistema de coordenadas a otro, como una rotación de un vector en un mismo sistema de referencia, y finalmente, como una descripción de la orientación mutua entre dos marcos de referencia [5].

La matriz de rotación \mathbf{R} del sistema de coordenadas \mathbf{a} al sistema \mathbf{b} se denota por R_a^b . La rotación de un vector \mathbf{x} se escribe de la siguiente manera:

$$x^{s_destino} = R_{s_origen}^{s_destino} x^{s_origen} \quad (2.3)$$

2.3. Representación de la orientación

La orientación del satélite es referida entre los distintos Sistemas de coordenadas con el fin de obtener el dato de los ángulos de rotación en cada eje, es decir, la orientación a partir de los datos de

los sensores de orientación y de velocidad angular, que proporcionan mediciones en el sistema de referencia fijo al satélite. Por lo anterior, se requiere un método de conversión entre sistemas de referencia para representar correctamente la orientación y la velocidad angular del satélite. La transformación en ángulo de Euler es uno de los métodos que se utilizan frecuentemente en estos casos [6], porque es simple y confiable, aunque presenta singularidades en la transformación de coordenadas. Para evitar dichas singularidades es usado el método que representa la orientación con un *Cuaternión*, que además, incrementa la velocidad de los cálculos, siendo este un aspecto de suma importancia para el éxito del sistema control de orientación [5]. En la Tabla 2.2 se enlistan las principales formas de representar a la matriz de rotación.

Tabla 2.2. Distintas formas de representar la orientación.

Parámetros	Notación	Ventajas	Desventajas
Matriz de cosenos directores	$A = [A_{ij}]$	No presenta singularidades.	Seis parámetros redundantes
Ejes y ángulo de Euler	E, Φ	Clara interpretación física	Eje indefinido para $\sin \Phi = 0$
Cuaternión de orientación	$\mathbf{q} = [\eta \ \varepsilon_1 \ \varepsilon_2 \ \varepsilon_3]$	No presenta singularidades, ni funciones trigonométricas.	Un parámetro redundante, sin interpretación física obvia
Vector de Gibbs	\mathbf{g}	Sin parámetros redundantes ni funciones trigonométricas.	Valor infinito para una rotación de 180°
Ángulos de Euler	ϕ, θ, ψ	Sin parámetros redundantes, interpretación física	Funciones trigonométricas, singularidades para algunos ángulos.

En el estudio de las ecuaciones de movimiento de satélites se utilizan con mayor frecuencia los ángulos de Euler y el cuaternión de orientación, que a continuación se detallan.

2.3.1. Representación de la orientación con ángulos de Euler

Para especificar de manera única la orientación de un satélite se requiere un máximo de tres rotaciones sucesivas, llamadas grados de libertad [107], con lo que se pueden utilizar tres ángulos, cada uno alrededor del un eje coordenado, para describir la orientación dada. Esta representación de la orientación por tres ángulos es llamada *La Representación En Ángulos De Euler*.

Se pueden especificar los ángulos de Euler y los ejes de las rotaciones secuenciales utilizando, por ejemplo, la notación $(\psi)_3, (\theta)_2, (\phi)_1$ [107], la cual denota una rotación de OXYZ por un ángulo ψ alrededor del eje OZ, resultando en la orientación intermedia, OX'Y'Z', seguida por una rotación por un ángulo θ alrededor del eje OY', llevando a la orientación OX''Y''Z'', y después una rotación final por un ángulo ϕ alrededor del eje OX'', para producir la nueva orientación, OX'''Y'''Z'''. Esta orientación en ángulos de Euler, que es una descripción de la orientación de una aeronave relativa a un horizonte local utilizando los ángulos de Euler, Yaw (ψ), pitch (θ), y roll (ϕ), se puede observar en la Figura 2.4 [6][107]. La matriz de rotación correspondiente a la orientación $(\psi)_3, (\theta)_2, (\phi)_1$, se obtiene a partir de la siguiente ecuación:

$$R = R_1(\phi)R_2(\theta)R_3(\psi) = \quad (2.4)$$

$$\begin{pmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{pmatrix}$$

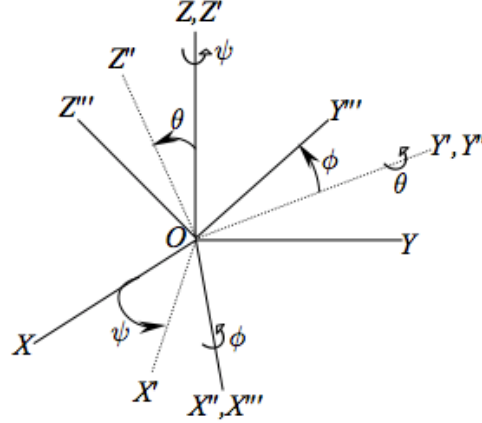


Fig. 2.4. Representación de la orientación por ángulos de Euler, $(\psi)_3, (\theta)_2, (\phi)_1$ [107].

Para especificar la orientación por medio de ángulos de Euler, debe ser posible determinarlos de forma única a partir de la matriz de rotación. Partiendo de la ecuación (2.4), los ángulos de Euler para la representación, $(\psi)_3, (\theta)_2, (\phi)_1$, pueden ser obtenidos de acuerdo a la transformación inversa [107]:

$$\begin{aligned} \phi &= \tan^{-1} \left(\frac{c_{23}}{c_{33}} \right) \\ \theta &= -\sin^{-1}(c_{13}) \\ \psi &= \tan^{-1} \left(\frac{c_{12}}{c_{11}} \right) \end{aligned} \quad (2.5)$$

donde c_{ij} representan los elementos (i, j) de la matriz de rotación R . Cabe comentar que, los elementos c_{11} y c_{33} no deben ser cero, de otra manera los ángulos ψ y ϕ no podrán ser determinados.

Se puede observar de las ecuaciones anteriores que los ángulos de Euler no son únicos. Además, existen algunas orientaciones para las cuales dichos ángulos no pueden ser determinados a partir de la matriz de rotación, R . En estos casos, la representación se denomina *singular*, y se vuelve inservible.

La transformación de ángulos de Euler se presenta usando los ángulos de cabeceo θ , de alabeo ϕ y de guiñada ψ , descritos anteriormente. Estos parámetros ayudan en la determinación de la orientación del satélite relativa al Sistema de referencia orbital.

El ángulo de cabeceo es el ángulo de rotación θ alrededor del eje X_B , el ángulo de alabeo ϕ es el correspondiente a la rotación alrededor del eje Y_B , y ψ es el ángulo de rotación alrededor del eje Z_B (ver Figura 2.5). El problema principal en el uso de ángulos de Euler es la existencia de singularidades, siendo una desventaja, que restringe su aplicación donde la rotación principal esté limitada a orientaciones no singulares.

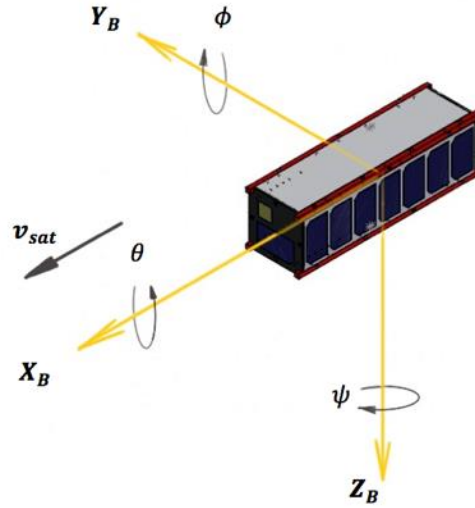


Fig. 2.5. Ángulos de Euler.

2.3.2. Parámetros Simétricos de Euler: Cuaternión

Un cuaternión es un conjunto compuesto de cuatro parámetros escalares mutuamente dependientes, q_1, q_2, q_3, q_4 , tales que, los primeros tres forman un vector conocido como la parte vectorial, \mathbf{q} , [107][111]:

$$\mathbf{q} \doteq \begin{Bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{Bmatrix} \quad (2.6)$$

y la cuarta componente, q_4 , representa la parte escalar, η . La representación de la orientación por medio de un Cuaternión puede ser derivada del eje de Euler, \mathbf{e} , y del ángulo principal de rotación Φ , como sigue [9][107]:

$$\begin{aligned} q_i &\doteq e_i \sin \frac{\Phi}{2} \quad (i = 1,2,3), \\ q_4 &= \eta \doteq \cos \frac{\Phi}{2} \end{aligned} \quad (2.7)$$

Las componentes e_i , con $i = 1, 2, 3$, corresponden al eje de rotación y Φ al ángulo de rotación. De la ec. (2.4), se tiene que q_1, q_2, q_3, q_4 , deben satisfacer la ecuación restrictiva:

$$q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 = 1 \quad (2.8)$$

Dado que los cuatro elementos del cuaternión satisfacen la ecuación (2.8), se puede decir que *el apuntamiento de la orientación varía a lo largo de una superficie esférica unitaria de cuatro dimensiones carente de singularidades* [9][107]. La principal ventaja del uso del cuaternión, sobre otras representaciones de la orientación, está en que no se requiere la resolución computacional de funciones trigonométricas, cuando se obtiene a partir de la matriz de rotación [107].

La matriz de rotación, \mathbf{R} , puede ser escrita en términos del cuaternión de orientación al sustituir las definiciones de la ec. 2.18 en la fórmula de Euler, conduciendo a la ecuación (2.9), [9][107]:

$$\mathbf{R} = (q_4^2 - \mathbf{q}^T \mathbf{q})\mathbf{I} + 2\mathbf{q}\mathbf{q}^T - 2q_4\mathbf{S}(\mathbf{q}) \quad (2.9)$$

Donde $S(\mathbf{q})$ es la siguiente función matricial anti-simétrica formada con los elementos de la parte vectorial \mathbf{q} :

$$S(\mathbf{q}) = \begin{pmatrix} 0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & 0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & 0 \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

Se puede escribir la ecuación (2.9) en términos de los elementos individuales del Cuaternión de orientación de la siguiente manera [107]:

$$R = \begin{pmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_1q_2 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_1q_3 + q_2q_4) & 2(q_2q_3 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

De la ecuación anterior se obtienen las siguientes expresiones para calcular los elementos del cuaternión a partir de los elementos de la matriz de rotación, c_{ij} :

$$\begin{aligned} q_1 &= \frac{c_{23} - c_{32}}{4q_4}, \\ q_2 &= \frac{c_{31} - c_{13}}{4q_4} \\ q_3 &= \frac{c_{12} - c_{21}}{4q_4}, \end{aligned} \quad (2.12)$$

donde:

$$q_4 = \pm \frac{1}{2} \sqrt{1 + c_{11} + c_{22} + c_{33}} = \pm \frac{1}{2} \sqrt{1 + \text{traza } R} \quad (2.13)$$

Cabe notar en la ecuación anterior que los dos signos posibles implican, como en el caso del eje de Euler y ángulo principal obtenidos a partir de la matriz de rotación, una rotación Φ alrededor del eje \mathbf{e} , que es la misma rotación por $-\Phi$, alrededor de $-\mathbf{e}$. Así mismo, la derivación anterior sólo es válida si $q_4 \neq 0$, [9][107].

2.4. Sistemas de referencia para la orientación del satélite en órbita

La orientación de un satélite en órbita es entendida como la posición que presentan los ejes principales de dicho aparato con respecto a otro sistema o marco de referencia dado. Existen varios sistemas de referencia utilizados en la representación de la orientación de un satélite. En esta sección se presentan cinco sistemas, tres con origen en el centro geométrico de la Tierra y dos con origen en el centro de masa de la nave.

2.4.1. Sistema de referencia inercial con centro en la Tierra (SRIT)

Este es un marco de referencia para la navegación terrestre; se define fijo en el espacio, lo cual implica que se trata de un marco no acelerado, en el cual las leyes de Newton son aplicables [108]. Las coordenadas de este sistema se denotan por el subíndice I . El origen de este sistema se sitúa en el

centro geométrico terrestre, con el eje X_i apuntando hacia el equinoccio vernal, el eje Z_i apunta hacia el polo norte terrestre y el eje Y_i completa el sistema coordinado cartesiano; siendo ortogonal a los otros dos ejes, por lo que se encuentra 90° al Este en el plano ecuatorial. (ver Fig. 2.7).

2.4.2. Sistema de referencia fijo con centro en la Tierra (*SRFT*)

El origen de este sistema de referencia está localizado en el centro de la Tierra. Los ejes X y Y rotan alrededor del eje Z con respecto al Sistema de referencia inercial con centro en la Tierra. Dicho movimiento es $\omega_e = 7.2921 \times 10^{-5} [\text{rad/s}]$, que corresponde a la velocidad de rotación de la Tierra. A las coordenadas en este sistema las denotamos con el subíndice E . El eje Z_e apunta al polo norte, el eje X_e se extiende a lo largo de la línea que une al centro de la Tierra con la intersección del meridiano de Greenwich con el ecuador. Como en el caso anterior, la dirección del eje Y_e es ortogonal a X_e y Z_e (Figura 2.6) [108].

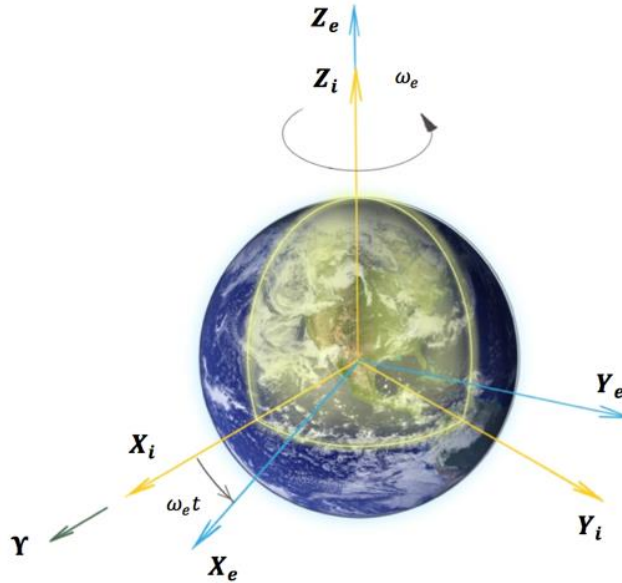


Fig. 2.6. Marco referencia SRFT en contraste con el SRIT.

2.4.3. Sistema de referencia orbital con centro en la Tierra (*SROT*)

Los elementos Keplerianos se establecen en este marco de referencia para describir la órbita del satélite [108]. Las coordenadas en este marco se denotan con el subíndice oe . El eje X_{oe} apunta al perigeo (e), Y_{oe} apunta hacia el eje semi menor (n) y, el eje Z_{oe} es perpendicular al plano de la órbita (h). La velocidad angular orbital al recorrer el satélite su órbita en este marco referencial es denotada como ω_{oe} y es relativa al sistema inercial *SRIT*. Este sistema de referencia se presentó anteriormente para definir los elementos Keplerianos, ver Figura 2.2.

2.4.4. Sistema de referencia orbital con centro en el satélite (*SRO*)

Este marco de referencia, cuyas coordenadas son denotadas por el subíndice O , establece su origen en el centro de masa del satélite, con el eje Z_O que apunta hacia el centro de la Tierra, el eje X_O es tangencial a la órbita, que va en la dirección en la que viaja el satélite y, el eje Y_O completa el sistema con la regla de la mano derecha, [108], ver Figura 2.7.

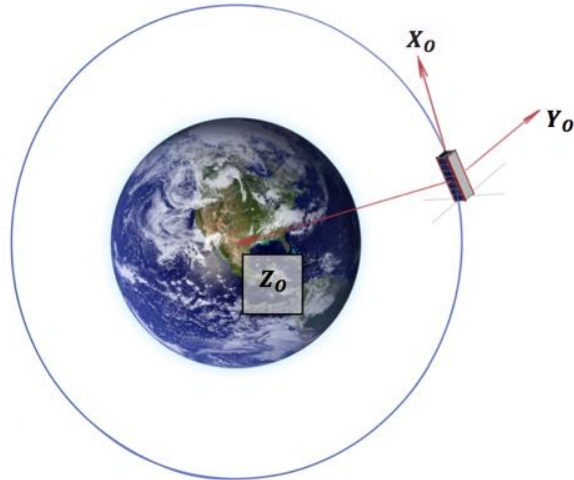


Fig. 2.7. Sistema de referencia orbital con centro en el satélite (SRO).

2.4.5. Sistema de referencia fijo al satélite (SRFS)

Para este sistema de coordenadas, también denominado de cuerpo y denotado por \mathbf{B} , se establece el origen en el centro de masa del satélite, los ejes coordenados X_B , Y_B y Z_B , se hacen coincidir con sus ejes de inercia (idealmente el centro de masa coincide con el centro geométrico de la estructura del satélite), [57][108], ver Figura 2.8. Este sistema de referencia es una referencia móvil fija al cuerpo de la nave. La orientación se determina con relación a la referencia orbital SO, mientras que la velocidad angular se expresa en el sistema fijo al satélite SRFS.

El objetivo del sistema de control y estabilización de orientación es que el Sistema de Referencia Fijo al Satélite y el Sistema de referencia orbital coincidan. La rotación que presentan los ejes de este sistema con respecto al SRO se conocen como ángulos de cabeceo (*Roll*), alabeo (*Pitch*) y guiñada (*Yaw*), que se representan por θ , ϕ y ψ , respectivamente. De igual manera a los ejes de este sistema se les conoce como X_B de cabeceo, Y_B de alabeo y Z_B de guiñada [10][108].

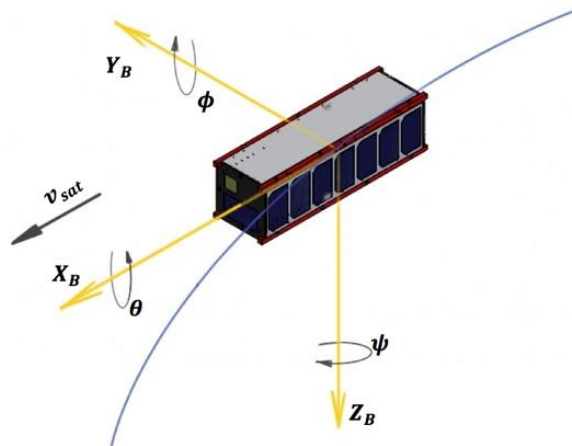


Fig. 2.8. Sistemas de referencia fijo al cuerpo del satélite (SRFS).

2.5. Modelos del medio ambiente espacial

El medio ambiente o entorno espacial, es considerado como el espacio cercano a la Tierra y la atmósfera en el que funcionan los sistemas espaciales ubicados en la órbita baja, hasta los 1000 Km.

Las características de esta región tienen una gran influencia en el funcionamiento y vida útil de estos sistemas, al afectar su forma, tamaño, masa, complejidad y costo [61].

La estabilidad de la orientación de los satélites se ve constantemente afectada por la interacción del satélite con el medio espacial, ya que se generan fuerzas que al no ser aplicadas en el centro de masa del aparato, producen pares perturbadores que afectan la orientación y la órbita del mismo, provocando desviaciones del valor de referencia establecido. Dado que los pares perturbadores tienen componentes que afectan los tres ejes del satélite, es deseable que el CM se encuentre posicionado cercano al centro geométrico, con lo que se reduce el brazo de momento donde se aplica la fuerza que produce el par perturbador. En el diseño del sistema de control y estabilización de orientación de los satélites se debe considerar todos los pares que tengan la capacidad para afectar la orientación del satélite.

Las fuentes de las perturbaciones pueden ser clasificadas de acuerdo a las causas específicas: los efectos más importantes que pueden modificar la órbita y la orientación del satélite, pueden dividirse en dos clases [61]:

1. Fuerzas gravitacionales
 - Gradiente gravitacional
 - Variaciones de la gravedad por la forma achatada de la Tierra
 - Fuerza de atracción de otros cuerpos celestes
2. Fuerzas no Gravitacionales
 - Arrastre atmosférico
 - Presión por el viento solar
 - Efectos del campo magnético

2.5.1 Par por arrastre atmosférico

El par por arrastre aerodinámico es el resultado del impacto de las moléculas de gas atmosférico remanentes sobre las superficies del satélite en su trayecto orbital. En la determinación del par aerodinámico se requiere conocer las características de la atmósfera y su movimiento resultante de la rotación terrestre, además, de las propiedades aerodinámicas y de masa del satélite, así como de la velocidad relativa del satélite con respecto a la propia atmósfera.

El par aerodinámico es muy importante para la orientación del satélite, y es tomado en cuenta en el dimensionamiento de los actuadores del sistema de control de orientación. Para minimizar los pares por arrastre atmosférico se requiere atender a la geometría y las características de la superficie exterior del satélite, particularmente la configuración y las propiedades de la superficie de estructuras extendidas tales como arreglos de paneles solares grandes, antenas y extensiones telescópicas. Otro aspecto que impacta en la magnitud de los pares de origen aerodinámico, son las propiedades de masa, es decir, la posición del centro de masa y los momentos de inercia del satélite.

A. Fuerza aerodinámica

Para el análisis de la fuerza aerodinámica se considera la teoría del Flujo molecular libre [57][114], que establece que las moléculas de gas de la atmósfera remanente que impactan al satélite son reemitidas y viajan lejos antes de chocar con otras moléculas, por lo que se considera que el flujo incidente no es afectado por la presencia del satélite. Esta condición permite que el par aerodinámico total sea calculado como la suma de las contribuciones de par de cada elemento del satélite. De esta manera, el vehículo puede ser estudiado como formas geométricas simples separadas para facilitar la estimación de las fuerzas aerodinámicas.

Una primera aproximación a la magnitud del par aerodinámico sobre el satélite se puede realizar por medio de la ecuación (2.14) [114]:

$$\mathbf{F}_{aero} = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 A \quad (2.14)$$

donde F es la fuerza aerodinámica total, ρ es la densidad atmosférica, y A es el área proyectada del elemento de superficie del satélite normal al flujo incidente, V es la velocidad del satélite, C_D es el coeficiente de arrastre, que puede establecerse en un valor de 2.6 para esta primera iteración. Una mejor aproximación de la fuerza aerodinámica total puede ser obtenida utilizando modelos de interacción partícula/superficie simplificados, que también se apoyan en la teoría del flujo molecular libre. De la referencia [114], se toma uno de estos modelos para obtener la fuerza aerodinámica sobre un elemento de área:

$$d\mathbf{F} = -\rho V^2 [(2 - \sigma_n - \sigma_t)(\mathbf{e}_v \cdot \mathbf{e}_n)^2 \mathbf{e}_n + \sigma_t (\mathbf{e}_v \cdot \mathbf{e}_n) \mathbf{e}_v] d\mathbf{A} \quad (2.15)$$

σ_n , es el coeficiente de intercambio de momento normal, σ_t es el coeficiente de intercambio de momento tangencial, \mathbf{e}_v es el vector unitario de velocidad del satélite, \mathbf{e}_n es el vector unitario normal al elemento de superficie $d\mathbf{A}$. En la ecuación (2.15) se observa que existe una relación lineal entre $d\mathbf{F}$ y la densidad atmosférica, ρ , por lo cual se requiere un modelo preciso de la densidad atmosférica. Los coeficientes de intercambio de momento son, en general, considerados como función del material de la superficie del satélite. En la practica se utiliza un valor de 0.8 para ambos coeficientes.

B. Par aerodinámico

Cuando la expresión dada por la ecuación (2.14) es utilizada para evaluar la fuerza aerodinámica, el par aerodinámico es estimado con la expresión:

$$\boldsymbol{\tau}_{aero} = \ell F \quad (2.16)$$

donde τ_{aero} es el par aerodinámico total, y ℓ es el brazo de momento. F está dado por la ecuación (2.14). Para la estimación del torque a partir de este modelo, el brazo de momento ℓ se asume sea al menos un tercio de la dimensión máxima del satélite [114], incluyendo todos los elementos desplegables, incluso si el aparato es simétrico, y mayormente si el centroide del área proyectada y el centro de masa están separados una gran distancia.

El centro de presión es un concepto utilizado en la estimación de los pares aerodinámicos. Se considera al centro del área proyectada de la superficie expuesta al flujo atmosférico como el centro de presión, donde se localiza la línea de acción de la fuerza aerodinámica. El brazo de momento es, entonces, el vector que une al centro de masa y al centro de presión. Con lo anterior, el cálculo del par por arrastre aerodinámico queda como:

$$\boldsymbol{\tau}_{aero} = \mathbf{r}_{aero} \times \mathbf{F}_{aero} \quad (2.17)$$

Donde el brazo de momento se define como $\mathbf{r}_{aero} = (\mathbf{r}_{CPa} - \mathbf{r}_{CM})$, como se puede observar en la Figura 2.9, donde se muestra la geometría y los sistemas de referencia para el análisis, tanto de los pares de origen aerodinámico, como por radiación solar.

Cabe comentar que en este análisis se considera al flujo atmosférico, y a la fuerza resultante como tangente a la órbita, es decir que, la fuerza aerodinámica es colineal al eje \mathbf{X}_O , en la dirección opuesta al movimiento del satélite.

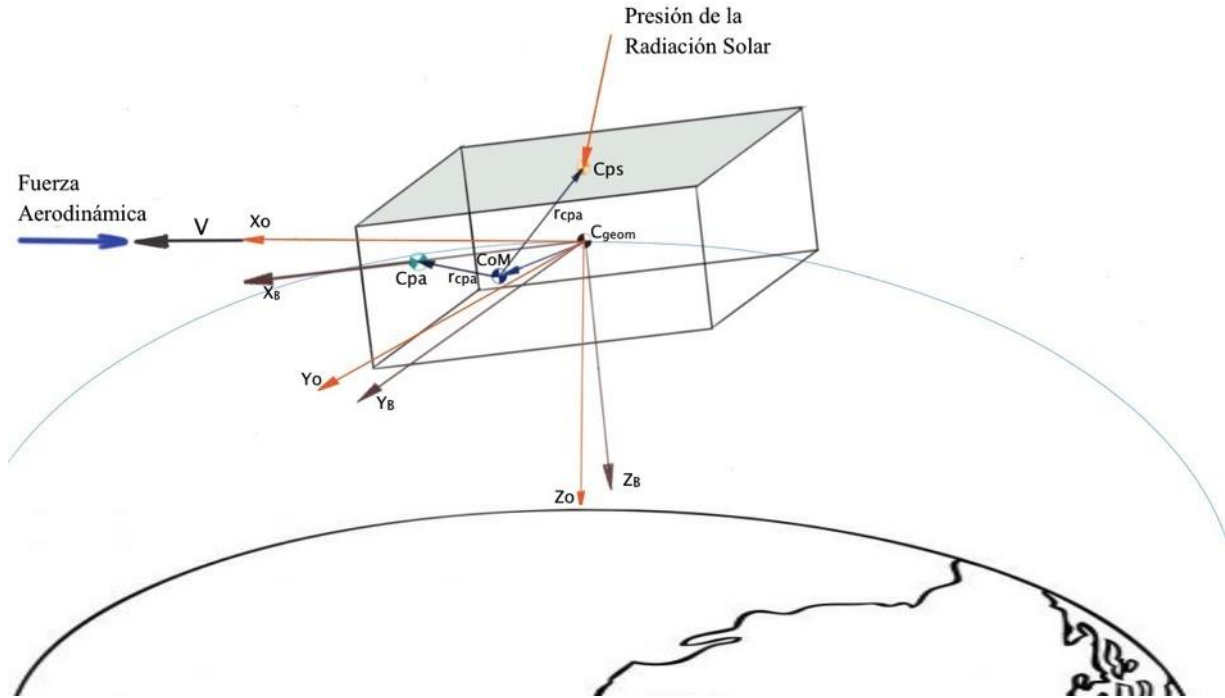


Fig. 2.9. Pares perturbadores aerodinámico y por radiación solar: geometría y sistemas de referencia.

Datos de vuelo han mostrado que los pares aerodinámicos pueden perturbar de manera significativa la orientación de un satélite, afectando su velocidad angular, por lo que deben ser considerados en el diseño del sistema de control de orientación del satélite [115][116]. El par aerodinámico es una importante consideración en el diseño de satélites con una altitud del perigeo en el rango de 120 a 1000 km. Debajo de los 600 km la fuerza por radiación es del mismo orden de magnitud que la fuerza aerodinámica y, por lo tanto, también debe ser incluida en los cálculos. Debajo de los 120 km, las fuerzas aerodinámicas se vuelven de gran magnitud lo que provocará que la vida útil del satélite sea muy corta [114].

El par aerodinámico cambia su magnitud por el corrimiento del centro de masa, que puede ser causado por la expulsión de masa al consumir combustible, al desplegar paneles o alguno otro instrumento, cambios en la superficie (por ejemplo, por la temperatura).

2.5.2 Par por radiación solar

Otro par perturbador presente en el medio ambiente espacial es resultado de la fuerza de la radiación en todas las superficies del satélite. La principal fuente de fuerza por radiación es por la iluminación directa del Sol. La luz solar reflejada por la Tierra y la emisión infrarroja de la tierra y su atmosfera también son fuentes de radiación para un satélite en la órbita terrestre. Así mismo, la emisión de energía electromagnética, en forma de calor y señales de radio, desde el interior del satélite también son consideradas como fuentes de radiación [80].

Los factores más importantes en la determinación de los pares por radiación son [80]:

- (1) La intensidad, espectro, y dirección de la radiación incidente o emitida
- (2) La forma de la superficie y la posición del Sol con respecto al centro de masa del satélite
- (3) Las propiedades ópticas de las superficie sobre la que incide la radiación o desde la cual es emitida

Dado que la magnitud de la radiación solar varía con el inverso del cuadrado de la distancia entre el satélite y el Sol, para un satélite en la órbita terrestre, la fuerza por radiación solar es considerada independiente de la altitud.

En comparación con los otros pares perturbadores, el par por radiación solar es más significativo para satélites en altitudes mayores a los 1000 Km.

Para considerar los pares producto de la radiación solar en la orientación del satélite y en el dimensionamiento de los actuadores de control, en su cálculo se deben tomar en cuenta todas las superficies expuestas, en cuanto a su geometría y características ópticas.

La configuración y la orientación de arreglos de grandes paneles solares y antenas, en conjunto con el efecto de los recubrimientos de control térmico sobre las superficies debe ser considerado cuidadosamente.

Cuando el satélite despliega estructuras extensibles, flexibles, las deformaciones o deflexiones causadas por las fuerzas gravitacionales o las fuerzas aerodinámicas y el estrés térmico pueden causar cambios en la geometría y en la posición del centro de masa.

La radiación incidente sobre la superficie del satélite genera fuerzas que pueden causar un par alrededor del centro de masa del satélite. Las fuentes de radiación electromagnética que causa fuerzas y probablemente pares que actúan sobre el satélite son [80]:

- (1) Radiación solar directa de fotones
- (2) Radiación solar reflejada por la tierra y su atmósfera
- (3) Radiación de la tierra y su atmósfera
- (4) Radiación del satélite

La causa más importante de pares por radiación es la solar directa de fotones. Las fuerzas causadas por otras fuentes son usualmente al menos un orden de magnitud menores.

El Sol proporciona una radiación esencialmente colimada con una intensidad y espectro (el disco solar visible se subtende un ángulo de 32 [arcmin] a 1 [AU] (Astronomical Unit), razonablemente definidos. La constante solar I_0 es la razón de cambio a la cual la energía solar a todas las longitudes de onda es recibida sobre la atmósfera en una superficie normal a una radiación incidente y a una distancia media de la Tierra y el Sol. Un valor común de esta constante es $1353 \pm 20 \left[\frac{W}{m^2} \right]$.

La órbita excéntrica de la Tierra alrededor del Sol causa una variación periódica en la intensidad solar observada (I) que para satélites en órbita baja puede ser expresada como una función del tiempo:

$$I = I_0 \beta(t) \quad (2.18)$$

La radiación solar causa variaciones periódicas en todos los elementos orbitales. Tiene un efecto mayor en objetos ligeros con una gran superficie expuesta. El área de la superficie del satélite expuesta al Sol, es determinante en el resultado de la aceleración causada por esta perturbación.

La fuerza que produce la radiación solar resulta en un par, cuando dicha fuerza no es aplicada en el centro de masa de la nave (ver Fig. 2.14). La superficie del satélite está sujeta a la presión de la radiación solar, esto es, una fuerza por unidad de área igual al vector resultante de la diferencia entre el momento incidente y el reflejado, producido por el flujo.

La magnitud de la aceleración, \mathbf{a}_{rad} , en m/s^2 provocada por la radiación solar se describe con la ecuación (2.19), [61]:

$$\mathbf{a}_{rad} = \frac{(1 + K) p_s A}{m} \left[\frac{m}{s^2} \right] \quad (2.19)$$

donde A es el área de la nave expuesta al Sol, en m^2 , m es la masa del satélite en Kg, y K es el factor de reflexión (reflectividad). $K = 0$ para la absorción total; $K = 1$ para la reflexión especular, con

incidencia en la normal; y $K = 0.4$ para reflexión difusa y $p_s \approx 4.51 \times 10^{-6} \left[\frac{N}{m} \right]$ es la fuerza de la presión solar por unidad de área [61][80]. Finalmente, el par debido a la radiación solar puede ser calculado por medio de la ecuación (2.20), [80]:

$$\boldsymbol{\tau}_{solar} = \mathbf{r}_{solar} \times \mathbf{F}_s = (\mathbf{r}_{CPS} - \mathbf{r}_{CM}) \times \frac{\rho_s}{c} A_s (1 + k) \quad (2.20)$$

En la ecuación anterior, \mathbf{r}_{solar} corresponde al brazo de momento, calculado como el centro de presión solar, \mathbf{r}_{CPS} , menos el centro de masa \mathbf{r}_{COM} .

2.5.3 Pares gravitacionales

Los pares gravitacionales son provocados por el efecto del Gradiente gravitacional, debido a que la gravedad es un campo gravitacional no uniforme, que se vuelve débil conforme se incrementa la altura, por lo que, un cuerpo dentro del campo gravitacional sólo estará en equilibrio estable si su eje de menor inercia se alinea con la vertical local [4], esto quiere decir que, el gradiente gravitacional es la tendencia del satélite a alinear su eje de mayor longitud con el vector de gravedad, que apunta hacia el centro de la tierra [4][117].

El modelo que describe la fuerza gravitacional dF en un elemento de masa dm , está dado por la ecuación (2.21), [4][117]:

$$dF = \mu \frac{\vec{R}}{R^3} dm \quad (2.21)$$

donde $\mu = 0.3986 \times 10^{15} \text{ m}^3/\text{s}^2$, es la constante gravitacional terrestre, y R es la distancia desde el centro de la Tierra hacia el elemento de masa dm .

Al sumar los momentos alrededor del centro de masa, las componentes del par perturbador pueden expresarse por medio de la ecuación (2.22), [4]:

$$\begin{aligned} \tau_{grav_x} &= (3\mu/2r^3)(I_{zz} - I_{yy}) \sin(2\phi) \cos^2(\theta) \\ \tau_{grav_y} &= (3\mu/2r^3)(I_{zz} - I_{xx}) \sin(2\theta) \cos^2(\phi) \\ \tau_{grav_z} &= (3\mu/2r^3)(I_{xx} - I_{yy}) \sin(2\theta) \cos^2(\phi) \end{aligned} \quad (2.22)$$

donde ϕ y θ son los ángulos de roll y pitch, respectivamente.

El par por gradiente gravitacional proporciona un medio pasivo de auto alineamiento para el satélite, y es utilizado en algunas misiones para estabilizar la orientación al incorporar una extensión para alinear algún eje con el vector de gravedad [2].

En cuanto a los pares gravitacionales también se debe considerar la variación que tienen la gravedad de la Tierra sobre el satélite y la fuerza de atracción de otros cuerpos celestes como el Sol y la Luna.

2.6. Matriz de Momentos de inercia.

La combinación de las ecuaciones de movimiento del satélite con la matriz de momentos de inercia para el caso particular del satélite de interés, que corresponde a un Cubesat 3U, permitirá realizar un análisis del comportamiento del mismo en órbita.

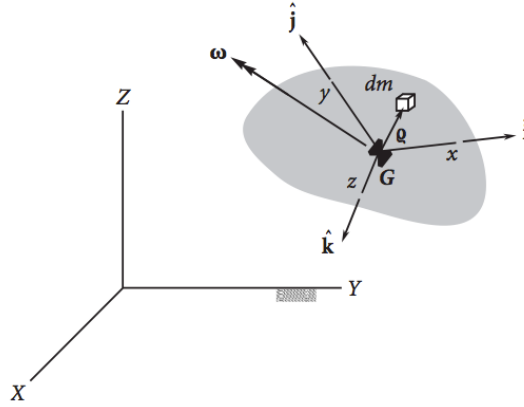


Fig. 2.10. Cuerpo rígido para analizar los momentos de inercia [118].

Partiendo de la Figura 2.10, el momento angular de un cuerpo rígido alrededor de su centro de masa, se describe por medio de la ecuación (2.23) [118]:

$$\mathbf{H}_G = \int_m \boldsymbol{\rho} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) dm \quad (2.23)$$

El integrando de la ecuación anterior se puede reescribir utilizando la identidad vectorial $\mathbf{A} \times (\mathbf{B} \times \mathbf{C}) = \mathbf{B}(\mathbf{A} \cdot \mathbf{C}) - \mathbf{C}(\mathbf{A} \cdot \mathbf{B})$ [110]:

$$\boldsymbol{\rho} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) = \boldsymbol{\omega} \rho^2 - \boldsymbol{\rho}(\boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{\rho}) \quad (2.24)$$

Para el cuerpo rígido bajo estudio, se establece un sistema coordenado xyz que se mueve junto con su centro de masa, G . Los vectores unitarios de este sistema son $\hat{\mathbf{i}}$, $\hat{\mathbf{j}}$ y $\hat{\mathbf{k}}$. Los vectores de posición $\boldsymbol{\rho}$ y de velocidad angular, $\boldsymbol{\omega}$, se pueden expresar en términos de sus componentes en las coordenadas del sistema xyz como:

$$\boldsymbol{\rho} = x\hat{\mathbf{i}} + y\hat{\mathbf{j}} + z\hat{\mathbf{k}}$$

$$\boldsymbol{\omega} = \omega_x\hat{\mathbf{i}} + \omega_y\hat{\mathbf{j}} + \omega_z\hat{\mathbf{k}}$$

al sustituir las expresiones vectoriales anteriores en la parte derecha de la ecuación (2.24), se obtiene:

$$\boldsymbol{\rho} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) = (\omega_x\hat{\mathbf{i}} + \omega_y\hat{\mathbf{j}} + \omega_z\hat{\mathbf{k}})(x^2 + y^2 + z^2) - (x\hat{\mathbf{i}} + y\hat{\mathbf{j}} + z\hat{\mathbf{k}})(\omega_x x + \omega_y y + \omega_z z)$$

al simplificar la expresión anterior se llega a la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\rho} \times (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) &= [(y^2 + z^2)\omega_x - xy\omega_y - xz\omega_z]\hat{\mathbf{i}} \\ &+ [-yx\omega_x + (x^2 + y^2)\omega_y - yz\omega_z]\hat{\mathbf{j}} \\ &+ [-zx\omega_x - zy\omega_y + (x^2 + y^2)\omega_z]\hat{\mathbf{k}} \end{aligned} \quad (2.25)$$

Si se combina el resultado anterior con el integrando de la ecuación (2.23) se obtiene la ecuación (2.26):

$$\mathbf{H}_G = H_x\hat{\mathbf{i}} + H_y\hat{\mathbf{j}} + H_z\hat{\mathbf{k}} \quad (2.26)$$

donde las componentes del vector de momento angular corresponden a:

$$\begin{Bmatrix} H_x \\ H_y \\ H_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} I_x & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_y & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{Bmatrix} \quad (2.27)$$

que se puede escribir en notación matricial como:

$$\{\mathbf{H}\} = [\mathbf{I}]\{\boldsymbol{\omega}\} \quad (2.28)$$

Donde $\{\mathbf{I}\}$, es la matriz de momentos de inercia alrededor del centro de masa, cuyas componentes se pueden obtener de la siguiente manera [118]:

$$\begin{aligned} I_x &= \int (y^2 + z^2) dm & I_{xy} &= - \int xy dm & I_{xz} &= - \int xz dm \\ I_{yx} &= I_{xy} & I_y &= \int (x^2 + z^2) dm & I_{yz} &= - \int yz dm \\ I_{zx} &= I_{xz} & I_{zy} &= I_{yz} & I_z &= \int (x^2 + y^2) dm \end{aligned} \quad (2.29)$$

Se puede observar que la matriz $[\mathbf{I}]$ es una matriz simétrica, por lo que: $[\mathbf{I}]^T = [\mathbf{I}]$. Además, se tiene que, mientras los productos de inercia I_{xy} , I_{xz} y I_{yz} pueden ser positivos, negativos o cero, los momentos de inercia I_{xx} , I_{yy} y I_{zz} son siempre positivos y nunca cero o negativos para cuerpos de dimensiones finitas [118], por lo que, $[\mathbf{I}]$ es una matriz definida positiva.

Los momentos de inercia reflejan cómo es que la masa de un cuerpo rígido se encuentra distribuida. Dichos momentos manifiestan la inercia rotacional del cuerpo, es decir su resistencia a ser puesto en movimiento rotacional o a ser detenido una vez que se encuentra en rotación. Esto es indicativo de cómo la masa del cuerpo se encuentra distribuida, y que determina cómo el cuerpo responderá a los pares de fuerza aplicados.

Las siguientes expresiones relativas a los productos de inercia permiten realizar simplificaciones en la matriz de inercia [118]:

Si el plano xy es un plano de simetría del cuerpo, entonces $I_{xz} = I_{yz} = 0$.

Si el plano xz es un plano de simetría del cuerpo, entonces $I_{xy} = I_{yz} = 0$.

Si el plano yz es un plano de simetría del cuerpo, entonces $I_{xy} = I_{xz} = 0$.

Con las consideraciones anteriores, si el cuerpo tiene dos planos de simetría relativos al sistema de referencia xyz , entonces los tres productos de inercia desaparecen, y la matriz $[\mathbf{I}]$ se convierte en una matriz diagonal, de la forma:

$$[\mathbf{I}] = \begin{bmatrix} A & 0 & 0 \\ 0 & B & 0 \\ 0 & 0 & C \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

donde A , B y C son los *momentos de inercia principales*, todos positivos, y los ejes xyz corresponderán a los *ejes de inercia principales*. En este caso, relativo a su centro de masa o a un punto fijo de rotación, se tienen las componentes del momento angular de la siguiente manera [118]:

$$H_x = A\omega_x \quad H_y = B\omega_y \quad H_z = C\omega_z \quad (2.31)$$

Cada uno de los tres momentos de inercia de la ecuación (2.30) y (2.31) pueden ser expresados de la siguiente forma:

$$A = mk_x^2 \quad B = mk_y^2 \quad C = mk_z^2 \quad (2.32)$$

donde m es la masa del cuerpo y k_x , k_y y k_z son los tres radios de giro. Lo anterior se puede considerar como que la masa del cuerpo está concentrada alrededor de su eje principal a una distancia igual al radio de giro. Los momentos de inercia de varias formas comunes se enlistan en la Figura 2.11, en donde se observa que, por su simetría, los productos de inercia desaparecen para los ejes coordenados utilizados.

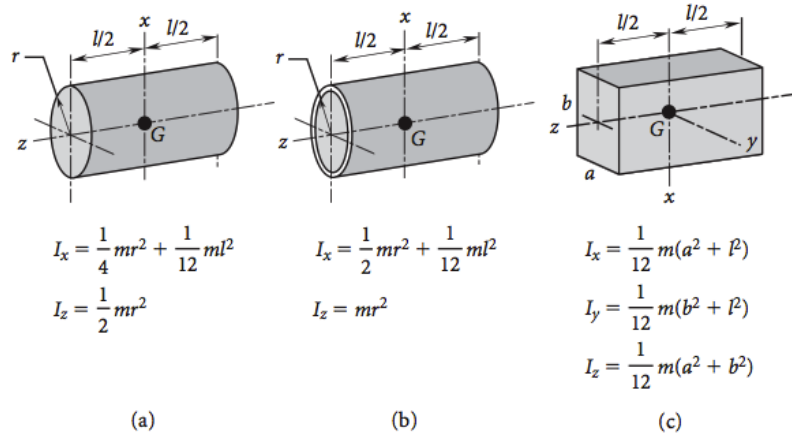


Fig. 2.11. Momentos de inercia de tres sólidos homogéneos de masa m . (a) Cilindro circular sólido, (b) Tubo cilíndrico circular, (c) Paralelepípedo rectangular [118].

Resumen del capítulo

En este capítulo se presentaron los parámetros necesarios para el estudio de la orientación del satélite. Primero, los sistemas de referencia y la matriz de rotación que nos permite especificar un vector de un sistema de referencia a otro. Además, se incluye la representación de la orientación y de la matriz de rotación por medio de distintos entes matemáticos, describiendo sus ventajas y desventajas. En los algoritmos del sistema para la determinación y control de orientación se hará uso del cuaternión de orientación para representar la orientación del satélite.

3. SISTEMA DE MASAS MÓVILES PARA EL REAJUSTE DEL CENTRO DE MASA EN ÓRBITA.

En este apartado se describe el concepto y el diseño de un sistema que está compuesto por tres masas móviles internas, que se pueden desplazar a lo largo de tres ejes ortogonales, con el propósito de re-ajustar el centro de masa (CM) en un nano satélite Cubesat 3U. Este procedimiento reducirá la magnitud de los pares presentes en la órbita terrestre, al reposicionar el CM lo más cercano posible al centro geométrico de la estructura del satélite, lo cual reduce el brazo de momento involucrado en la generación de dichos pares. Esta implementación disminuye, además, la potencia requerida para mantener estable la orientación en el largo plazo.

3.1 El centro de masa y los pares perturbadores

La estabilidad de la orientación se ve afectada constantemente por los pares perturbadores externos, principalmente el arrastre aerodinámico producto de la interacción del satélite con la atmósfera remanente, la presión por la radiación solar y el gradiente gravitacional.

Para la mayoría de las aplicaciones y experimentos realizados en misiones espaciales, es indispensable que el apuntamiento de la carga útil presente la orientación deseada de manera continua, precisa y estable, con el fin de que se lleven a cabo de manera adecuada las funciones programadas. Un corrimiento del CM en órbita impacta en el efecto que causan los pares perturbadores presentes en el medio ambiente espacial sobre la orientación del satélite.

El centro de masa de un satélite, que ha sido ajustado en Tierra, puede cambiar una vez que es puesto en órbita y durante el transcurso de la misión debido a diversas causas, entre las que se pueden mencionar: las operaciones o reconfiguraciones que se llevan a cabo [72], por ejemplo, el despliegue de algunos instrumentos o de la misma carga útil, es decir, los paneles solares, las extensiones telescópicas, magnetómetros [73], antenas, cámaras [74], o velas solares, [75]. Otras causas incluyen la expulsión de la masa de combustible [79], aunque esto último no es muy común entre los Cubesats [2][3][74], o inclusive por la deformación causada por fuerzas excesivas durante el lanzamiento, o las deformaciones causadas por las fuerzas gravitacionales o aerodinámicas y el estrés térmico, que pueden provocar cambios en la geometría y en la posición del centro de masa [80]. La información de las propiedades mecánicas es aprovechado por los algoritmos de control de orientación que utilizan el modelo de la dinámica del satélite, por lo que los parámetros de CM y momentos de Inercia (MOI) son de vital importancia en el desempeño de la misión.

3.1.1. Evaluación de los pares perturbadores en órbita

La interacción del satélite con el medio espacial genera fuerzas, que al no ser aplicadas en el centro de masa del aparato, producen pares perturbadores que afectan la orientación y la órbita del mismo; provocando desviaciones del valor de referencia establecido. Estas fuerzas pueden llegar a dominar el movimiento de los aparatos en órbita, incluso con la capacidad de llevarlos al reingreso, en casos extremos.

En el diseño de los actuadores se debe considerar el efecto de las perturbaciones provocadas por el entorno espacial sobre el satélite. Con este propósito, a continuación se evalúan los pares perturbadores considerando casos extremos, en los que la fuerza de la perturbación se aplica en el punto más alejado del centro de masa, provocando un par máximo. En la Tabla 3.1 se enlistan las características de la misión consideradas en el cálculo del par perturbador.

Tabla 3.1. Características de la misión para el cálculo de los pares perturbadores.

Parámetro	Valor
Masa total del satélite	4.2 Kg
Momento de inercia de cada rueda inercial	$I_{w_i} = 3.092 \times 10^{-5} [Kg m^2]$
Matriz de momentos de inercia	$I_{sat} = \begin{bmatrix} 0.005 & 0 & 0 \\ 0 & 0.025 & 0 \\ 0 & 0 & 0.025 \end{bmatrix} [Kg m^2]$
Posición del Centro de Masa, \mathbf{r}_{CoM}	$[0.02 \quad -0.03 \quad -0.04] m$
Órbita	Polar LEO, Altitud: 370 Km, inclinación 92°
Centro de masa	CM = $[0.045 \quad 0.035 \quad -0.04] m$

A. Par producido por el gradiente gravitacional

Para las características del satélite considerado, y utilizando la ecuación (3.1), se obtiene el par producto del gradiente gravitacional:

$$\begin{aligned}\tau_{grav_x} &= (3\mu/2r^3)(I_{zz} - I_{yy}) \sin(2\phi) \cos^2(\theta) \\ \tau_{grav_y} &= (3\mu/2r^3)(I_{zz} - I_{xx}) \sin(2\theta) \cos^2(\phi) \\ \tau_{grav_z} &= (3\mu/2r^3)(I_{xx} - I_{yy}) \sin(2\theta) \cos^2(\phi)\end{aligned}\quad (3.1)$$

donde $n = \mu/r^3$, es el número de órbitas por unidad de tiempo, $\mu = 398\,600 \text{ Km}^3/\text{s}^2$, es la constante gravitacional geocéntrica de la Tierra, r es la magnitud del vector que va desde el centro del planeta hasta el centro de masa del satélite, redondeada a 7000 Km, I_{xx}, I_{yy} e I_{zz} , corresponden a los momentos de inercia principales y ϕ, θ son los ángulos de cabeceo y guiñada.

Con esta información el par máximo de origen gravitacional resulta:

$$\tau_{grav} = [-0.1191 \times 10^{-12} \quad 0.1191 \times 10^{-12} \quad 0] \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$|\tau_{grav}| = 1.6842 \times 10^{-13} \text{ [N} \cdot \text{m]}$$

B. Par producido por la radiación solar

El efecto de la radiación solar en la orientación del satélite se puede obtener con la ecuación (3.2):

$$\boldsymbol{\tau}_{solar} = \mathbf{r}_{solar} \times \mathbf{F}_s = (\mathbf{r}_{Cps} - \mathbf{r}_{CoM}) \times \frac{\rho_s}{c} A_s (1 + k) \quad (3.2)$$

El efecto de los rayos solares es mayor cuando éstos inciden de manera perpendicular [57], el centro de la presión, en el caso extremo, se encuentra en uno de los vértices de la cara expuesta al Sol, en el punto más alejado del centro de masa:

$$\tau_{solar} = [0.8119 \times 10^{-6} \quad 0.3383 \times 10^{-6} \quad 0.3383 \times 10^{-6}] \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$|\tau_{solar}| = 9.4232 \times 10^{-7} \text{ [N} \cdot \text{m]}$$

C. Par producto del arrastre atmosférico

Para calcular el par producido por el arrastre aerodinámico que se genera por la interacción del satélite en órbita con el remanente de la atmósfera terrestre, se hace uso de la ecuación (3.3):

$$\boldsymbol{\tau}_{aero} = (\mathbf{r}_{Cpa} - \mathbf{r}_{CoM}) \times \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3.3)$$

Donde $(\mathbf{r}_{Cpa} - \mathbf{r}_{CoM})$ es el vector que une el centro de presión aerodinámico con el centro de masa del satélite, con estos datos, se calcula el par aerodinámico máximo:

$$\boldsymbol{\tau}_{aero} = [0.2061 \times 10^{-8} \quad 0.0859 \times 10^{-8} \quad 0.0859 \times 10^{-8}] \text{ N} \cdot \text{m}$$

$$|\boldsymbol{\tau}_{aero}| = 2.4 \times 10^{-9} \text{ [N} \cdot \text{m]}$$

D. Par restaurador requerido

Finalmente, al contabilizar los pares perturbadores máximos, se tendrá un estimado del par de control necesario para reorientar y estabilizar al satélite. El vector que toma en cuenta la suma de todos los pares externos máximos resulta:

$$\boldsymbol{\tau}_{T_{Max}} = [0.8139 \times 10^{-6} \quad 0.3391 \times 10^{-6} \quad 0.3391 \times 10^{-6}] \text{ N} \cdot \text{m}$$

cuya magnitud es:

$$|\boldsymbol{\tau}_{T_{Max}}| = 0.9447 \times 10^{-6} \text{ [N} \cdot \text{m]}$$

El valor de $\boldsymbol{\tau}_{T_{Max}}$ debe ser considerado dentro de los requerimientos en las especificaciones de los actuadores que se emplearán.

La magnitud de los pares perturbadores dependen de la posición orbital, esto es, la Longitud, Latitud y Altitud. En la Figura 3.1 se muestra una gráfica con los valores de par perturbador, considerando un rango de altitudes de 200 a 1000 Km, donde se ubica la órbita baja.

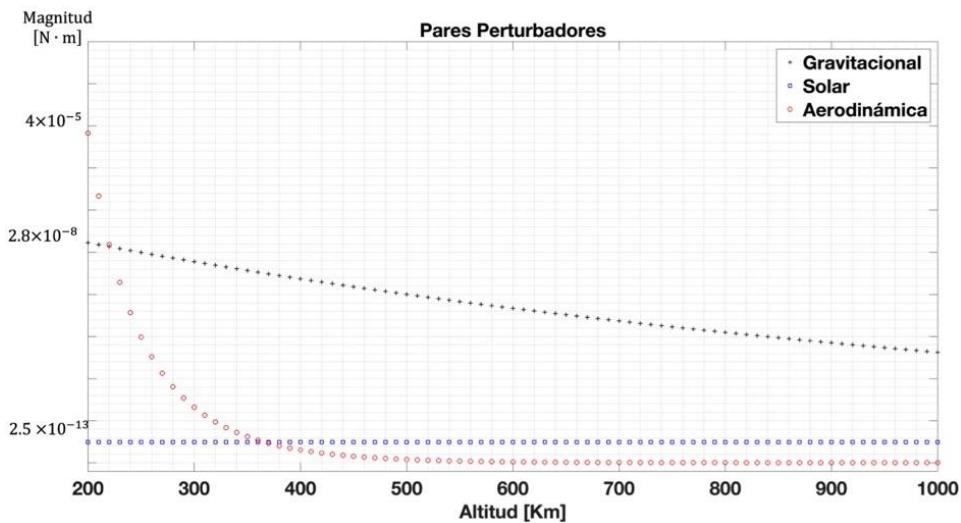


Fig. 3.1. Pares perturbadores en órbita para diferentes altitudes para un Cubesat 3U

Se puede observar que tanto el par aerodinámico como el gravitacional reducen su magnitud conforme aumenta la altitud. El par solar permanece prácticamente constante a diferentes altitudes. Aunque la magnitud de estas perturbaciones es baja, son capaces de modificar la orientación en el corto plazo.

3.1.2. El Centro de masa y su relación con el consumo de potencia de los actuadores

Con el fin de observar el comportamiento de la dinámica del satélite con el CM localizado en diferentes posiciones y su relación con el consumo de potencia de los actuadores del sistema de orientación, se llevaron a cabo una serie de simulaciones numéricas en MATLAB.

Para comparar el efecto que tendría sobre las perturbaciones externas el relocalizar el centro de masa del satélite, se presenta la gráfica de la Figura 3.2, en la que se muestra el resultado de una simulación, en la cual se cambia el centro de masa desde una desviación de 0 hasta 9 cm. Utilizando los modelos de las perturbaciones presentados en el capítulo 2, se obtiene la magnitud la suma de los pares aerodinámico, gravitacional y solar. En esta gráfica se puede observar cómo es que aumenta el par perturbador total, al incrementarse la desviación del centro de masa.

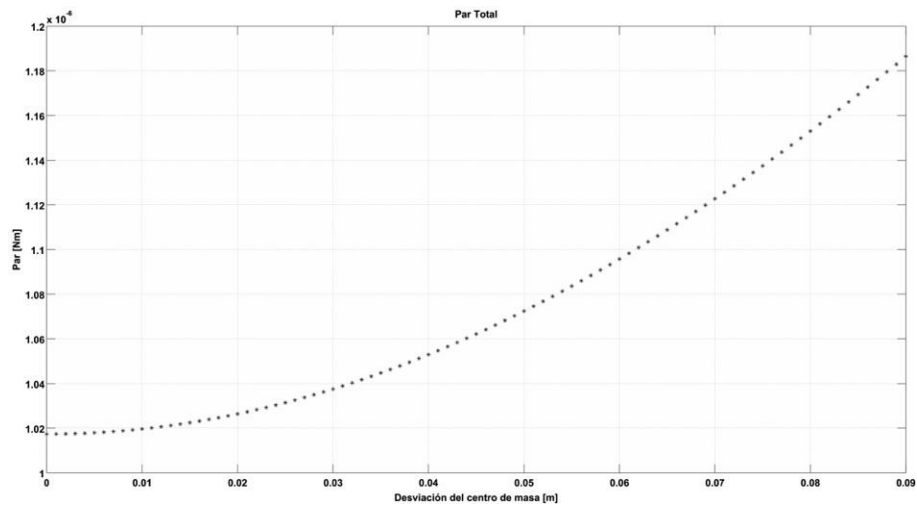


Fig. 3.2. Efecto de los pares perturbadores externos al aumentar la desviación del centro de masa del satélite.

3.2. Sistema de masas móviles para el reajuste del centro de masa

Con base en el resultado de las simulaciones anteriores, se plantea la posibilidad de disminuir los efectos que a largo plazo tendrían los pares externos sobre la orientación del satélite, al relocalizar el centro de masa, esto a través de un sistema interno de masas móviles.

El sistema propuesto, funcionaría una vez que el satélite se encuentre en órbita, después del frenado inicial, cuando se haya alcanzado un nivel de estabilidad que permita realizar las operaciones de reconfiguración que impliquen el despliegue de algún elemento, como paneles solares, sensores de orientación o como parte de la carga útil, ya sea antenas, cámaras o extensiones telescópicas. Recordando que en Tierra existe un acomodo de todos los sistemas que componen al sistema satelital, el cual debe estar en una configuración adecuada para el lanzamiento y que puede no coincidir con la de operación en órbita.

El procedimiento de ajuste con las masas consiste de tres pasos: estimar el centro de masa, seguida por la comparación con un valor de umbral establecido, y por último, si el centro de masa requiere un ajuste se realiza el cálculo del desplazamiento para cada masa y se envía el comando para activar estos

actuadores. El proceso se realiza hasta que el centro de masa se encuentre dentro del umbral y se verificará cada cierto periodo durante el desarrollo de la misión, para mantener el ajuste.

El funcionamiento del sistema propuesto sigue el diagrama de flujo que se muestra en la Figura 3.3:

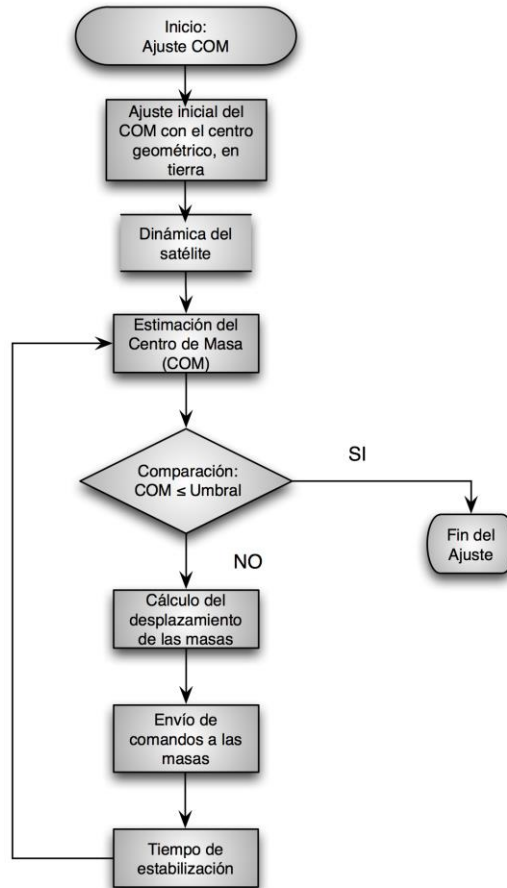


Fig. 3.3. Diagrama de flujo del funcionamiento del sistema propuesto.

3.2.1. Modelo matemático del satélite con masas móviles internas

Para el desarrollo del modelo matemático del sistema propuesto, se consideró al satélite formado por dos partes. La primera, el bus principal del Cubesat (al cual nos referiremos como el satélite), como un cuerpo rígido, (\mathbf{B}), de masa M_s y centro de masa CM_s . La segunda sección, corresponde al conjunto de tres elementos de masa móviles, considerados como puntos de masa, m_{m1}, m_{m2}, m_{m3} , con vectores de posición P_{m1}, P_{m2}, P_{m3} . La masa total del sistema completo está dada por $M_T = m_s + \sum_{i=1}^3 m_{m_i}$.

El modelo de la dinámica involucra tres sistemas de coordenadas o de referencia. El sistema fijo al cuerpo del satélite, denotado por $x_b y_b z_b$, con origen en el centro geométrico de la estructura del Cubesat, \mathbf{O} , y alineado con los ejes principales del satélite, como se observa en la Figura 3.4. El sistema de referencia orbital $x_o y_o z_o$, también con su origen en \mathbf{O} , el eje $-x_o$ en dirección del vector de velocidad del satélite, tangente a la órbita, el eje $-z_o$ que apunta hacia el centro de la Tierra y el eje $-y_o$ que completa el sistema ortogonal. Finalmente, el sistema de referencia inercial, $I x_I y_I z_I$, con origen en el centro de la Tierra, el eje $-x_I$ apunta hacia el primer punto de Aries, el eje $-z_I$ apunta hacia el norte geográfico y el eje $-y_I$ completa el sistema coordenado.

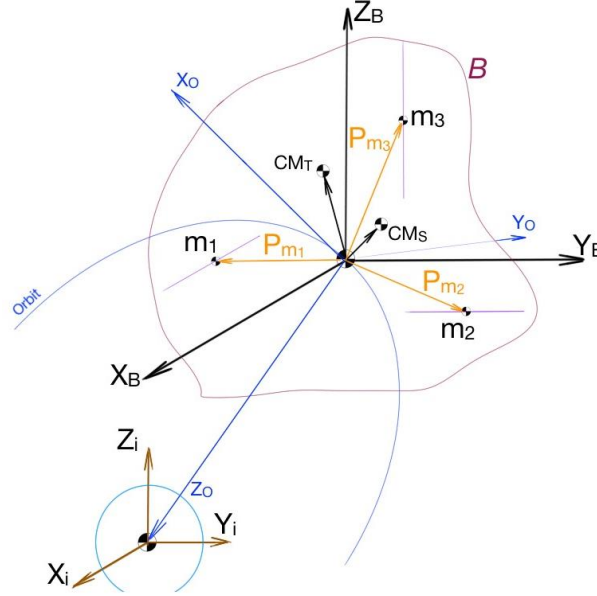


Fig. 3.4. Sistemas de referencia utilizados en el desarrollo del modelo matemático.

La matriz de inercia del satélite que incluye tres elementos de masa móvil, con respecto al centro geométrico O_b , se puede describir con la ecuación (3.4), [118]:

$$I = I_S - \sum_{i=1}^3 m_i [\mathbf{P}_{m_i}(t)^\times] [\mathbf{P}_{m_i}(t)^\times] \quad (3.4)$$

donde I_S es la matriz de inercia del satélite sin las masas móviles, y \mathbf{P}_{m_i} es el vector de posición de cada elemento móvil con respecto al origen, O_b en el sistema de coordenadas fijo al cuerpo del satélite. El momento angular total del satélite, \mathbf{H}_T , se obtiene, como en el caso general, con la formulación Newton–Euler [9][10][57], que establece que el momento angular cambia directamente con el momento lineal aplicado: $\mathbf{H} = \mathbf{r} \times \mathbf{p}$:

$$\mathbf{H}_T = I\boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^3 m_i (\mathbf{P}_{m_i} \times \dot{\mathbf{P}}_{m_i}) + M_S (\mathbf{r}_{CM_S} \times \dot{\mathbf{r}}_{CM_S}) \quad (3.5)$$

Donde $\boldsymbol{\omega}$ es la velocidad angular, \mathbf{r}_{CM_S} es la posición del centro de masa del satélite sin las masas móviles desde el origen O . La derivada del momento angular \mathbf{H} puede ser obtenida de acuerdo a la segunda ley de Newton, y tomando en cuenta las siguientes consideraciones; a) $\mathbf{v} \times \mathbf{v} = 0$, b) $\mathbf{p} = m\mathbf{v}$:

$$\frac{\delta}{\delta t}(\mathbf{H}) = \frac{\delta}{\delta t}(\mathbf{r} \times \mathbf{p}) + \mathbf{r} \times \left(\frac{\delta}{\delta t}(\mathbf{p}) \right) = \mathbf{v} \times (m\mathbf{v}) + \mathbf{r} \times m\mathbf{a} = \mathbf{r} \times \mathbf{F} = \boldsymbol{\tau} \quad (3.6)$$

donde \mathbf{p} es el momento lineal, \mathbf{r} es el vector radial desde el origen hasta el punto donde es aplicado \mathbf{p} , \mathbf{v} es el vector de velocidad lineal, m es la masa, \mathbf{F} es la fuerza aplicada y $\boldsymbol{\tau}$ es el par total resultante. Siguiendo este análisis, la derivada del momento angular para el sistema completo, tomando en cuenta las tres masas móviles se puede obtener con la ecuación (3.7):

$$\dot{\mathbf{H}}_T + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_T + (\mathbf{r}_{CM_T} \times M_T \mathbf{a}) = \boldsymbol{\tau}_T \quad (3.7)$$

En la ecuación anterior, el término \mathbf{a} representa la aceleración del sistema de referencia del cuerpo con respecto al sistema inercial:

$$\mathbf{a} + \ddot{\mathbf{r}}_{CM_T} = \mathbf{a}_{CM_S} \quad (3.8)$$

$$\mathbf{a} = \mathbf{a}_{CM_S} - \ddot{\mathbf{r}}_{CM_T} \quad (3.9)$$

Entonces, \mathbf{a}_{CM_S} es la aceleración del centro de masa del satélite sin las masas móviles, y se utiliza para calcular la suma de fuerza externas dada por la ecuación (3.10):

$$\sum \mathbf{F}_{ext} = M_T \mathbf{a} = \left(m_s + \sum_{j=1}^3 m_{m_j} \right) \mathbf{a}_{CM_S} \quad (3.10)$$

De acuerdo con la definición del centro de masa total, CM_T , el vector de posición puede ser calculado con la ecuación (3.11):

$$\mathbf{r}_{CM_T} = \frac{M_S \mathbf{r}_{CM_S} + \sum_{i=1}^3 m_{m_i} \mathbf{r}_{m_i}}{M_S + \sum_{i=1}^3 m_{m_i}} = \frac{M_S \mathbf{r}_{CM_S} + \sum_{i=1}^3 m_{m_i} \mathbf{r}_{m_i}}{M_T} \quad (3.11)$$

La ecuación de la dinámica del sistema puede ser obtenida al combinar las ecuaciones previas como:

$$\begin{aligned} & \frac{\delta}{\delta t} \left(\mathbf{I} \boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^3 m_{m_i} (\mathbf{P}_{m_i} \times \dot{\mathbf{P}}_{m_i}) + M_S (\mathbf{r}_{CM_S} \times \dot{\mathbf{r}}_{CM_S}) \right) + \boldsymbol{\omega} \\ & \quad \times \left(\mathbf{I} \boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^3 m_i (\mathbf{P}_{m_i} \times \dot{\mathbf{P}}_{m_i}) + M_S (\mathbf{r}_{CM_S} \times \dot{\mathbf{r}}_{CM_S}) \right) \\ & \quad + \left(\mathbf{r}_{CM_T} \times \left(M_T \left(\frac{\sum \mathbf{F}_{ext}}{M_T} - \ddot{\mathbf{r}}_{CM_T} \right) \right) \right) = \boldsymbol{\tau}_T \end{aligned} \quad (3.12)$$

Se realizan algunas consideraciones para reducir los términos en las ecuación anterior; A) se asume que los términos que son variantes en el tiempo de la matriz de inercia son pequeños en relación con los constantes, por lo que su derivada es cero. B) El centro de masa del satélite sin las masas móviles es constante, C) Cada elemento de masa móvil puede trasladarse únicamente de forma lineal a lo largo de su eje, de forma paralela a los ejes del sistema coordenado fijo al cuerpo del satélite, y D) La velocidad de traslación de las masas es muy baja.

Con lo anterior, el modelo de la dinámica del satélite con las masas móviles se puede reescribir como:

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \frac{M_S}{M_T} \mathbf{r}_{CM_S} \times \sum \mathbf{F}_{ext} + \frac{1}{M_T} \left(\sum_{i=1}^3 m_{m_i} \mathbf{r}_{m_i} \right) \times \sum \mathbf{F}_{ext} = \boldsymbol{\tau}_T \quad (3.13)$$

3.2.2. Estimación del centro de masa en órbita mediante el método RLS

La posición del centro de masa de un satélite Cubesat está restringida por el estándar [70], que indica que dicho parámetro debe encontrarse dentro de un radio de 2 cm medidos desde el centro geométrico para los ejes +X y +Y, y un radio máximo de 7 cm para el eje +Z, para ser colocado en órbita por medio del sistema PPOD. Los ejes de referencia mencionados se muestran en la Figura 3.5.

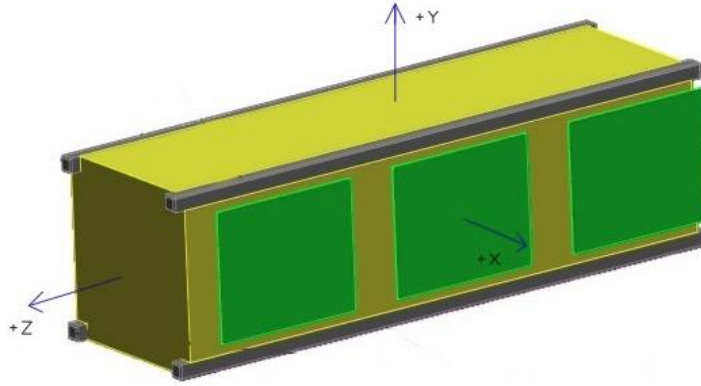


Fig. 3.5. Ejes de referencia para localizar el centro de masa del satélite Cubesat 3U.

En este trabajo se propone emplear un método analítico para estimar el centro de masa, basado en el algoritmo de mínimos cuadrados recursivo, (RLS: Recursive Least Square). El principio de los Mínimos Cuadrados (LS: Least Squares), es un método clásico y estándar para obtener una solución óptima de un sistema sobre determinado para minimizar la suma de los residuales al cuadrado [122].

Para aplicar el método RLS, se requiere de una ecuación del sistema con la forma: $A\mathbf{x} = \mathbf{b}$, donde el vector \mathbf{x} contiene los parámetros a ser estimados. Para la aplicación aquí propuesta, se toman en cuenta los pares perturbadores gravitacional, $\boldsymbol{\tau}_g$, por radiación solar, $\boldsymbol{\tau}_{solar}$, y aerodinámico, $\boldsymbol{\tau}_{aero}$, estudiados en el capítulo 2, así como los pares proporcionados por los actuadores, específicamente de las ruedas inerciales, $\boldsymbol{\tau}_{ctrl}$.

Partimos de la ecuación de la dinámica del satélite con los pares perturbadores del ambiente espacial:

$$\mathbf{I}_{sat}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{sat} + \boldsymbol{\omega}_{sat} \times (\mathbf{I}_{sat}\boldsymbol{\omega}_{sat}) = \mathbf{r}_{Cpa} \times \mathbf{F}_{aero} + \mathbf{r}_{Cps} \times \mathbf{F}_{solar} + \boldsymbol{\tau}_{ctrl} + \boldsymbol{\tau}_g \quad (3.14)$$

En la Figura 3.6 se muestra un esquema, en el que se indican los centros de presión para cada perturbación, C_{pa} , en el caso de la fuerza aerodinámica, C_{ps} , para la fuerza por radiación solar. Así mismo, los sistemas coordenados y la dirección de las fuerzas perturbadoras.

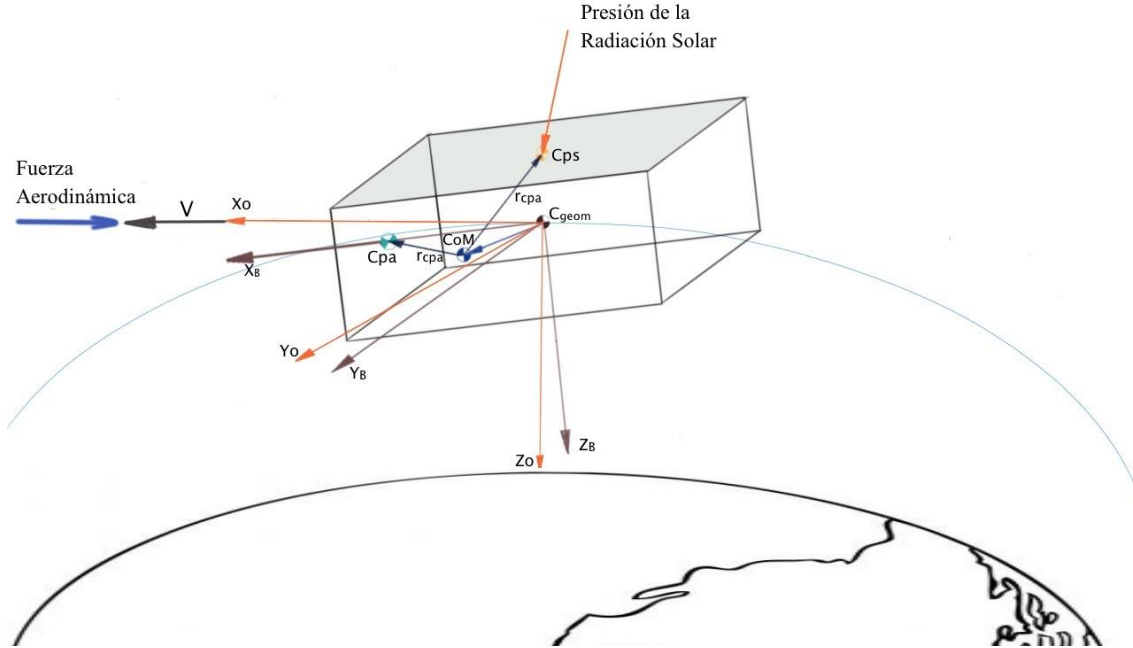


Fig. 3.6. Sistemas coordenados para la estimación del CM en órbita.

Con el fin de obtener la forma estándar del algoritmo LS, $\mathbf{Ax} \approx \mathbf{b}$, se reescribe la ec. (3.14), considerando que: $\mathbf{r}_{solar} = \mathbf{r}_{Cps} - \mathbf{r}_{CM_T}$ y $\mathbf{r}_{aero} = \mathbf{r}_{Cpa} - \mathbf{r}_{CM_T}$, lo cual nos permite combinar y recomodar esta ecuación para obtener:

$$(\mathbf{F}_{aero}^{\times} + \mathbf{F}_{solar}^{\times})\mathbf{r}_{CM_T} = \mathbf{I}_{sat}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{sat} + \boldsymbol{\omega}_{sat} \times (\mathbf{I}_{sat}\boldsymbol{\omega}_{sat}) - \boldsymbol{\tau}_{ctrl} - \boldsymbol{\tau}_g + \mathbf{F}_{aero}^{\times}\mathbf{r}_{Cpa} + \mathbf{F}_{solar}^{\times}\mathbf{r}_{Cpa} \quad (3.15)$$

Entonces, los elementos que se requieren en el algoritmo RLS para la estimación del CM se pueden definir de la siguiente manera:

$$\mathbf{Ax} = \mathbf{b}$$

$$\mathbf{A} = (\mathbf{F}_{aero}^{\times} + \mathbf{F}_{solar}^{\times}), \quad \mathbf{x} = \mathbf{r}_{CM_T}, \quad (3.16)$$

$$\mathbf{b} = \mathbf{I}_{sat}\dot{\boldsymbol{\omega}}_{sat} + \boldsymbol{\omega}_{sat} \times (\mathbf{I}_{sat}\boldsymbol{\omega}_{sat}) - \boldsymbol{\tau}_{ctrl} - \boldsymbol{\tau}_g + \mathbf{F}_{aero}^{\times}\mathbf{r}_{Cpa} + \mathbf{F}_{solar}^{\times}\mathbf{r}_{Cpa}$$

3.2.3. Ajuste del centro de masa

El sistema propuesto consiste de un conjunto de tres masas colocadas sobre ejes ortogonales y que se moverán en las direcciones de ejes fijos al cuerpo del satélite y con origen en el centro geométrico de su estructura, como se muestra en la Figura 3.9. Se desplazarán a lo largo de las direcciones de vectores unitarios representados como \mathbf{v}_1 , \mathbf{v}_2 y \mathbf{v}_3 . Los vectores \mathbf{l}_1 , \mathbf{l}_2 y \mathbf{l}_3 expresan la posición inicial de las masas de ajuste.

Los desplazamientos de cada masa, denotados por d_1, d_2 y d_3 , están referenciados a las respectivas posiciones iniciales. Con los datos anteriores, el vector de posición, \mathbf{P}_i , de cada masa se puede representar por medio de la ecuación (3.17):

$$\mathbf{P}_i = \mathbf{l}_i + d_i \mathbf{v}_i \quad \text{for } i = 1, 2, 3 \quad (3.17)$$

En la Figura 3.7, \mathbf{CM}_{off} es la posición del centro de masa estimado por medio del algoritmo RLS, es decir, \mathbf{CM}_T , el centro de masa total. Entonces, \mathbf{CM}_{obj} corresponde a la posición del centro de masa, que se espera alcanzar una vez el sistema de masas sea aplicado, que se acercará al centro geométrico de la estructura Cubesat. Los vectores de posición de \mathbf{CM}_{off} y \mathbf{CM}_{obj} están denotados por \mathbf{r}_{off} y \mathbf{r}_{obj} , respectivamente. El vector de error, \mathbf{r}_{err} , establece la diferencia entre \mathbf{r}_{off} y \mathbf{r}_{obj} , como se denota con la ecuación (3.18):

$$\mathbf{r}_{off} = \mathbf{r}_{obj} + \mathbf{r}_{err} \quad (3.18)$$

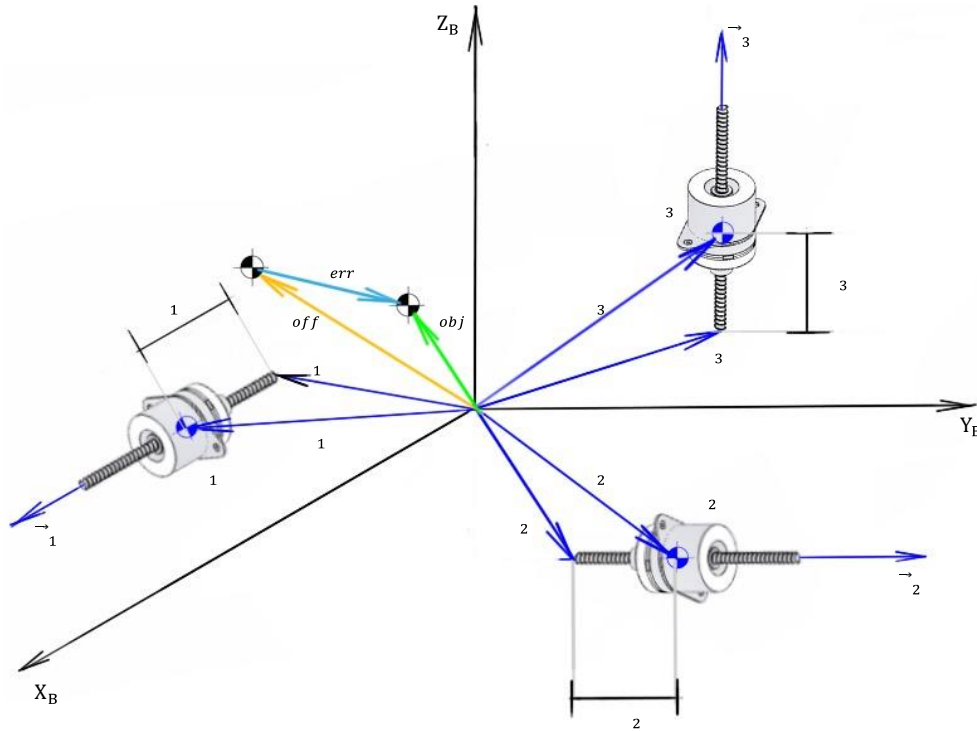


Fig. 3.7. Diagrama del Sistema de masas móviles para ajuste del CM.

Entonces, el valor de \mathbf{r}_{err} representa la desviación que debe ser corregida con el sistema de masas. El vector de posición de \mathbf{CM}_{off} puede ser calculado con la ec. (3.19):

$$\mathbf{r}_{off} = \frac{1}{m} \left[(m - m_B) \mathbf{P}_0 + \sum_{i=1}^3 m_i (\mathbf{l}_i + d_i \mathbf{v}_i) \right] \quad (3.19)$$

Donde m es la masa total del satélite Cubesat incluyendo al sistema de masas móviles, con $m_B = m_1 + m_2 + m_3$, como la suma de las masas de los elementos móviles. \mathbf{P}_0 corresponde a la posición del centro de masa cuando los elementos móviles no están presentes en la estructura. Este vector debe ser obtenido en el laboratorio, previo al lanzamiento.

Como establece el estándar Cubesat [70], el CM tiene estar localizado dentro de un margen de 2 cm desde el centro geométrico para los ejes X y Y, y 7 cm en el caso del eje Z.

La posición del vector \mathbf{r}_{obj} puede ser calculada con las distancias iniciales de las masas móviles iguales con cero, esto resulta:

$$\mathbf{r}_{\text{obj}} = \frac{1}{m} \left[(m - m_B) \mathbf{P}_0 + \sum_{i=1}^3 m_i (\mathbf{l}_i) \right] \quad (3.20)$$

Como una restricción inherente, \mathbf{r}_{off} será definido dentro de un umbral, el cual limitará el margen de acción del sistema de masas móviles. Dado lo anterior, la distancia d_i a la cual debe ser posicionada cada masa, estará definida por el vector de error, el cual puede ser calculado por medio de la ecuación (3.21):

Resumen del capítulo

En este apartado se presentó la propuesta novedosa del uso de un sistema de masas móviles internas para el ajuste fino del centro de masa de un nano satélite en órbita. También se mostraron simulaciones numéricas para la estimación de la posición del centro de masa y, la comprobación en la reducción de los pares perturbadores después del reajuste.

4. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UNA PLATAFORMA DE SIMULACIÓN SATELITAL Y ESQUEMA DE CONTROL

Todo sistema que tenga la intención de trabajar en el espacio debe ser probado exhaustivamente en Tierra. Por lo general se requieren de varios equipos para probar el desempeño de los subsistemas que componen a los satélites, dadas sus características y la naturaleza de las pruebas [6][93][123][124][125][126]. En este capítulo se describe el diseño y desarrollo de una plataforma de simulación satelital, basada en un cojinete neumático esférico, para obtener el giro irrestricto de una esfera que contiene en su interior el modelo de ingeniería de un nano satélite Cubesat 3U. Este simulador permite probar el subsistema de orientación y estabilización en condiciones dinámicas similares a las que encontraría el satélite en órbita, al proporcionar un ambiente con fricción prácticamente nula.

Las características básicas que se requieren en los simuladores satelitales son: servir como mesa de pruebas del sistema de determinación y control de orientación, proporcionar movimiento en los tres ejes, generar un medio con fricción casi nula, y suministrar potencia eléctrica, así como comunicación inalámbrica para enviar telemetría y recibir comandos.

En este trabajo, se propone un esquema para el sistema de orientación y estabilización tri-axial de un nano-satélite Cubesat 3U, conformado por un magnetómetro y un giróscopo, ambos en tres ejes, como sensores, una computadora de abordo, ruedas inerciales y bobinas de par magnético como actuadores. Además, se desarrolló una interfaz inalámbrica y un sistema de monitoreo para recibir la telemetría en una computadora personal, a modo de estación terrena. El simulador presentado en este capítulo incluye al sistema de masas móviles para reajustar el centro de masa del satélite.

4.1. Esquema de componentes mecánicos del sistema desarrollado

El hardware del simulador puede ser dividido en dos partes principales, una relacionada al arreglo de la esfera y la copa: siguiendo el concepto básico de un cojinete neumático esférico, y la otra que está compuesta por el SDCO colocado dentro de una estructura Cubesat 3U [127][128].

4.1.1. Arreglo esfera-copa: cojinete neumático esférico

El sistema de cojinete neumático esférico, está compuesto por una copa maquinada en bronce y una esfera, construida mediante un proceso de manufactura aditiva (impresión 3D), como se muestra en la Figuras 4.1 y 4.2. A la copa se le inyecta aire a presión para formar un colchón neumático entre la copa y la esfera, lo cual genera un ambiente con fricción prácticamente nula. La estructura del satélite se fija dentro de la esfera, permitiéndole un movimiento irrestricto de 360 °, en los tres ejes ortogonales. La esfera está hecha en dos piezas, para permitir el acceso al satélite.

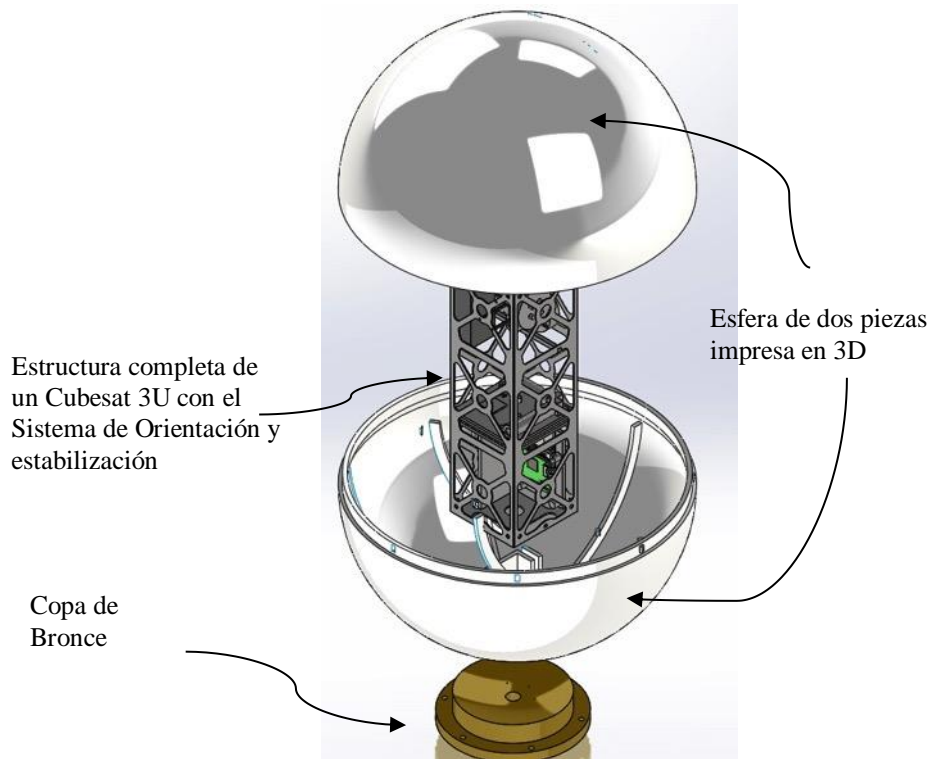


Fig. 4.1. Concepto del simulador satelital, vista en 3D.

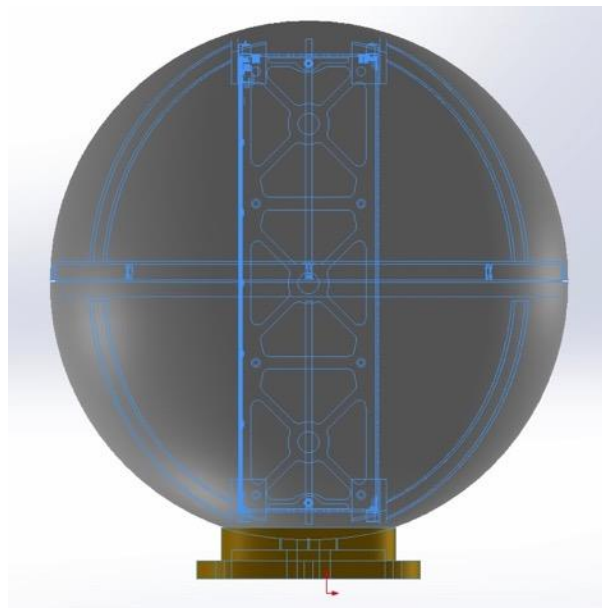


Fig. 4.2. Concepto del simulador satelital, vista lateral.

A. Copa

Con base en el diseño propuesto en [6], se maquinó en bronce una copa con las dimensiones y curvatura adecuadas para acoplarse a la esfera. En la Figura 4.3 se puede observar el modelo en 3D y las medidas con las cuales fue diseñada la copa. Las dimensiones de esta pieza se calcularon considerando que la esfera pudiera rotar libremente sobre ella, sin perder equilibrio y salirse del eje

vertical del conjunto. En la Figura 4.4 se muestra una fotografía de la pieza terminada, además de la brida sobre la cual es montada.

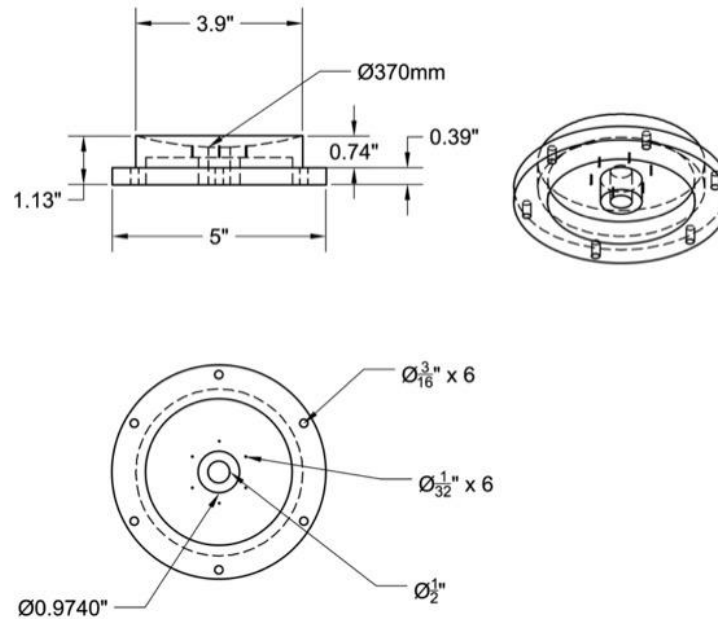


Fig. 4.3 Diseño de la copa y brida: dimensiones.

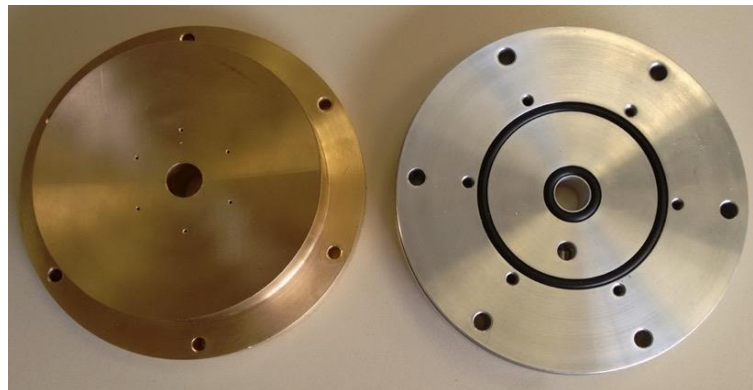


Fig. 4.4. Copa maquinada en bronce y brida en aluminio.

B. Esfera

Las dimensiones de la esfera toman en cuenta las especificaciones que establece el estándar Cubesat 3U, de tal manera que la estructura completa del satélite pueda colocarse dentro de ella, ver Fig. 4.5. Se construyó de dos piezas, de tal manera que pudieran embonar y desarticularse con facilidad, con el fin de acceder a la estructura del satélite, [121][128]. El diseño puede adaptarse fácilmente para realizar pruebas con distintos satélites. En la Figura 4.6 se muestra una fotografía de las dos piezas que conforman la esfera.

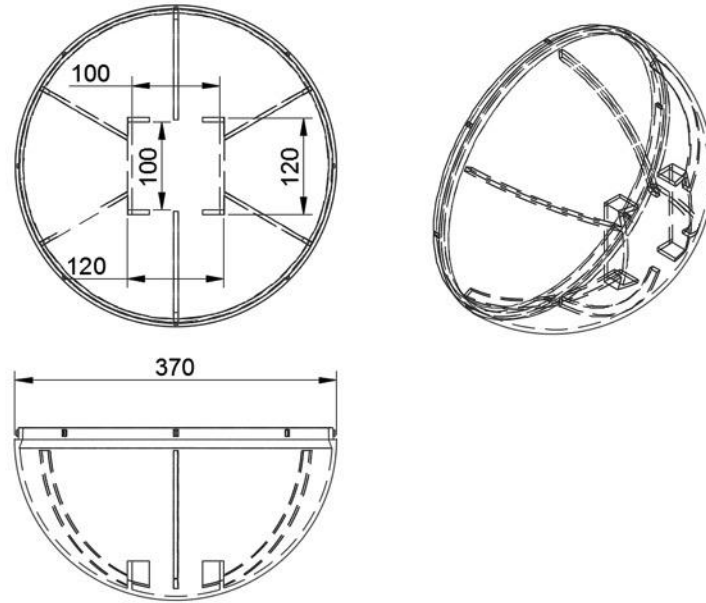


Fig. 4.5. Diseño CAD para la manufactura aditiva de la esfera.

Mediante un proceso de manufactura aditiva (impresión 3D) se construyó cada una de las dos partes de la esfera, de tal manera que pudieran embonar y desarticularse con facilidad, con el fin de acceder a la estructura del satélite e incluso realizar pruebas con distintos satélites. En este proceso se utilizó el material PLA: Polylactide.



Fig. 4.6. Piezas de la esfera fabricadas mediante manufactura aditiva para lograr la precisión adecuada, después de pulirlas.

4.1.2. Estructura del nano satélite estándar 3U

La estructura se diseñó con base en las especificaciones del estándar Cubesat 3U [129]. A partir de los dibujos, las piezas fueron cortadas con láser sobre una placa de aluminio 6061 de 3 mm de espesor.

Posteriormente, se unieron las caras con barras de sección cuadrada y tornillos para formar la estructura que se muestra en la Figura 4.7.

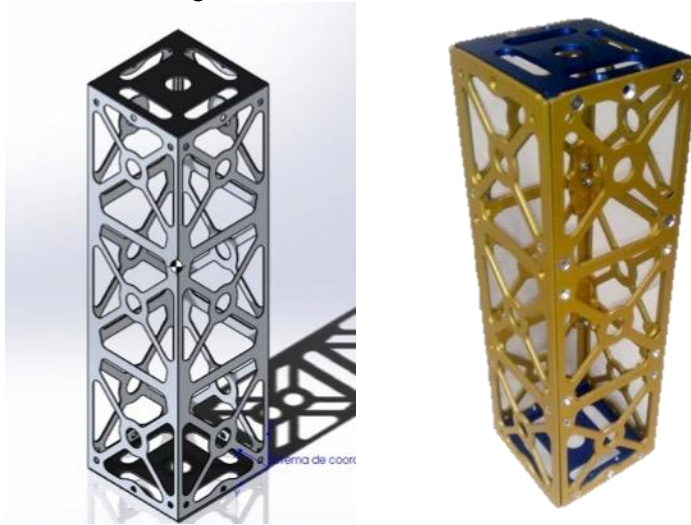


Fig. 4.7. Estructura Cubesat 3U construida.

4.2. Subsistema para la Determinación y Control de Orientación

Este subsistema se compone de: (a) Sensores, (b) Actuadores, (c) Computadora, (d) Algoritmos de determinación y control de orientación. Cabe mencionar que el SDCO aquí implementado es tri-axial, por lo que se utilizan sensores y actuadores alineados en los tres ejes del cuerpo del satélite.

En el sistema aquí presentado, se incluyen dos baterías, una para alimentar a la computadora, sensores y comunicaciones, y otra para el sistema de potencia de los actuadores. Los sensores utilizados en este subsistema; magnetómetro y giróscopo, proporcionan la información necesaria para determinar la orientación: ángulos de rotación y velocidades angulares.

En la Figura 4.8 se muestra el esquema utilizado para el sistema de orientación y estabilización propuesto para el nano satélite Cubesat 3U. Se hace uso de una unidad de medición inercial (IMU), que incluye magnetómetros, acelerómetros (no usados en órbita) y giróscopos, todos en tres ejes; como sensores de orientación. Como actuadores se integró un conjunto de tres ruedas inerciales y dos bobinas de par magnético. Como computadora de a bordo se utiliza una Raspberry PI 2.

A. Computadora de a bordo

El elemento central del SDCO es la computadora de a bordo, donde las señales de los sensores de orientación son recibidos y procesados, y donde los algoritmos de control de orientación son implementados, al calcular los pares de control y las señales de comando correspondientes para activar a los actuadores.

La computadora a bordo fue programada para supervisar el estado del nano satélite enviando información de forma inalámbrica al sistema de monitoreo, desarrollado como aplicación mediante el software Labview®.

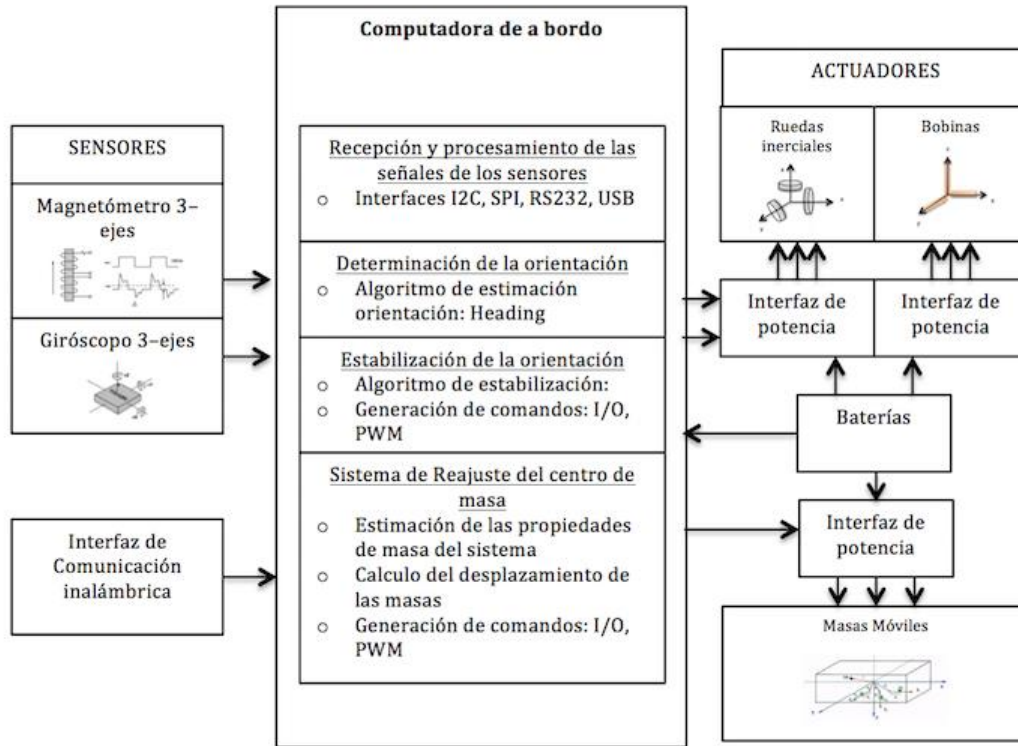


Fig. 4.8. Esquema del subsistema de orientación y estabilización en tres ejes.

De acuerdo al diagrama de bloques del esquema del sistema mostrado en la Fig. 4.8, se plantean los requerimientos mínimos la computadora de abordo, ver Tabla 4.1.

Tabla 4.1. Requerimientos de la computadora de abordo.

Requerimiento	Característica
Interfaces de comunicación	I2C, SPI, RS232, USB
Módulos Analógico-Digital	Convertidor A/D
Generación de señales de control	PWM, Salidas digitales de propósito General (GPIO)
Procesamiento de los algoritmos de control	Programación en lenguaje de alto nivel: C, C++, Python, Java

Se seleccionó la computadora Raspberry Pi 2 Modelo B (RPI) en una sola tarjeta [130], con un procesador Broadcom BCM2836 de arquitectura ARM Cortex-A7, con velocidad de procesamiento de 900 MHz, y 1 GB de RAM. Cuenta con 4 puertos USB 2.0, 1 puerto HDMI, y 40 GPIO, en los cuales se pueden activar módulos I²C, PWM, SPI, RS232. Esta computadora puede programarse directamente en lenguajes C, Python, Java, y soporta el sistema operativo Linux Raspbian. Cabe notar que, aunque fueron analizadas diferentes opciones, se encontró que la RPI fue calificada para vuelo especial, estando en operación en el proyecto Astro PI [131], llevado a cabo por la agencia espacial del Reino Unido, esto, dentro de la estación espacial internacional desde 2014.

Lo anterior, aunado al costo y disponibilidad comercial de esta computadora, fueron las razones principales para su adquisición y uso en el simulador.



Fig. 4.9. Computadora Raspberry PI 2 Model B.

B. Sensores

Magnetómetro

El magnetómetro es utilizado para medir el campo magnético terrestre presente en la órbita baja, en conjunto con un modelo matemático del campo geomagnético [132] para determinar la orientación. Por lo anterior, este sensor debe operar en el margen de detección del campo geomagnético, esto es desde 1 [μ Gauss] a 10 [Gauss] [18].

En el estudio del estado del arte realizado en este trabajo, se observó que la mayoría de los satélites Cubesat que utilizan un magnetómetro son del tipo Magneto-resistivo [2][52][52], por sus características de tamaño y masa reducidos, también, se debe a que los magnetómetros disponibles comercialmente son de este tipo, con menores costos y mayor disponibilidad. Después de comparar las distintas opciones, se seleccionó la brújula electrónica EZ-COMPASS-4 [133], que proporciona el dato de ángulo con respecto al norte geográfico conocido como *heading*, y los ángulos de Pitch y Roll, además de entregar las componentes del campo geomagnético y la temperatura.



Fig. 4.10. Brújula electrónica EZ Compass-4.

Giróscopo

Los algoritmos del SDCO requieren de las mediciones de velocidad angular para resolver las ecuaciones de movimiento. Estas señales se pueden obtener de distintas fuentes, por ejemplo, al calcular la derivada temporal de sensores como el de Sol, Tierra o magnetómetro. Sin embargo, las mediciones directas de los giróscopos son preferibles, evitando errores cuando se obtienen dichas mediciones de sensores que no son de velocidad angular.

En este trabajo se integra la unidad de medición inercial (IMU) modelo MPU9150 [134], que se incluye en la tarjeta de sensores SEN-11486 de la marca sparkfun, de la cual se utilizará únicamente los datos del giróscopo, ver Fig. 4.11.



Fig. 4.11. Tarjeta de sensores para la IMU MPU9150.

C. Actuadores

Interfaces de potencia

Aunque la computadora de abordo genera las señales para activar los actuadores, éstos requieren de una interfaz de potencia que les proporcionará el voltaje y la corriente que requieren para generar los pares de control. Para este propósito se utiliza el módulo de control de motores de corriente directa” y a pasos de la marca Adafruit® [135]. Tiene cuatro canales para controlar motores de corriente directa, con una capacidad de 1.2 A@12 V. La RPI puede controlar varios módulos al mismo tiempo, de forma independiente, al contar con una interfaz I²C. Estos módulos se utilizan para controlar los motores a pasos que mueven las masas móviles para el ajuste del centro de masa.

Ruedas Inerciales

El uso de ruedas inerciales como actuadores en satélites pequeños proporciona gran capacidad de estabilización y apuntamiento fino, al ser capaces de entregar pares de control de gran magnitud. Sin embargo, en satélites de 10 Kg o menos, esto sólo ha sido posible en años recientes [2][8][52]. El máximo par proporcionado por el motor limita el par generado con la rueda inercial. Para obtener un par de mayor magnitud, se requiere una mayor masa en la rueda y, consecuentemente un motor con más potencia. Para entregar un torque por las ruedas inerciales se utiliza la siguiente ecuación:

$$\tau_o = \ddot{\theta}_\omega I_w \tag{4.3}$$

y se puede calcular la aceleración angular necesaria al resolver $\dot{\theta}_{max} = \ddot{\theta}_\omega n \cdot t_{tot}$. Una vez que se tiene τ_o y $\ddot{\theta}_\omega$ se resuelve la ecuación (4.3) para calcular el momento de inercia de la rueda inercial I_w , requerido. Para calcular las dimensiones de la rueda, se considera un diseño anillo–disco, ver Figura 4.12.

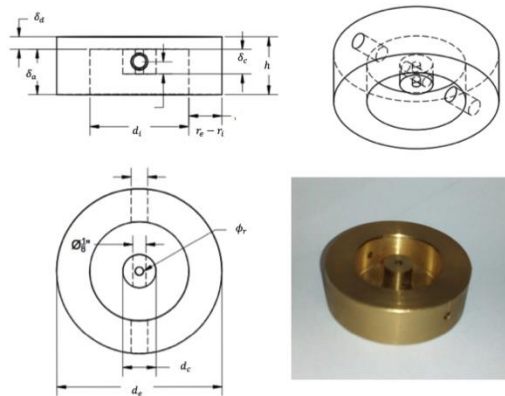


Fig. 4.12. Diseño de la rueda en configuración Disco–anillo.

Con la división de la rueda en estas tres partes, se obtiene su momento de inercia como la suma de la inercia de cada una de las partes, como establece la ec. (4.4):

$$I_w = I_a + I_d + I_c = \frac{1}{2}m_a(r_e^2 + r_i^2) + \frac{1}{2}m_d r_e^2 + \frac{1}{2}m_c r_c^2 \quad (4.4)$$

donde I_w es el momento de inercia total de la rueda, I_a es el momento de inercia del anillo, I_d es el momento de inercia del disco, m_a es la masa del anillo, m_d la masa del disco, r_e es el radio exterior del disco y el anillo, y r_i es el radio interior del anillo, m_c corresponde a la masa del cilindro soporte del eje del motor, y r_c es el radio del cilindro.

La masa de cada pieza se calcula con las ecuaciones (4.5 – 4.7):

$$m_a = \rho \delta_a \pi (r_e^2 - r_i^2) \quad (4.5)$$

$$m_d = \rho \delta_d \pi r_e^2 \quad (4.6)$$

$$m_c = \rho \delta_c \pi r_c^2 \quad (4.7)$$

en la ecuación anterior ρ es la densidad del material, δ_a es el espesor del anillo, δ_d es el espesor del disco, δ_c es el espesor del cilindro de soporte.

Diseño de las ruedas para el simulador

En este trabajo se realizó el diseño de las ruedas inerciales específicamente para el simulador, por lo que se tomaron en consideración las propiedades de masa de todo el simulador, es decir, del conjunto de la estructura con la esfera impresa en 3D. Cabe mencionar que el peso final de la esfera es de 1.8 Kg, por lo que las ruedas deben ser capaces de mover el peso adicional. Esto puede ser tomado como un factor de seguridad en el diseño de este actuador.

Las dimensiones finales se enlistan la Tabla 4.2:

Tabla 4.2. Dimensiones de diseño de las ruedas inerciales.

Parámetro	Valor
Espesor del anillo δ_a	11 mm
Espesor del disco δ_d	3 mm
Espesor del cilindro δ_c	6 mm
Radio del cilindro r_c	4 mm
Radio exterior r_e	20 mm
Radio interior r_i	12 mm
Material / densidad	Bronce / $8890 \frac{kg}{m^3}$
Masa de la rueda	114.8 g
Inercia de la rueda	$2.1392 \times 10^{-5} \text{ Kg} \cdot \text{m}^2$

En la Figura 4.13 se muestra una fotografía de la rueda inercial maquinada en bronce, con las dimensiones previamente calculadas.

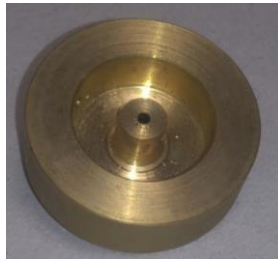


Fig. 4.13. Imagen de la rueda inercial maquinada en bronce.

Bobinas

Los sistemas de control de orientación con bobinas de par magnético se utilizan de manera efectiva para llevar a cabo maniobras de frenado inicial (detumbling), apuntamiento y de control de estabilización en órbita. Son relativamente sencillas, de masa reducida y no tienen partes móviles. Para los fines de la estabilización de la orientación, este actuador produce un momento dipolar magnético que interactúa con el campo geomagnético, generando un par, normal al plano de la sección transversal de la bobina. El sentido del momento magnético se determina de acuerdo a la regla de la mano derecha, con base en la polaridad con que se hace circular la corriente por la bobina [10][50][137]. Si se considera que el campo magnético Terrestre se encuentra entre 0.3 [gauss] en el ecuador y 0.7 [gauss] en los polos [140], una estimación del par requerido por cada bobina para contrarrestar los efectos de los pares perturbadores externos, se puede calcular tomando un valor intermedio del campo geomagnético $B = 5 \text{ [gauss]} = 5 \times 10^{-4} \text{ [Tesla]}$, con lo que:

$$m_{req} = 0.0189 \text{ [A} \cdot \text{m}^2\text{]}$$

Los parámetros de diseño para lograr el par requerido se muestran en la Tabla 4.3:

Tabla 4.3. Características de diseño de las bobinas de par magnético.

Longitud	ϕ_{ext}	N	R	V	I	P	Masa
6 [cm]	1.3 [cm]	2000	30 Ω	5 [V]	167 [mA]	0.833 [W]	75 [g]

La Figura 4.14 muestra el arreglo de bobinas desarrollado en este proyecto.

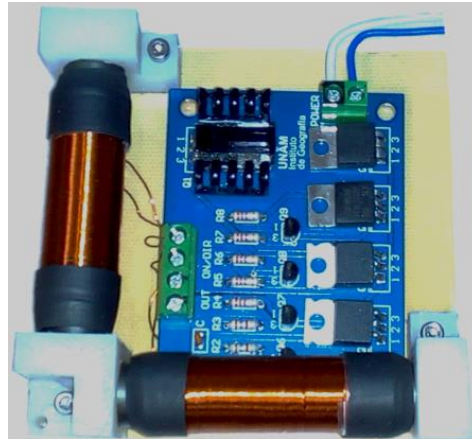


Fig. 4.14. Arreglo de las bobinas de par magnético.

4.3. Diseño mecánico del sistema de masas móviles.

Como parte de la prueba del concepto se propuso un diseño mecánico para la implementación del sistema de masas móviles. Para dicho fin se seleccionó un motor a pasos lineal con una masa añadida en forma de toroide, maquinada en bronce que se acopla al motor.

En la Figura 4.15 se presenta el dibujo del Sistema de Masas Móviles Internas (MMI), que muestra la disposición de los tres elementos de masa móvil, dentro de la estructura Cubesat 3U.

La figura 4.16, se muestra el detalle de cada elemento, donde el motor es de tipo lineal no cautivo, que se mueve a lo largo del tornillo, en ambas direcciones, al cual se le añade una masa extra.

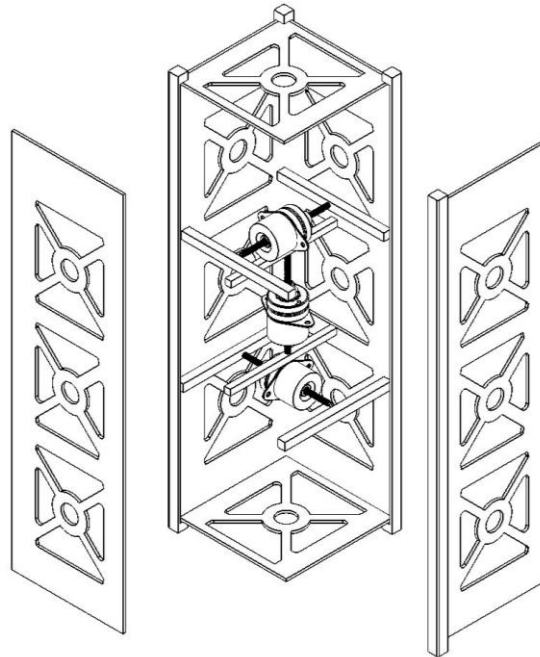


Fig. 4.15. Sistema de Masas Móviles Internas en la estructura 3U.

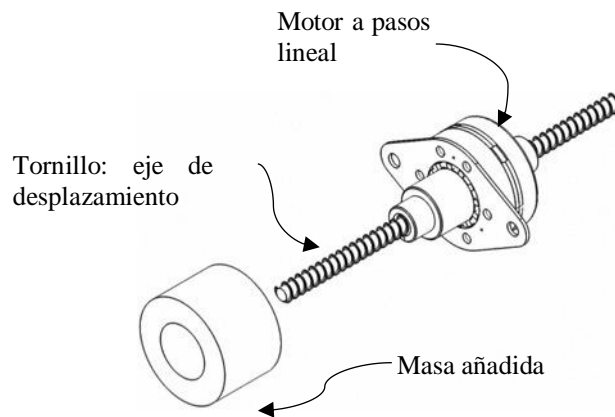


Fig. 4.16. Motor a pasos y masa añadida.

4.4. Integración del Sistema de Determinación y Control de Orientación.

Por medio de herramientas CAD se realizaron dibujos que permitieron visualizar el acomodo de los distintos sistemas que integrarían al Cubesat, incluyendo a las MMI. En la Figura 4.17 se muestra una imagen generada por computadora.

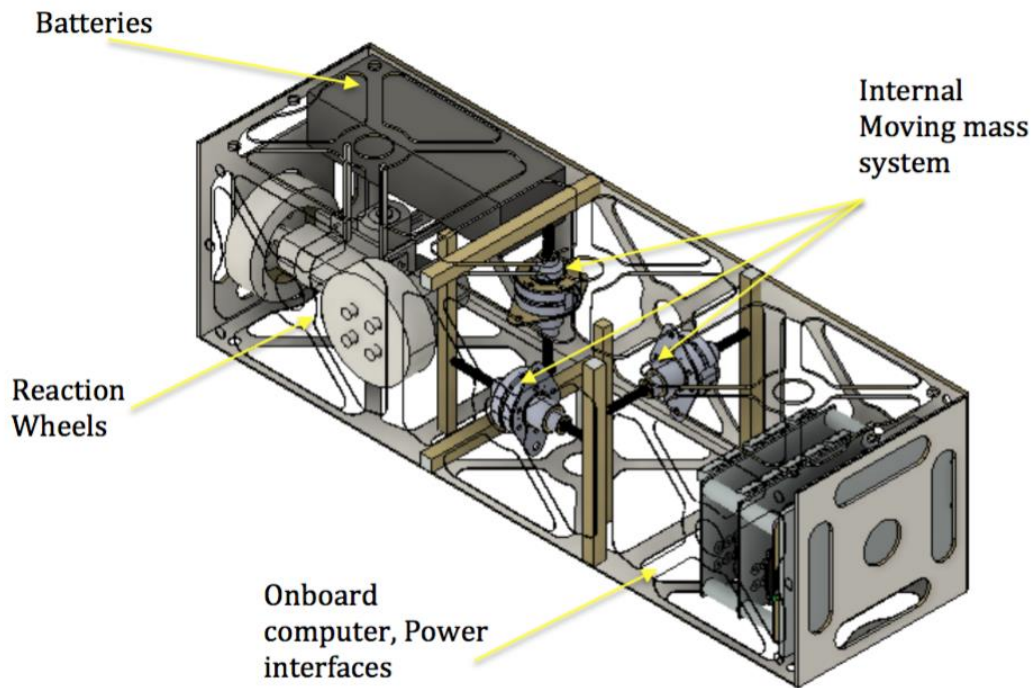


Fig. 4.17. Sistema de masas móviles internas en el satélite Cubesat 3U.

Finalmente, los componentes del sistema desarrollado, se integraron como se muestra en la Figura 4.18.

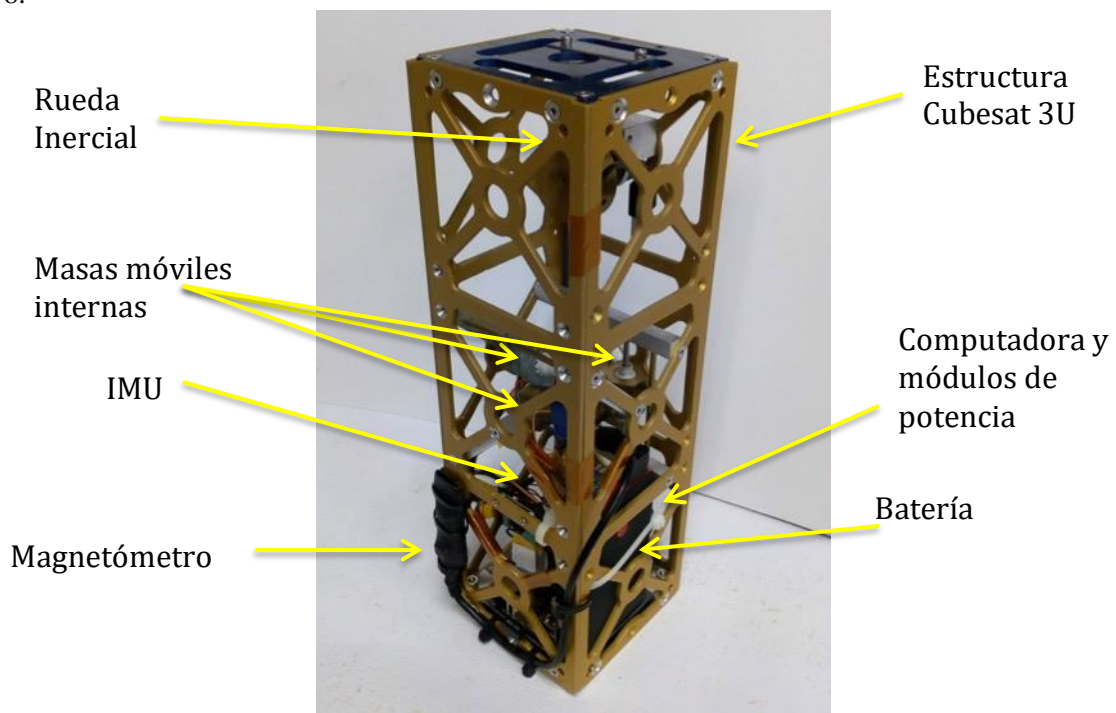


Fig. 4.18. Prototipo del sistema de determinación y control de orientación, integrado en una estructura Cubesat 3U.

En la Figura 4.19 se muestra el detalle del Sistema de Masas Móviles propuesto.

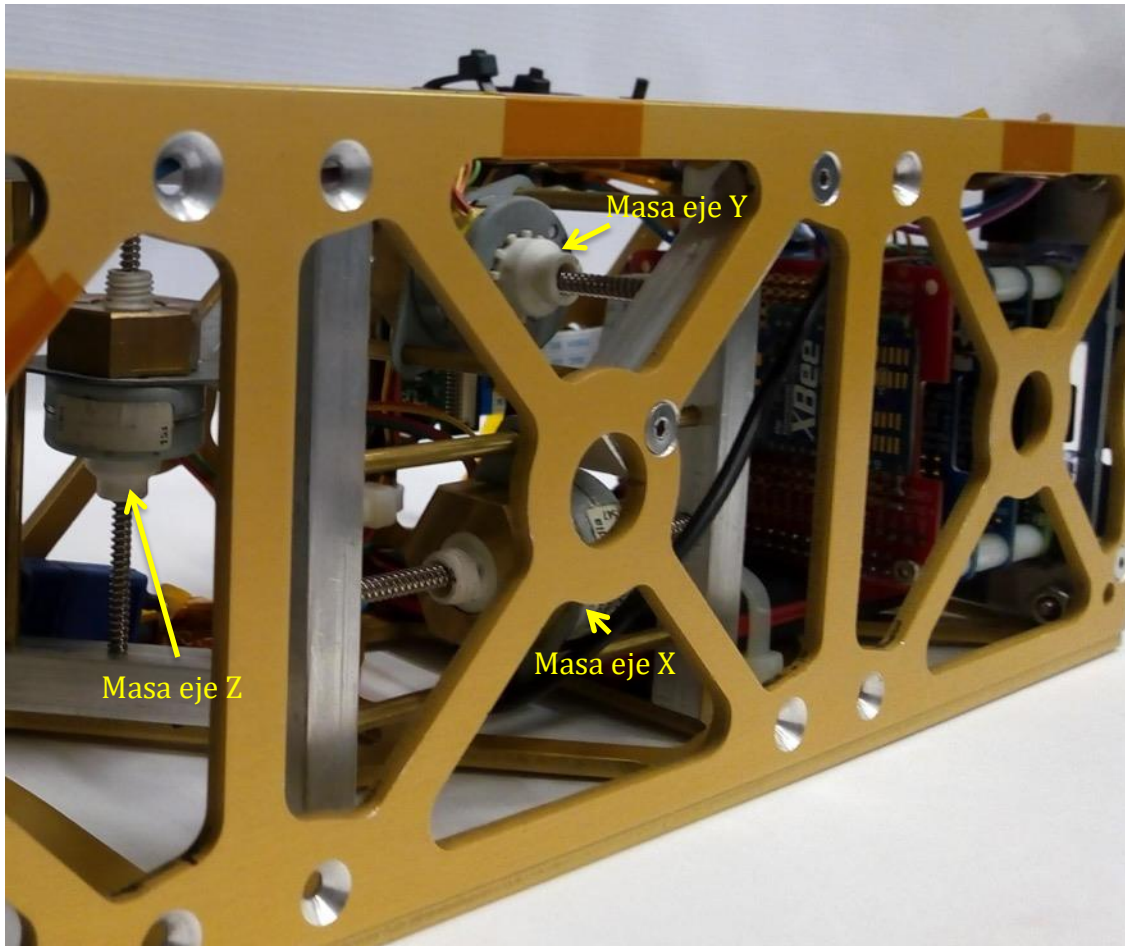


Fig. 4.19. Detalle del sistema de masas móviles internas, integrado sobre una estructura 3U.

4.4.1. Interfaz de monitoreo inalámbrico: Estación Terrena

Las pruebas fueron realizadas utilizando una estación Terrena desarrollada específicamente para este proyecto, la cual establece una conexión inalámbrica bidireccional con el satélite. Esta interfaz fue desarrollada para enviar comandos al satélite, y para recibir datos de los sensores de orientación. Un módulo de radio Xbee transmite los datos de los sensores colocados en el Cubesat hacia una PC, donde una aplicación en Labview® fue desarrollada para la recepción, almacenamiento y despliegue de los parámetros generados por estos dispositivos de orientación. En la Figura 4.20 se muestra el panel frontal de dicha interfaz. El panel frontal de la Estación Terrena muestra varias gráficas con el historial de los datos de los sensores a bordo del simulador, incluyendo al magnetómetro, giróscopo y valores de los ángulos de Roll, Pitch y de *Heading*. Así mismo, se muestra una representación gráfica de la orientación del satélite por medio de un modelo CAD 3D. Los ejes orto normales, indicados en la figura, se mueven de acuerdo a la orientación actual del satélite.

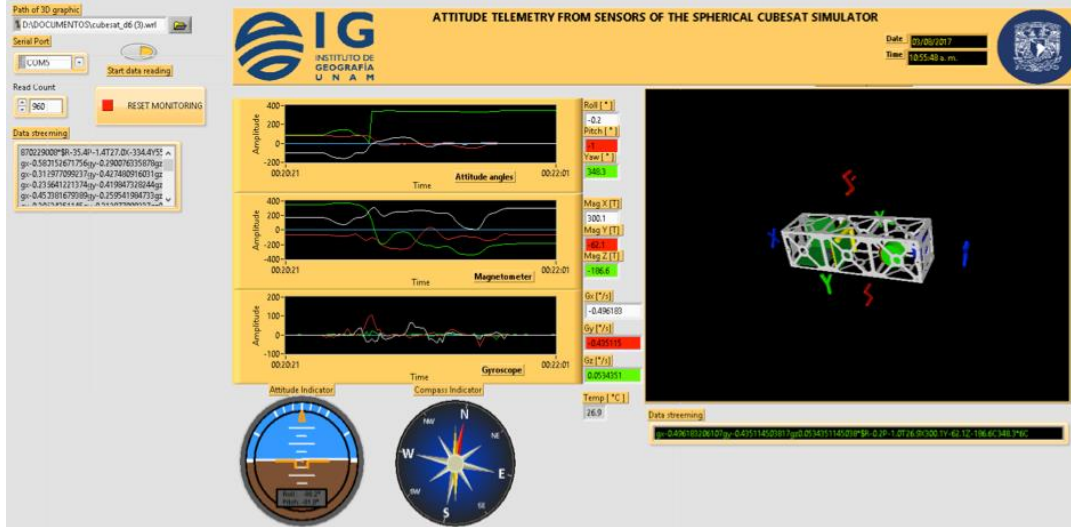


Fig. 4.20. Panel frontal de la interfaz de monitoreo: Estación Terrena.

Esta misma aplicación, almacena los datos recibidos en un archivo con formato de Tabla .xlsx, con el fin de llevar a cabo un pos procesamiento de los datos recabados y del comportamiento del simulador y de los algoritmos de control programados, ver Figura 4.21. Los datos de los sensores se almacenan cuatro veces por segundo.

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
1	Date	Time	Roll [°]	Pitch [°]	Yaw [°]	Mx [T]	My [T]	Mz [T]	Gx [°/s]	Gy [°/s]	Gz [°/s]	
2	02/08/2017	02:37:27 p. m.	-2.2	-8.7	270	-25.1	-278.3	-175.1	-0.633588	-0.206107	0.076336	
3	02/08/2017	02:37:27 p. m.	-2.2	-8.8	270.1	-24.9	-278.4	-175.1	0	0	0	
4	02/08/2017	02:37:27 p. m.	-2.2	-8.7	270.1	-25	-278.4	-175.1	-0.503817	-1.923664	-0.007634	
5	02/08/2017	02:37:28 p. m.	-2.2	-8.7	270	-25.1	-278.5	-175.1	-0.496183	-0.366412	-0.038168	
6	02/08/2017	02:37:28 p. m.	-2.2	-8.7	270	-25.2	-278.5	-175	-0.633588	-0.236641	0.015267	
7	02/08/2017	02:37:28 p. m.	-2.2	-8.7	270	-25.2	-278.5	-175	-0.40458	0	-1.946565	
8	02/08/2017	02:37:28 p. m.	-2.2	-8.7	270	-25.1	-278.5	-175	-0.435115	-0.244275	-0.053435	
9	02/08/2017	02:37:29 p. m.	-2.2	-8.7	270	-25	-278.4	-175	-0.557252	-0.358779	-0.053435	
10	02/08/2017	02:37:29 p. m.	-2.2	-8.7	270.1	-24.9	-278.4	-175.1	-0.435115	-0.366412	-0.183206	
11	02/08/2017	02:37:29 p. m.	-2.2	-8.7	270.1	-24.9	-278.4	-175.1	-0.580153	-0.267176	0.022901	
12	02/08/2017	02:37:29 p. m.	-2.2	-8.7	270.1	-24.9	-278.4	-175.1	-0.412214	-0.496183	-0.068702	

Fig. 4.21. Archivo con formato de Excel® conteniendo los datos recabados de la telemetría en cada prueba.

Resumen del capítulo

En este capítulo se presentó el diseño mecánico y desarrollo de un simulador satelital físico basado en un cojinete neumático esférico, que tiene como propósito llevar a cabo pruebas del Sistema para la Determinación y Control de Orientación, diseñado especialmente para nanosatélites Cubesat. Se hizo una breve descripción del esquema de determinación y control de orientación desarrollado en este proyecto. También se explicó brevemente el funcionamiento del sistema de monitoreo que hace las veces de estación terrena que envía comandos y recibe la telemetría desde el nanosatélite bajo prueba.

5. SIMULACIONES NUMÉRICAS Y PRUEBAS

En este apartado se presentan las pruebas que se realizaron al sistema propuesto. Se presentan cálculos y simulaciones numéricas de las distintas partes que componen al conjunto propuesto, de acuerdo al diagrama de flujo de funcionamiento del mismo.

5.1. Simulación numérica del Sistema de Determinación y Control de Orientación

Considerando el desarrollo de un satélite Cubesat 3U, a partir de los modelos de cuerpo rígido y de las perturbaciones de arrastre aerodinámico, presión solar y gradiente gravitacional y considerando como actuadores tres ruedas inerciales, se implementó un modelo en Matlab–Simulink, con el fin de llevar a cabo simulaciones numéricas. Con base en [5], se utiliza un algoritmo de control LQR [138]. En la Figura 5.1 se muestra el diagrama de flujo correspondiente.

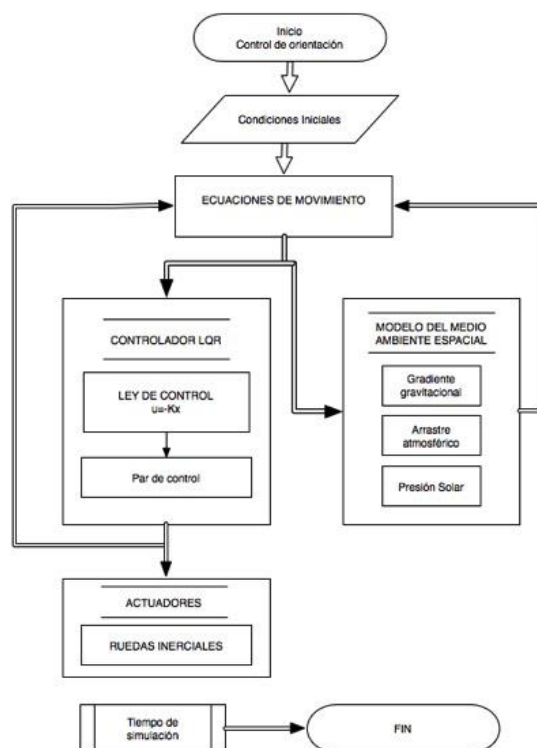


Fig. 5.1. Diagrama de flujo para el algoritmo de control de orientación con ruedas inerciales como actuadores.

El desarrollo de la simulación se realiza considerando que el satélite se encuentra en órbita con velocidad angular cero y una orientación inicial, la cual será corregida por el algoritmo programado, hasta obtener la orientación deseada, manteniendo el apuntamiento en estado estable con las ruedas inerciales.

En la Tabla 5.1 se enlistan los parámetros considerados en las simulaciones del modelo por programación del satélite.

Tabla 5.1. Parámetros utilizados en las simulaciones.

Parámetro	Valor
Velocidad angular inicial	$\omega_{ob}^b = [0 \ 0 \ 0]'$
Orientación deseada	$[\phi \ \theta \ \psi] = [0 \ 0 \ 0]$
Tipo de Órbita	Polar LEO Altitud: 370 Km inclinación 92°
Masa del satélite	4.2 Kg.
Matriz de momentos de Inercia	$I_{sat} = \begin{bmatrix} 0.005 & 0 & 0 \\ 0 & 0.025 & 0 \\ 0 & 0 & 0.025 \end{bmatrix} \text{ [Kg} \cdot \text{m}^2]$
Momento de inercia de cada rueda inercial	$I_{w_i} = 3.092 \times 10^{-5} \text{ [Kg} \cdot \text{m}^2]$
Centro de masa	$CM = [0.03 \ 0.03 \ 0.03]$

En la Figura 5.2 se muestra el modelo de simulación programado en Simulink, los detalles de cada bloque se explican en el Apéndice A.

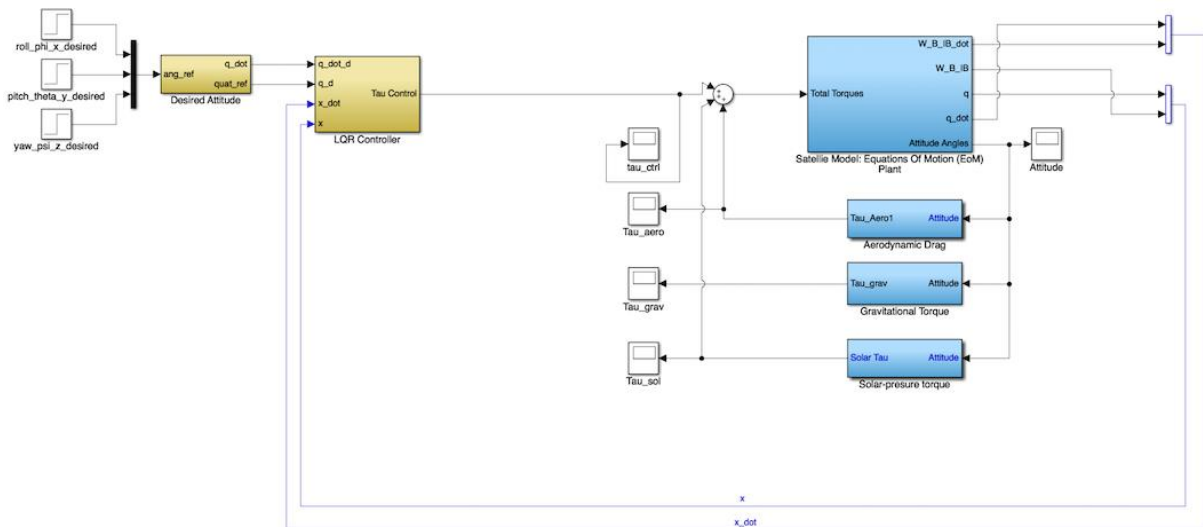


Fig. 5.2. Bloques de simulación programados en Simulink.

En la Figura 5.3 se muestra una simulación de una maniobra de reorientación, partiendo de los ángulos iniciales $[\phi \ \theta \ \psi] = [6 \ -3 \ 9]$, llevando estos ángulos a cero.

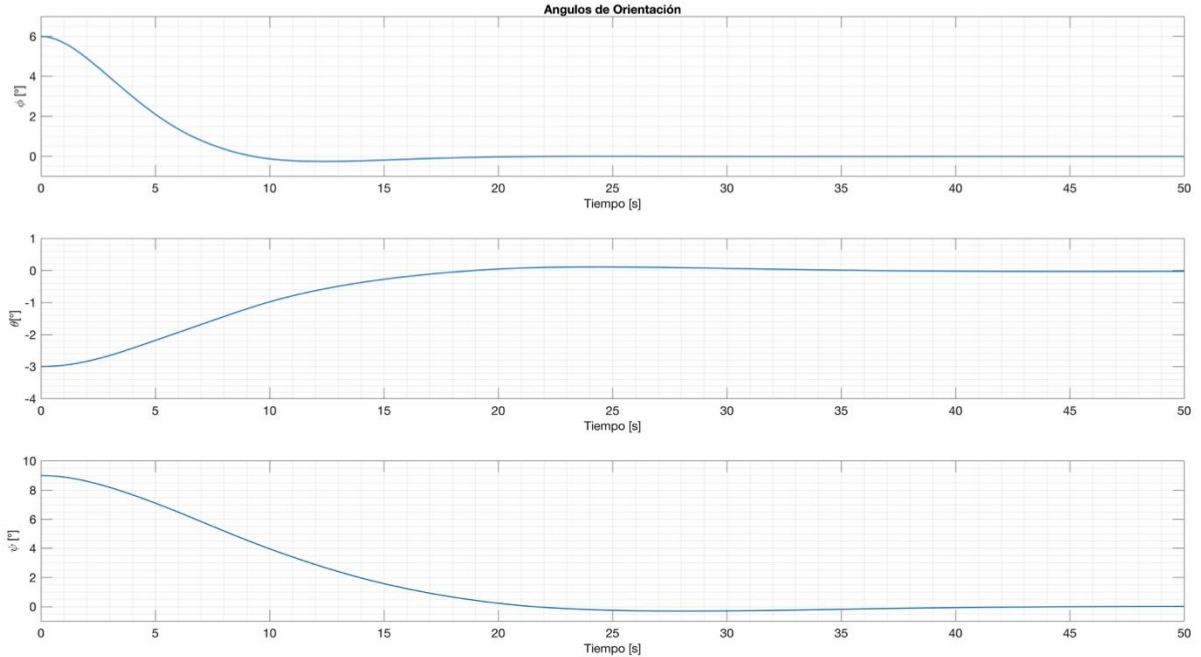


Fig. 5.3. Simulación del SDCO para una maniobra de reorientación.

En las gráficas de la figura anterior, se muestra la evolución de los ángulos de orientación al aplicar un algoritmo de control LQR, considerando el uso de ruedas inerciales como actuadores y las perturbaciones solar, aerodinámica y gravitacional. En este caso, se considera que el centro de masa se coincide con el centro geométrico del satélite. Se observa que los ángulos de orientación son llevados a cero en un tiempo aproximado de 25 s. Este modelo es utilizado a más adelante para evaluar el efecto sobre la orientación, que tiene el sistema de masas móviles internas al cambiar la posición del CM.

5.2. Estimación del centro de masa

Para evaluar el desempeño de este método de estimación en el proceso de identificación del centro de masa, se llevaron a cabo una serie de simulaciones en Matlab–Simulink, que incluyen las perturbaciones solar, aerodinámica y por gradiente gravitacional, además de ruido blanco agregado.

El modelo simulado incluye las ecuaciones de la dinámica y cinemática del satélite, considerando un Cubesat 3U, además de las características que se mencionan en la Tabla 5.2.

Las pruebas consisten en la evaluación de la dinámica de la orientación con parámetros definidos previamente y con un CM conocido, los valores de la velocidad angular y las fuerzas perturbadoras se obtienen en cada paso de la simulación, mismos que son aplicados en la formulación RLS de la ec. (3.16), con lo cual se obtiene un valor del CM estimado.

Tabla 5.2. Parámetros utilizados en las simulaciones del algoritmo RLS en Simulink.

Parámetro	Valor
Masa total del satélite Cubesat 3U	4.2 Kg
Momento de inercia de cada rueda inercial	$I_{wi} = 3.092 \times 10^{-5} [Kg m^2]$
Matriz de momentos de inercia del satélite	$I_{sat} = \begin{bmatrix} 0.005 & 0 & 0 \\ 0 & 0.025 & 0 \\ 0 & 0 & 0.025 \end{bmatrix} [Kg m^2]$
Vector de posición del CM, r_{CoM}	$[0.02 \quad -0.03 \quad -0.04] m$
Cpa: Centro de presión de la fuerza aerodinámica	$[0.15 \quad 0 \quad 0] m$
Cps: Centro de presión de la radiación solar	$[0 \quad -0.05 \quad 0] m$

En la Figura 5.4, se muestran las gráficas para los valores estimados con el algoritmo propuesto, para una simulación de 180 s. El valor del centro de masa utilizado en el modelo dinámico implementado fue: $CM = [0.02 \quad -0.03 \quad 0.04] \text{ m}$, considerando esta posición como el valor verdadero de la posición del CM, a manera de ejemplo, aunque se realizaron pruebas con distintos datos, obteniendo resultados similares.

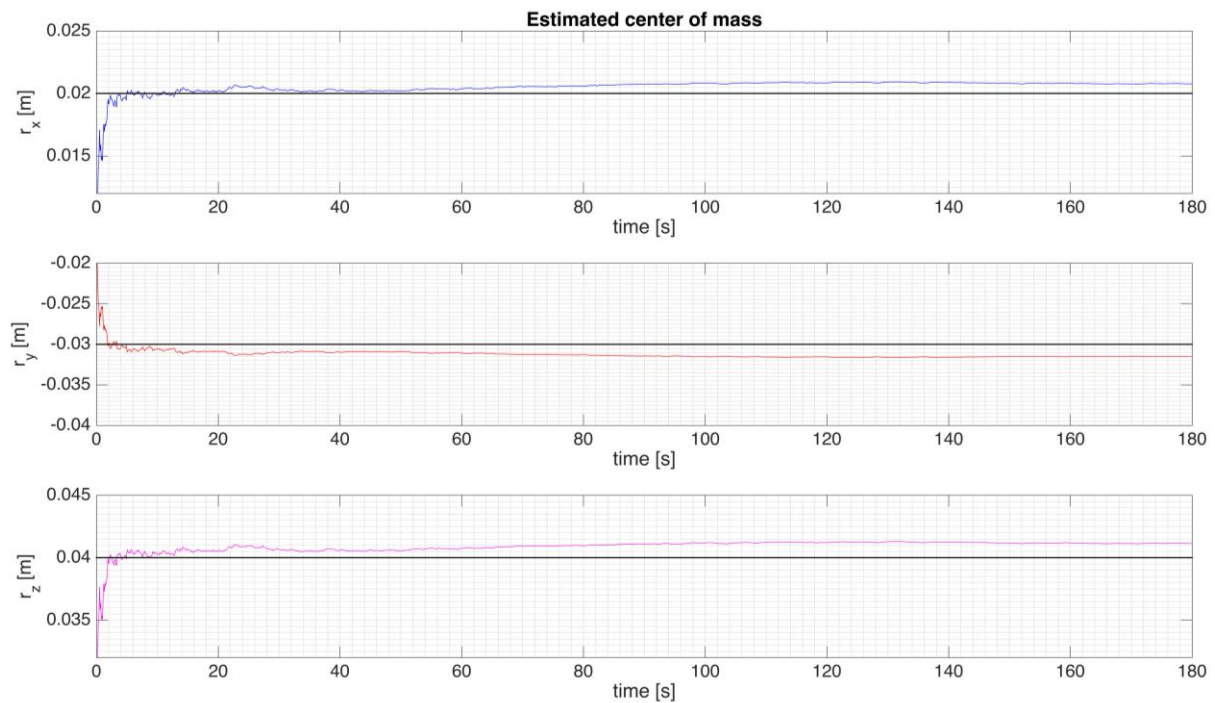


Fig. 5.4. Valores estimados del centro de masa con el método RLS.

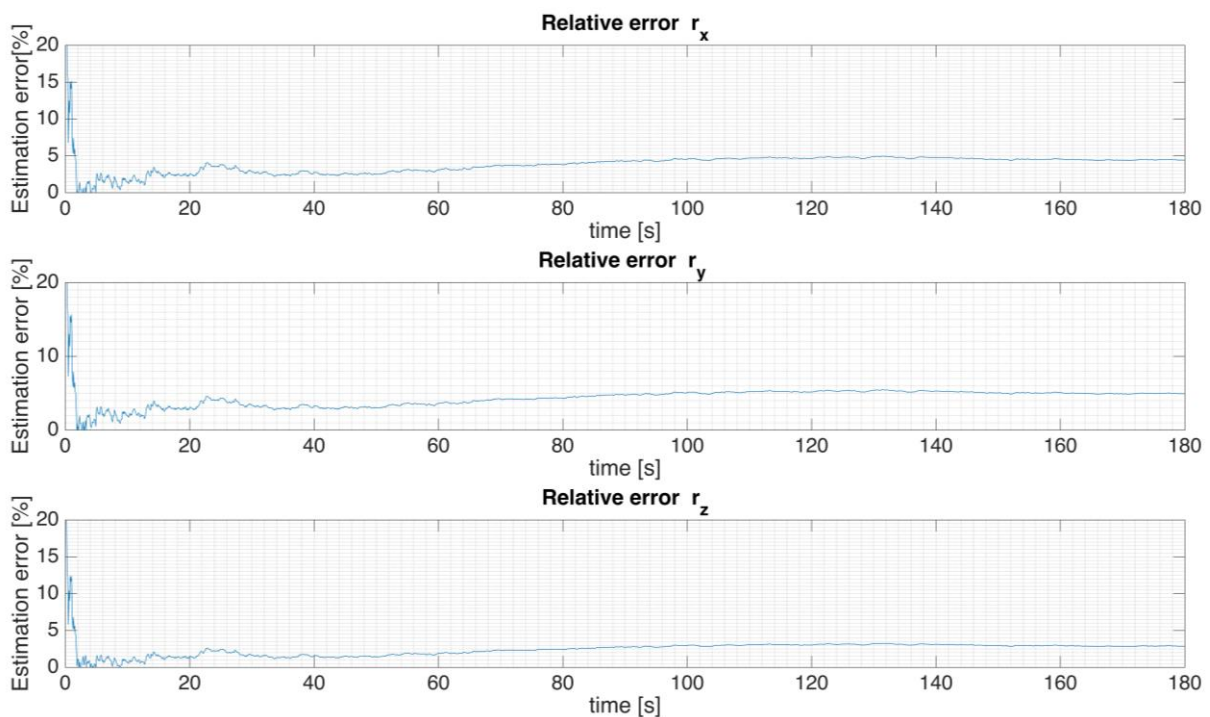


Fig. 5.5. Error relativo en la estimación del CM.

Las gráficas anteriores muestran que la solución de la simulación tiende a valores constantes para cada componente del centro de masa, en aproximadamente 120 segundos. En dichas gráficas se puede observar un error, que se debe al ruido blanco agregado.

En la gráfica de la Figura 5.5 se muestra el error relativo que se obtiene con la simulación de este algoritmo RLS, para este ejemplo. Estas gráficas muestran que el error relativo es menor al 5%, lo cual se traduce en un error que se ubica en el intervalo de milímetros.

Cabe recalcar que este método para estimar el CM está pensado para ser aplicado una vez que el satélite se encuentra en órbita.

5.3. Ajuste del centro de masa

En la Tabla 5.3 se establecen las características del sistema de masas propuesto. Por medio de la ecuación (5.1), al resolver para d_i , con la información del centro de masa estimado con el algoritmo RLS, se puede obtener el margen de ajuste que proporciona el sistema de masas móviles propuesto, donde el CM ajustado del satélite se puede calcular para distintas posiciones de los elementos de masa móvil dentro del campo de acción de cada masa, es decir los desplazamientos máximos que puede tener cada elemento dentro de la estructura del satélite.

$$\mathbf{r}_{err} = \mathbf{r}_{off} - \mathbf{r}_{obj} = \frac{1}{m} \sum_{i=1}^3 m_i d_i \mathbf{v}_i \quad (5.1)$$

Tabla 5.3. Parámetros para las simulaciones numéricas del sistema de masas móviles internas.

Parámetro	Valor
Masa total del satélite incluyendo las masas de ajuste	$m_{sat} = 4.2$ [Kg]
CM_{obj} , objetivo a alcanzar	$\mathbf{CM}_{obj} = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ [cm]
Masa de cada actuador de ajuste	$m_p = 0.170$ [Kg]
Vectores unitarios de los ejes de desplazamiento de las masas	$U_1 = [1 \ 0 \ 0]$ $U_2 = [0 \ 1 \ 0]$ $U_3 = [0 \ 0 \ 1]$
Posición inicial de los actuadores	$l_1 = [0.01 \ 0.01 \ 0.01]$ [m] $l_2 = [0.01 \ 0.01 \ 0.01]$ [m] $l_3 = [0.01 \ 0.01 \ 0.01]$ [m]

La compensación del CM depende de los elementos de masa móvil y de la distancia a la cual cada elemento puede ser desplazado. De acuerdo a los resultados de los cálculos realizados, la máxima compensación del centro de masa sería de 5 [mm] en cada eje, para las características y condiciones del sistema propuesto.

5.3.1. Efecto del reajuste del centro de masa en la orientación.

Para ilustrar un caso particular, se seleccionó arbitrariamente un valor para la posición del centro de masa, observando el efecto que los pares tienen sobre la cinemática del satélite, reflejado en la evolución de su orientación en el tiempo.

A. Satélite con CM desajustado

En las gráficas de la Figura 5.6 se muestra el cambio en la orientación del satélite desde una posición inicial, con velocidad angular cero en un periodo orbital, esto es 5500 s, en este caso se

consideró una posición del $CM = [4.5 \ 3.5 \ -4.0]$ cm, este se toma como CM inicial, el cual será ajustado por medio del sistema de masas.

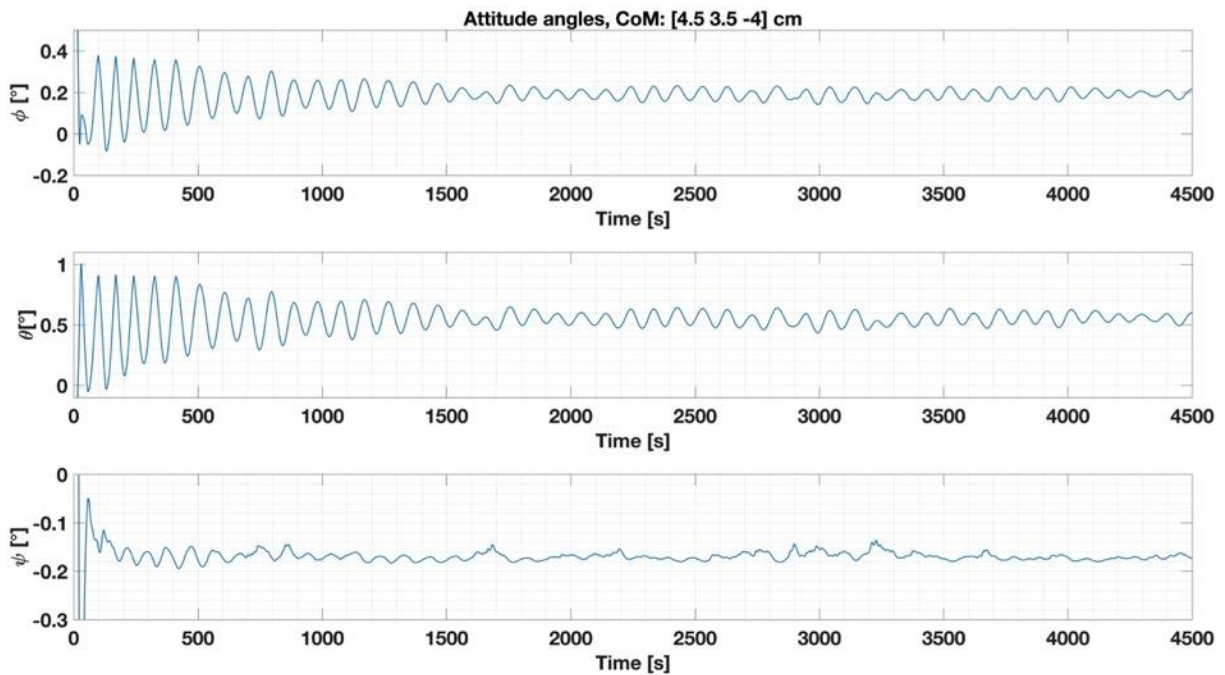


Fig. 5.6. Gráfica de la orientación del satélite para: $CM = [4.5 \ 3.5 \ -4.0]$ cm.

En la Figura 5.7, se muestran las gráficas de la magnitud total de los pares perturbadores en cada eje del satélite, para este escenario.

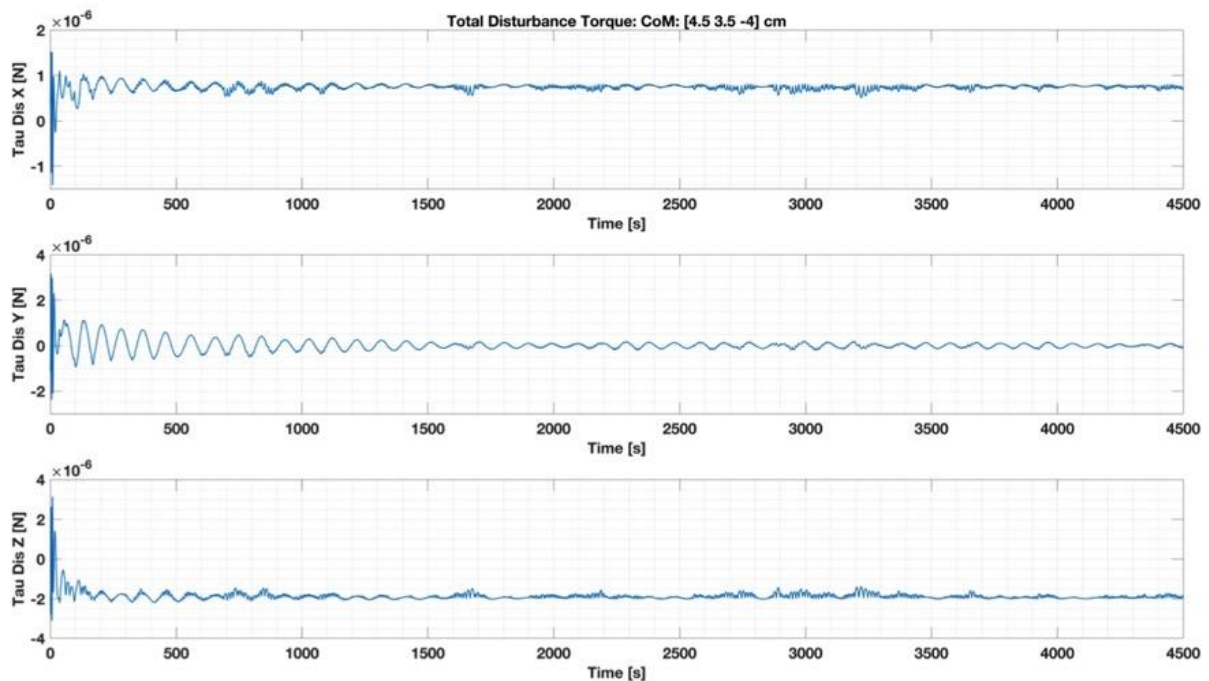


Fig. 5.7. Magnitud de los pares perturbadores para un $CM = [4.5 \ 3.5 \ -4.0]$ cm.

En esta simulación, para mantener la orientación estable, se programó a los actuadores para ser activados una vez que los ángulos de orientación alcanzan un umbral de 0.9° , y son desactivados cuando están por debajo de 0.01° . Se observa que la orientación presenta oscilaciones debido a los pares perturbadores, y que no logra estabilizarse.

Para este caso, en la Fig. 5.8 se presentan las gráficas de consumo de potencia por parte de los actuadores para estabilizar la orientación.

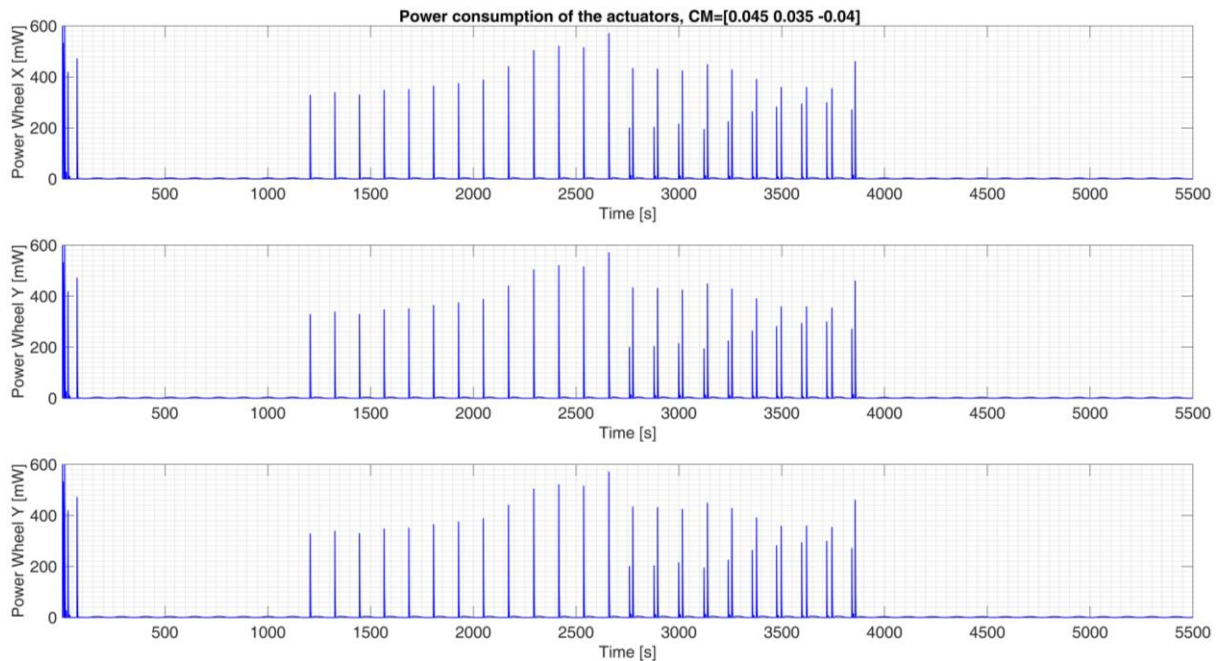


Fig. 5.8. Consumo de potencia de las ruedas inerciales con $CM = [3.5 \ 3.5 \ 3.5]$ cm.

Un centro de masa de masa alejado del centro de presión de los pares perturbadores provoca pares indeseados, que alteran la orientación del satélite del valor deseado. Lo anterior implica el uso de los actuadores para llevar a cabo maniobras de reorientación, como se observa en la gráfica de la figura anterior.

B. Satélite con CM ajustado

Por otra parte, cuando en la simulación se establece que el centro de masa se encuentra en $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$, la orientación permanece cercana al valor deseado, con oscilaciones de menor frecuencia y magnitud, que las que se presentan con el centro de masa alejado del centro geométrico del satélite, como se puede observar en las gráficas de la Figura 5.9, donde, la orientación es mantenida en el valor establecido a lo largo del tiempo de simulación correspondiente a una órbita.

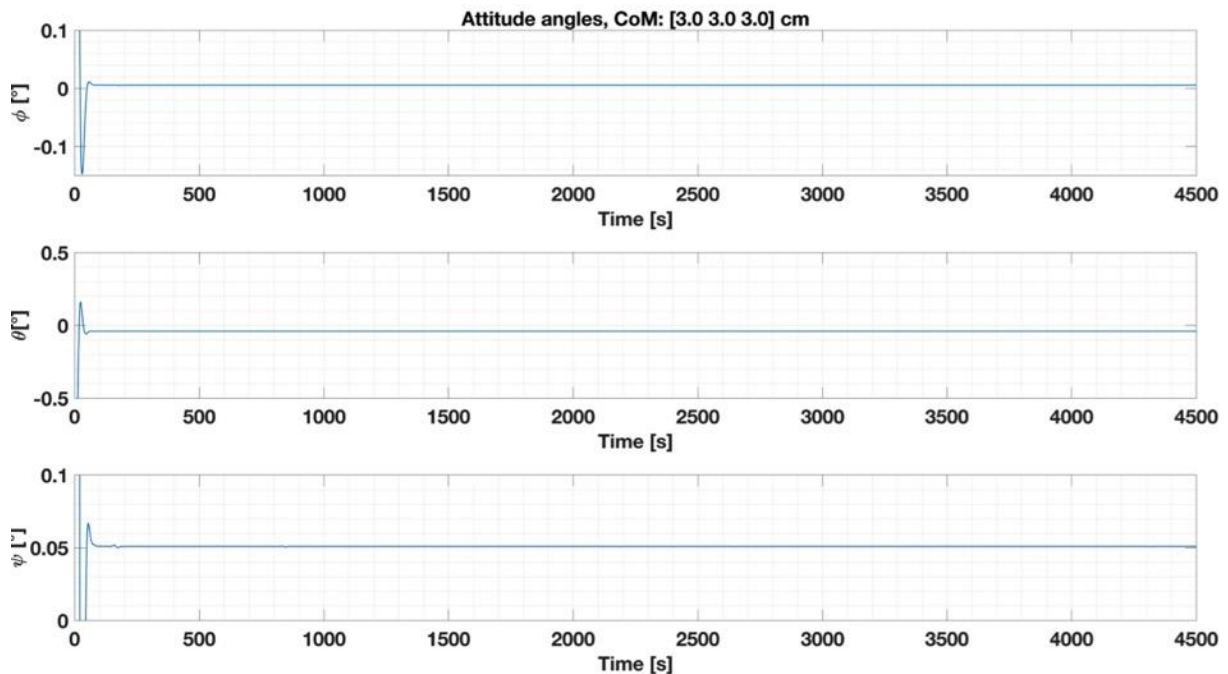


Fig. 5.9. Gráfica de la orientación del satélite para: $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

En este caso, para el centro de masa en $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$, se reduce la magnitud de los pares perturbadores, aproximadamente un orden de magnitud, ver Fig. 5.10, con lo que se disminuye su efecto sobre la orientación, tal como se puede observar en la figura anterior.

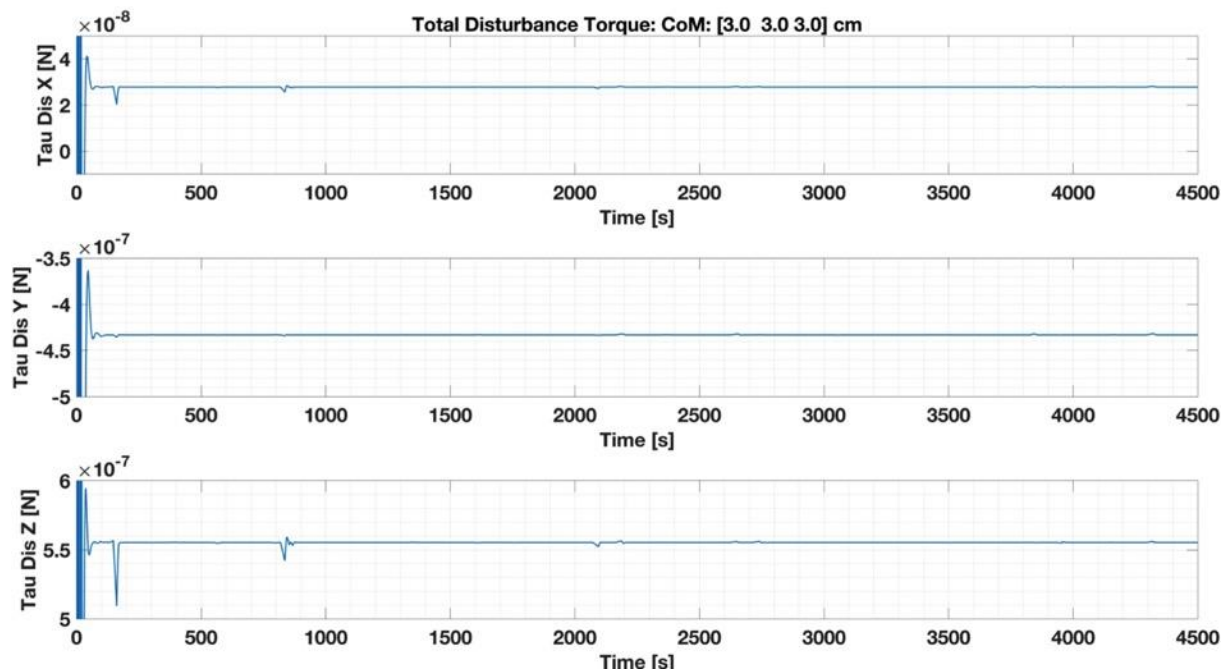


Fig. 5.10. Gráfica de los pares perturbadores: $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

En la Figura 5.11 se puede observar la gráfica de consumo de potencia de las ruedas inerciales, cuando el centro de masa es re-ajustado en la posición: $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

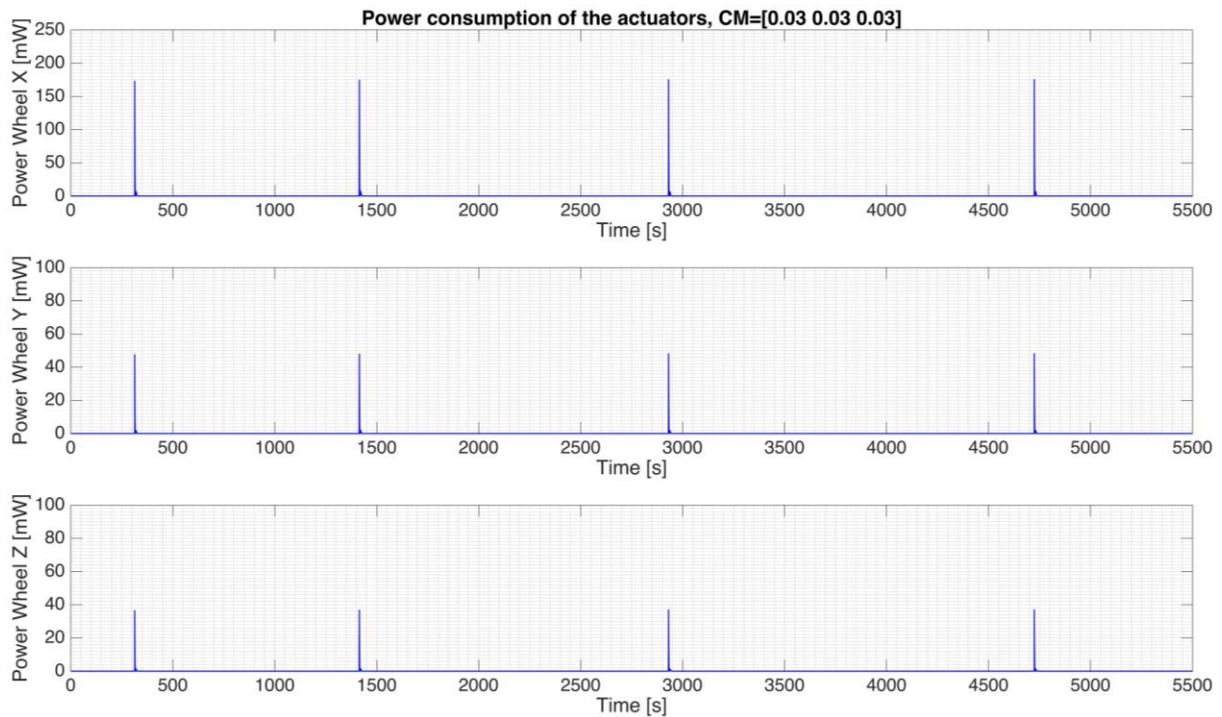


Fig. 5.11. Consumo de potencia de las ruedas inerciales: $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

La gráfica de la Figura anterior indica que, al mantenerse estable la orientación durante más tiempo, los actuadores son activados con mucho menor frecuencia. Al contabilizar los tiempo en los que se encuentran activos los actuadores en los dos casos analizados, se puede observar una disminución de cerca del 30%, para una órbita completa, con lo que se prueba que la posición del centro de masa tiene una relación directa con el consumo de potencia para mantener estable la orientación a lo largo de la misión.

5.3.2. Pruebas con el programa EOSim QB50 Hardware-in-the-Loop Satellite Simulator

El software EOSim se desarrolló como una herramienta para el proyecto QB50, que pretende establecer una red de 50 satélites Cubesats multipunto para mediciones in-situ de la baja termósfera y para el estudio de reingreso de satélites [141]. Para estos nanosatélites, se desarrolló un sistema para la determinación y control de orientación, denominado Cubesense [142], que cuenta con GPS, 1 sensor de Sol fino y 6 sensores de Sol burdos, sensor de Tierra, magnetómetro, 3 Bobinas magnéticas, una rueda de momentos y una tarjeta de procesamiento para el SDCO.

El EOSim es un *software* modular para simular escenarios de satélites Cubesat que orbitan la Tierra. Hace uso de una configuración de simulación orientada a objetos con una visualización virtual [73]. El simulador permite establecer las características de la misión, que incluye a los parámetros orbitales, las propiedades de masa del satélite, algunos parámetros de los sensores y actuadores a bordo, además de que permite probar distintos algoritmos de control preestablecidos, esto, con el fin de analizar el comportamiento de sensores, actuadores, algoritmos e incluso la potencia generada por los paneles solares del satélite bajo distintas configuraciones, generando distintas gráficas de la orientación, de los pares perturbadores, potencia generada por los paneles solares, y una representación tridimensional de la orientación del satélite y su órbita.

En la Figura 5.12, se muestra la pantalla principal de este programa de simulación.

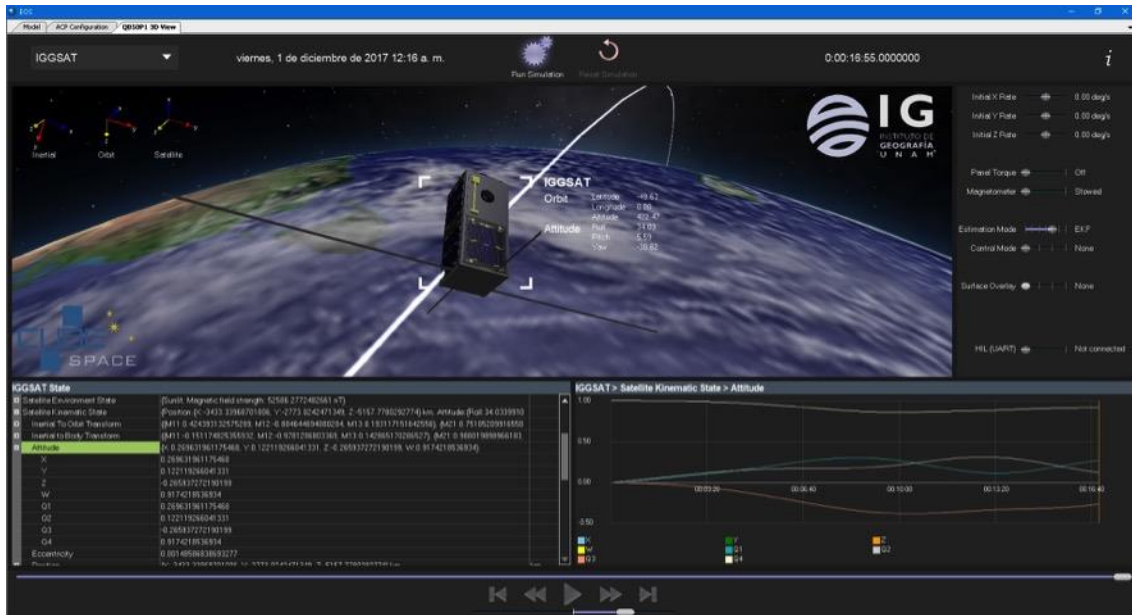


Fig. 5.12. Pantalla principal del simulador EOSim.

En las pruebas realizadas con este programa, se configuró la simulación para mantener una orientación $[\phi \ \theta \ \psi] = [0 \ 0 \ 0]$, utilizando la rueda de momentos para dicho propósito. Se considera que la orientación esta provista por los sensores a bordo, mediante un algoritmo de estimación *Extended Kalman Filter*.

Centro de masa desajustado

Para probar el concepto del ajuste del centro de masa, primero se realizó la simulación para el caso en que éste se localice en la posición: $CM = [3.5 \ 3.5 \ -3.5]$ cm. En la Figura 5.13 se puede observar la evolución de la orientación para el periodo de una órbita.

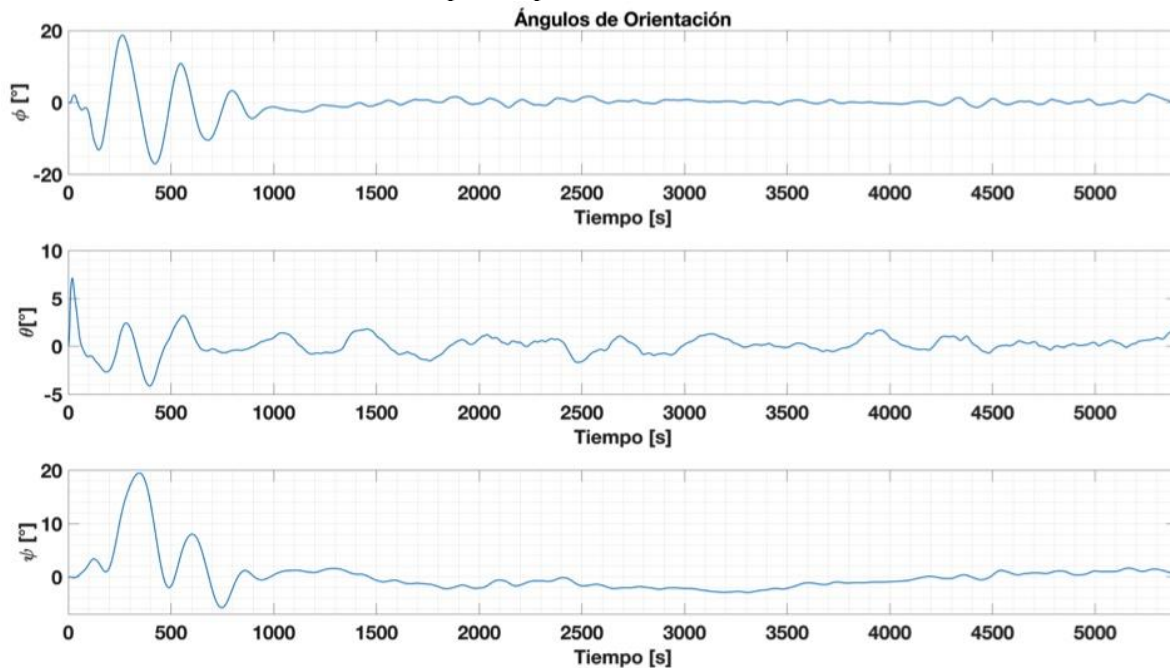


Fig. 5.13. Gráfica de la orientación del satélite para: $CM = [3.5 \ 3.5 \ -3.5]$ cm.

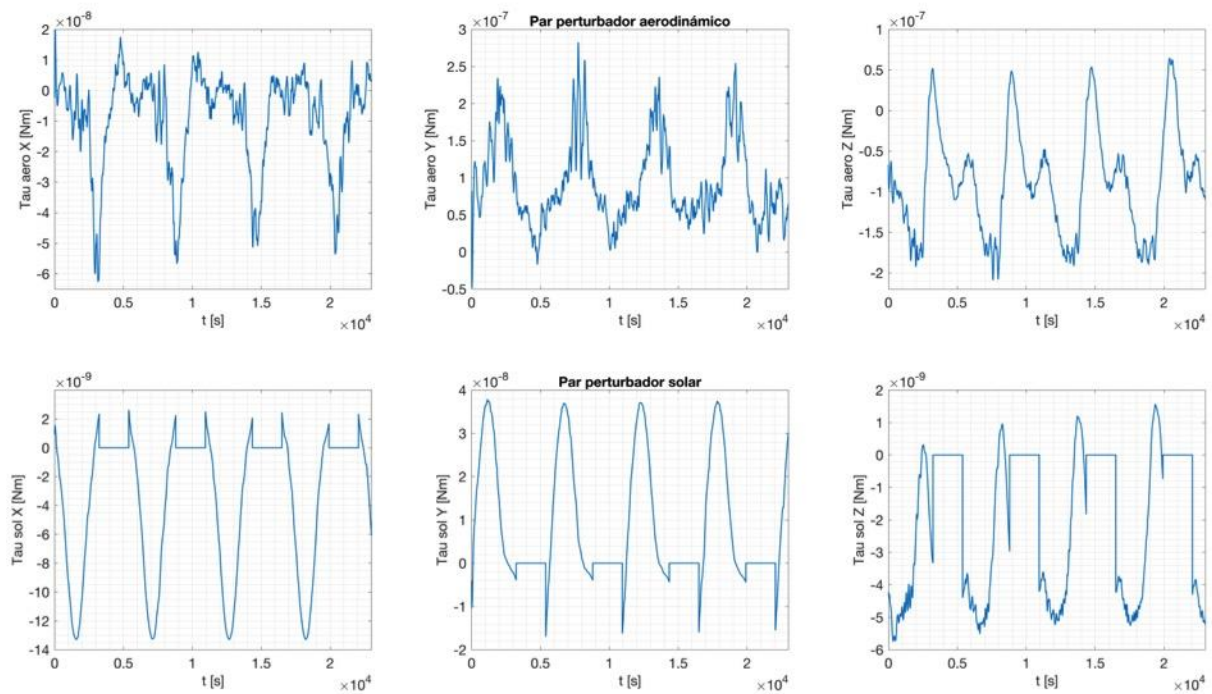


Fig. 5.14. Gráfica de los pares perturbadores para un $CM = [3.5 \ 3.5 \ -3.5]$ cm.

En este primer caso, para un centro de masa lejano del centro geométrico, la orientación presenta oscilaciones iniciales de hasta 20° durante los primeros 1000s. En las gráficas de la Figura 5.14, se observan las perturbaciones por radiación solar y por arrastre aerodinámico en cada eje, para este caso. La Figura 5.15 muestra una gráfica de la potencia que requiere la rueda de momento para mantener la orientación deseada.

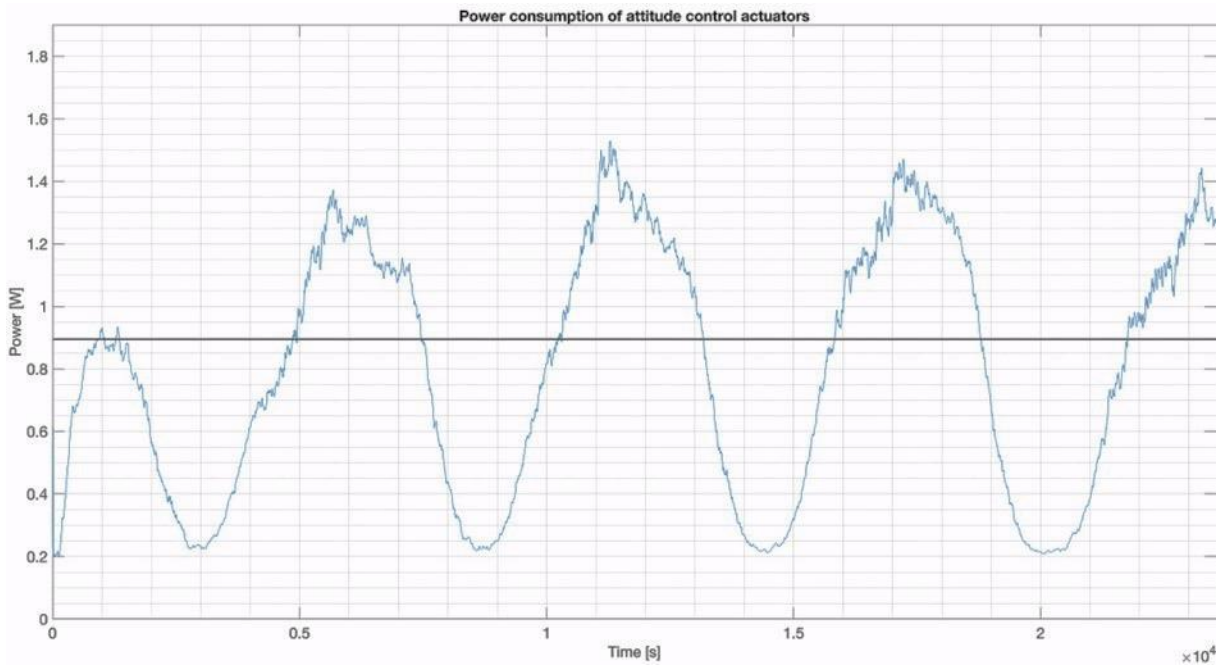


Fig. 5.15. Potencia requerida por la rueda de momentos cuando el Centro de masa está en: $CoM = [3.5 \ 3.5 \ -3.5]$ cm.

En la Figura 5.15 se observa que el sistema de control de orientación enciende la rueda de momento y cambia la velocidad angular de forma oscilatoria, dado que debe contrarrestar los pares perturbadores cíclicos, que se observan en la Figura 5.14. En esta simulación la potencia promedio requerida es de 0.89 W, durante un periodo de simulación de 4 órbitas.

Centro de masa ajustado

En la siguiente prueba realizada en EOSim, se programó la posición del centro de masa en $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm, al igual que en el caso anterior, se inicia con una orientación inicial $[\phi \ \theta \ \psi] = [0 \ 0 \ 0]$, y se observa la evolución del apuntamiento conforme el satélite avanza en la órbita. En la simulación se utiliza la rueda de momentos que se encuentra en el eje $-Y$ para mantener el apuntamiento deseado.

En la gráfica de la Figura 5.16 se observa que la orientación presenta un sobrepaso inicial durante los primeros 500 s de simulación, y oscilaciones de aproximadamente $\pm 2^\circ$ después de este punto.

En contraste con el modelo implementado en Matlab–Simulink®, las simulaciones realizadas con EOSim resultan más realistas, al tomar en cuenta la posición orbital para el cálculo de los pares perturbadores y en las ecuaciones de movimiento, por lo que el comportamiento dinámico observado en las gráficas de orientación obtenidas en esta prueba presentan oscilaciones constantes durante todo el tiempo de simulación.

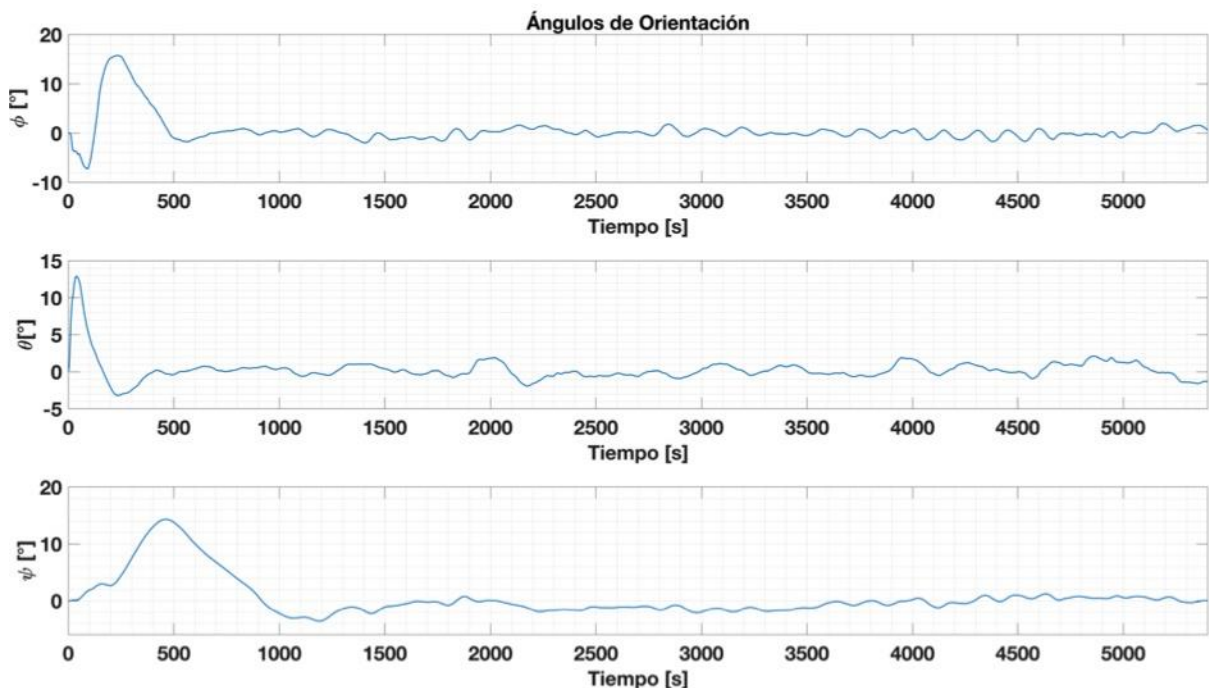


Fig. 5.16. Gráfica de la orientación del satélite para: $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

En la Figura 5.17 se muestran las gráficas correspondientes a las perturbaciones sobre el satélite cuando el centro de masa se encuentra en $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

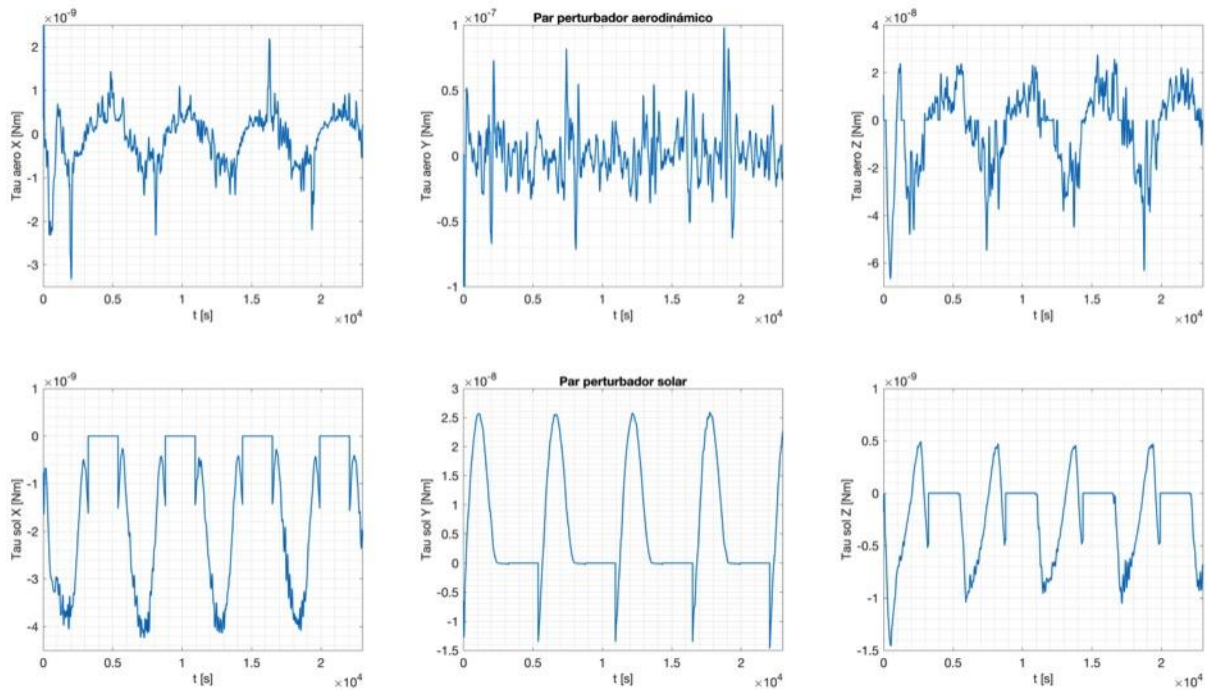


Fig. 5.17. Gráfica de los pares perturbadores para un $CM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

En comparación con las gráficas obtenidas con al tener el centro de masa más alejado del centro geométrico, la magnitud de los pares perturbadores es menor, aproximadamente de un orden de magnitud.

Finalmente, en la gráfica de la Figura 5.18, se muestra la potencia requerida por la rueda de momento para mantener la orientación indicada.

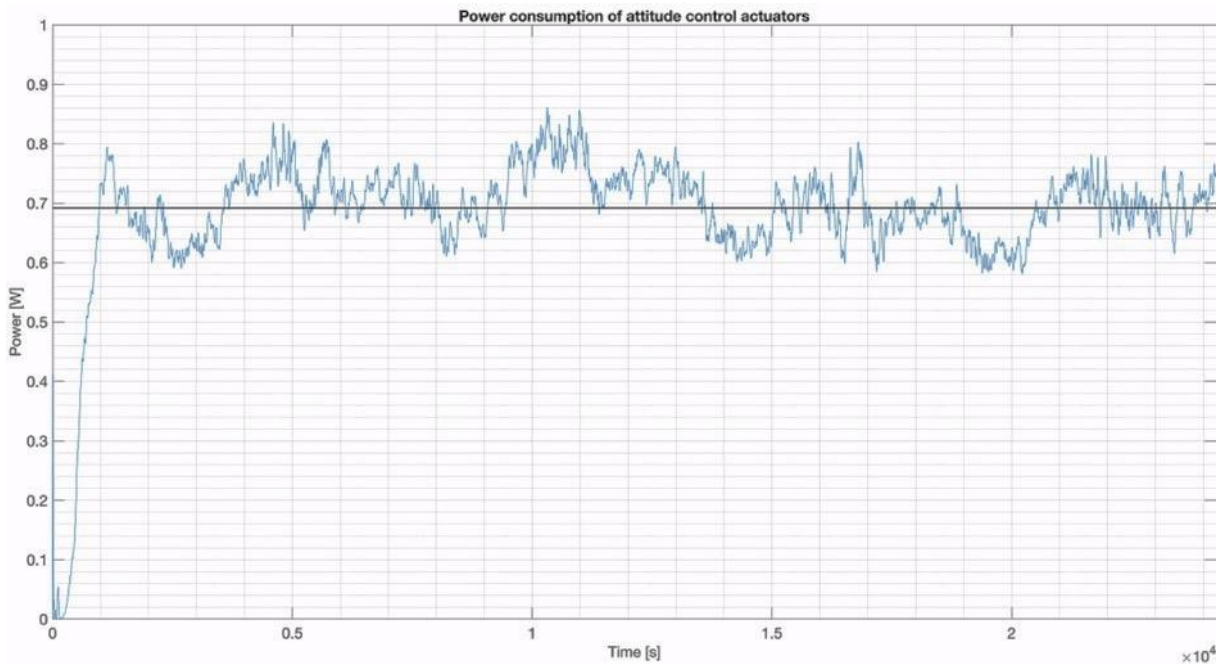


Fig. 5.18. Consumo de potencia de los actuadores para el $CoM = [3.0 \ 3.0 \ 3.0]$ cm.

Al analizar esta última gráfica, se observa que la rueda requiere una potencia promedio de 0.68 W, además de que presenta menores oscilaciones para mantener la orientación deseada.

Las pruebas realizadas en EOSim confirman que un centro de masa más cercano al centro geométrico disminuyen la magnitud de los pares perturbadores y la magnitud del par necesario para mantener una orientación especificada, esto se ve reflejado en una menor velocidad angular de la rueda de momento, que se utiliza como actuador.

Resumen del capítulo

En este capítulo se han presentado las pruebas realizadas al sistema desarrollado, mediante simulaciones numéricas por software, con modelos implementados en Matlab-Simulink y en el software específico para el SDCO de nanosatélites EOSim.

6. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

6.1. Resultados

Los nanosatélites y en particular los que siguen el estándar Cubesat, han probado ser una herramienta útil para probar distintos conceptos, entrenar recursos humanos en tecnología de misiones espaciales, y han facilitado el acceso al espacio a un costo relativamente menor que el de las misiones de naves espaciales de mayores dimensiones [2][7][8][143]. En este sentido países de América Latina como Argentina, Brasil, Chile, Colombia, Ecuador, Perú y Uruguay han puesto en órbita al menos un nanosatélite Cubesat, y otros países cuentan con algún proyecto de este tipo. Actualmente, a nivel mundial las empresas privadas encabezan el número de misiones de nanosatélites en órbita, seguidos por los proyectos universitarios. Un ejemplo que destaca es la misión Flock [144], de la empresa Planet Labs, que ha puesto una constelación de 100 Cubesats 3U con la intención de capturar imágenes de la Tierra. En cuanto a proyectos académicos, se puede mencionar a la misión QB50 [141], que tiene como objetivo poner en órbita 50 satélites Cubesat 3U con fines de estudiar la termósfera y realizar experimentos científicos en órbita, al 13 de diciembre de 2017, 36 satélites afiliados al proyecto han sido puestos en órbita por distintos medios.

La mayor parte de los nanosatélites Cubesat se encuentran en órbitas de entre 350 y 700 Km de altitud, donde las partículas remanentes de la atmósfera provocan los pares perturbadores de mayor magnitud debido al fenómeno conocido como arrastre aerodinámico.

Una vez que el satélite es puesto en órbita, su centro de masa puede cambiar debido a alguna acción de reconfiguración. En el caso de los satélites Cubesat, el despliegue de paneles solares, antenas u otros instrumentos, son las principales acciones de reconfiguración que se llevan a cabo. La magnitud de los pares perturbadores es proporcional a la distancia que existe entre el centro de masa y el centro geométrico de la estructura del satélite. Esta fue la hipótesis principal del trabajo de tesis aquí presentado y los resultados que arrojaron las simulaciones numéricas indicaron que ajustar el centro de masa del satélite, lo más cerca al centro geométrico, reduciría la carga del subsistema de control de orientación; lo cual se traduce en la reducción del consumo de potencia por parte de los actuadores para mantener la orientación deseada de manera estable a largo plazo, siendo esta la principal ventaja del sistema desarrollado.

En las pruebas numéricas realizadas, ajustar el centro de masa de $\mathbf{CM} = [3.5 \ 3.5 \ 3.5]\text{cm}$ a $[3.0 \ 3.0 \ 3.0]\text{cm}$, representó una reducción de aproximadamente 20% de la potencia requerida por los actuadores para mantener la orientación deseada, en el periodo estudiado.

En esta tesis se propuso un sistema de tres masas móviles internas, cada una con movimiento lineal a lo largo de un eje ortogonal, con el fin de ajustar el centro de masa una vez que el satélite es puesto en órbita, y después de todas las acciones de reconfiguración que se deban aplicar para iniciar la misión. El primer paso en este método consiste en estimar el CM actual del satélite. Para este propósito, se desarrolló un método de mínimos cuadrados recursivo de estimación del CM. Este método de estimación utiliza las ecuaciones de movimiento del satélite, incluyendo la contribución de par de las ruedas inerciales, y los pares perturbadores externos por gradiente gravitacional, arrastre aerodinámico, y viento solar. El método de estimación fue simulado en un modelo dinámico para un Cubesat 3U en Matlab-Simulink. Los resultados de las simulaciones realizadas muestran una convergencia del valor del CM tomado como valor real en aproximadamente 120s, mientras que el error relativo es menor al

5%. Una vez que se tiene el valor estimado del centro de masa se calcula el desplazamiento necesario de cada uno de los tres elementos o masas móviles. Después de desplazar las masas móviles, el sistema tendrá un nuevo CM que requiere ser estimado. Este ciclo se repite hasta que el valor del CM estimado se encuentre dentro de un umbral preestablecido. Las simulaciones numéricas muestran que el sistema propuesto puede ajustar la posición del centro de masa dentro de un rango de 5mm en cada eje, para un Cubesat 3U. Derivado del análisis de la posición del centro de masa y su relación con el efecto de los pares perturbadores en la orientación, se observa que, cuando el CM se encuentra cerca del centro geométrico de la estructura del satélite, esto se traduce en una disminución en la frecuencia de activación de los actuadores. Lo anterior representa una reducción en el 20% de la potencia que consumen los actuadores del SDCO en el largo plazo, mientras se mantiene la orientación del nanosatélite estabilizada en los tres ejes.

El sistema de masas móviles interno (MMI) que se ha propuesto en esta tesis está pensado para realizar un ajuste fino del centro de masa del satélite, con lo cual se reduce el brazo de momento involucrado en la generación de los pares perturbadores debidos a las fuerzas presentes en el medio ambiente espacial. En contraste con los trabajos previos que involucran algún tipo de masa móvil, el MMI aquí presentado no tiene la intención de generar pares de control, sino reducir los pares perturbadores al reposicionar el centro de masa (CM) lo más cerca posible al centro geométrico de la estructura del satélite. Esto es útil cuando una reconfiguración del satélite ocurre en órbita, o en caso de fallo en el despliegue de algún componente como antenas o paneles solares. El sistema de masas móviles descrito en este trabajo representa un método novedoso para la reducción de pares perturbadores externos y es aplicable a nanosatélites.

Productos

El proyecto de tesis aquí presentado contó con el apoyo financiero del fondo sectorial AEM–CONACYT a través del proyecto **AEM-2014-01-247812**, del cual se derivaron los siguientes desarrollos:

- Prototipo funcional de un sistema de estabilización satelital triaxial
 - Simulador satelital con movimiento irrestricto en tres ejes que permite colocar dentro una estructura de un Cubesat 3U. Está basado en el concepto de cojinete neumático esférico, con una copa de bronce y una esfera de PLA impresa en 3D
 - Estructura Cubesat 3U
 - Sistema para la determinación y control de orientación que consta de:
 - Computadora de abordo
 - Sensores
 - Actuadores
 - Sistema de masas móviles
 - Baterías
 - Módulo de comunicación inalámbrico
 - Interfaz de monitoreo: Estación terrena
 - Sistema de masas móviles internas para reajustar el centro de masa del nanosatélite.
- Modelos de simulación numérica de la dinámica satelital implementados en Matlab–Simulink y EOSim
- Sistema para determinar el Centro de masa en Nano satélites Cubesat Estándar 1U y 3U.
- Sistema para la determinación de los momentos de inercia principales en satélites Cubesat 3U

Artículos publicados en congresos:

Resumen en memorias de Congresos

Prado-Molina J., Hernández-Arias H., Vera-Mendoza D., Reyes-González J. A., and Castillo-Acosta A. 2016. ‘*Spacecraft Simulator with Non-Restricted Three-axis Movement for Cubesats*’. 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9 [127]

Artículos *in extenso* en congresos internacionales

Prado-Molina J., Vera-Mendoza D., Durán-Florentino L. A., Hernández-Arias H., and Escobedo-Lugo L. 2016. “Compensating external gravitational torques in a spacecraft simulator”. 67th Congress of the International Astronautical Federation. 23rd. IAA Symposium on Small Satellite Missions. Guadalajara, Jalisco, México. pp1-6 Septiembre 26-30. Paper IAC-16.B4.6B.13x33092 [146]

Prado-Molina J., Elguera-García J. F., Hernández-Arias H., and Vera-Mendoza D. 2016. “Gyro drift reduction using a magnetometer as position reference in a multi-sensor data fusion scheme”. XXXI Congreso de Instrumentación y 2^{do} Congreso Iberoamericano de Instrumentación y Ciencias Aplicadas. Cd. de Guatemala, Guatemala. Octubre 26-28. pp1-8. [147]

Prado-Molina J., Hernández-Arias H., Vera-Mendoza D., and Reyes-González J. A. 2016. “Attitude determination and control system for a 3U Cubesat, with a remote sensing payload”. XXXI Congreso de Instrumentación y 2^{do} Congreso Iberoamericano de Instrumentación y Ciencias Aplicadas. Cd. de Guatemala, Guatemala. Octubre 26-28. pp1-8. [148]

Artículos *in extenso* en congresos nacionales.

Prado-Molina, J., Hernández-Arias, H., Vera-Mendoza, D., Reyes-González J. A., & Prado-Morales, J. 2017. “Prototipo funcional de un sistema de estabilización satelital triaxial”. Primer Encuentro Académico del Fondo Sectorial de Investigación, Desarrollo Tecnológico e Innovación en Actividades Espaciales CONACYT AEM 2017. [149]

Hernández-Arias, H., Prado-Morales, J., Prado-Molina, J. (2019), “Implementación de algoritmo B-Dot para la estabilización de orientación de un nano satélite con actuadores magnéticos”, SOMI XXXIV Congreso de Instrumentación, Morelia, Michoacán, México. [150]

Reyes-Gonzalez, J. A. 2019. “Simulador de campo geomagnético para prueba de subsistemas de control de orientación de satélites pequeños” SOMI XXXIV Congreso de Instrumentación, Morelia, Michoacán, México. [151]

Prado-Morales, J., Navarrete-Montesinos, M., Prado-Molina, J., y Hernández-Arias, H. 2019. “Diseño e implementación de actuadores para el subsistema de determinación y control de orientación para un satélite CubeSat 3U”, SOMI XXXIV Congreso de Instrumentación, Morelia, Michoacán, México. [152]

Capítulo de Libro.

Prado-Molina Jorge, Hernández-Arias Humberto, Reyes-González Juan Alejandro, Vera-Mendoza Domingo, Prado-Morales Jorge, Arriaga-Arrollo, Héctor Hugo. (2017). “Prototipo Funcional de un

Sistema de Estabilización Satelital Triaxial”. Marco A. Carrillo (Ed.), en el Libro: Desarrollo Tecnológico e Innovación en Actividades Espaciales CONACYT-AEM. (pp 221-237), México: CONCYTEQ. ISBN en trámite.

Artículos en revista

Hernández-Arias H, Prado-Molina J., (2018), “On-Orbit center of mass relocation system for a 3U Cubesat”, **International Journal of Scientific & Technology Research**, Volume 7, Issue 7, July, pp. 44-51. ISSN 2277-8616. [145]

Prado-Molina J., Hernández-Arias H., Vera-Mendoza D., Reyes-González J.A, and Prado-Morales J., (2018). "Development of a Spacecraft Simulator with Non-restricted Three-axis Movement for CubeSats”. **International Journal of Scientific & Technology Research**, Volume 7, Issue 8, August, pp. 44-51. ISSN 2277-8616 [128]

Solicitudes de Patente presentadas

Hernández H., Prado–Molina J. y Vera D. (2017), “Sistema de elementos móviles para reajustar en órbita el centro de masa de un nanosatélite”, Patente en trámite **MX/a/2017/007775**, México, CD. MX. [105]

Hernández H., Prado–Molina J., Reyes J., Vera D., (2017), “Simulador satelital para nanosatélites, con movimiento irrestricto en tres ejes”, Patente en trámite **MX/a/2017/007776**, México, CD. MX. [121]

6.2. Conclusiones

Se puede afirmar que se han cumplido todos los objetivos y metas planteadas al inicio de este trabajo de tesis. Se cuenta con un subsistema para efectuar el control de orientación satelital, que opera de manera complementaria con un sistema de reposicionamiento del centro de masa de un nanosatélite en órbita. En este respecto, se llevó a cabo el análisis para su implementación que incluyó un método para estimar el CM en órbita, y el cálculo de los desplazamientos requeridos por los elementos de masas móviles. Se desarrollaron, además, modelos para la simulación numérica de la dinámica del satélite que incluye a los pares perturbadores del medio ambiente espacial. Se utilizaron dos programas diferentes para la simulación de la dinámica de satélites Cubesat. Estas herramientas permitieron confirmar la hipótesis de que el reposicionamiento del centro de masa en órbita reduciría los pares perturbadores. Las simulaciones realizadas, tanto en el modelo realizado en **Matlab** como en **EOSim** ayudaron a comprobar la relación entre la posición del centro de masa y la magnitud de los pares perturbadores, observando que al mover el centro de masa cerca del centro geométrico, se puede reducir la carga de los actuadores encargados de mantener estable la orientación, al menos en un 20%. Esto se refleja en un ahorro en el consumo de energía a largo plazo.

APÉNDICE A

BLOQUES DE SIMULACIÓN MATLAB – SIMULINK

A continuación se detallan los bloques de SIMULINK y el código de MATLAB desarrollados en la simulación de los modelos del satélite. En la Figura A.1 se muestra el diagrama general para la simulación de los algoritmos de control de orientación:

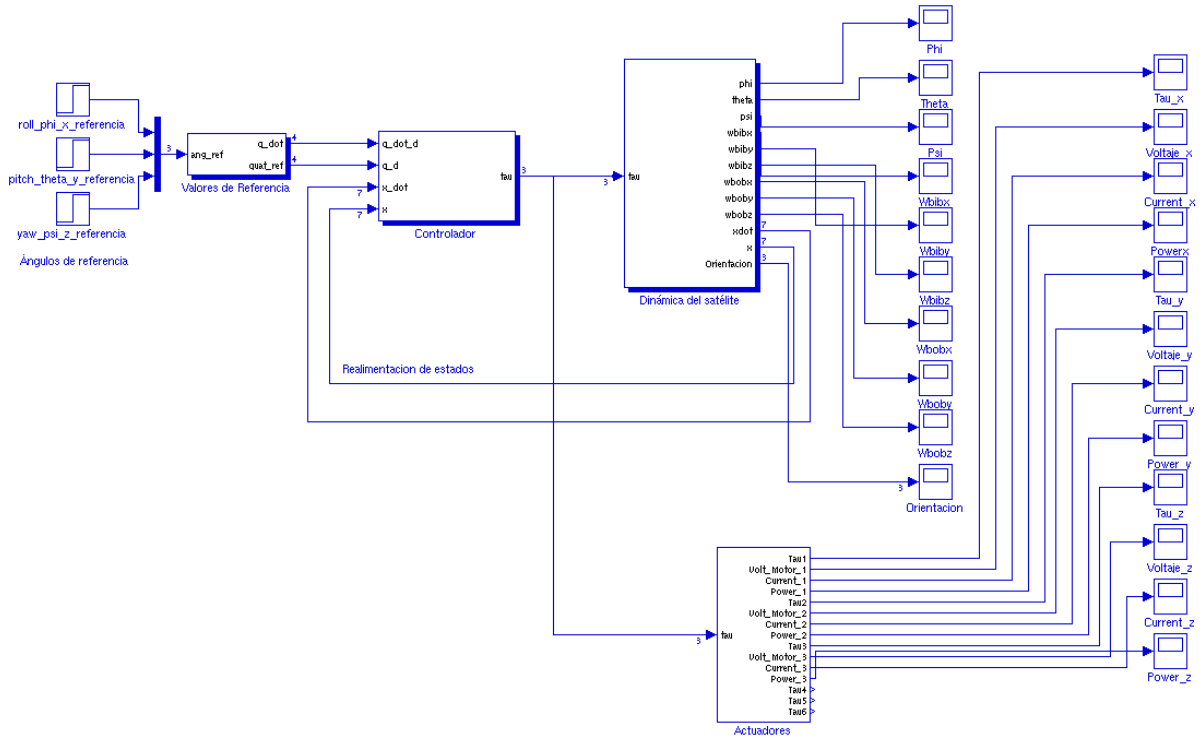


Fig. A.1. Bloques de simulación programados en Simulink.

En la figura anterior, se tiene la configuración del control de orientación de acuerdo al esquema de control mostrado en la Figura 5.2. En este caso, los ángulos de referencia mostrados corresponden al valor deseado de la orientación del satélite, establecidos todos en cero. En el bloque de valores de referencia, detallado en la Figura A.2 se realiza una transformación de los valores de los ángulos de Euler a su representación en cuaterniones, dado que los cálculos internos se realizarán con este ente matemático. La entrada del bloque son los tres ángulos, alabeo, cabeceo y guiñada, que primero se expresan en radianes, este último valor entra a la función `angle2quaternions` definida en MATLAB y, finalmente, se normaliza. Adicionalmente, se obtiene la derivada de éste cuaternión, que se requiere en la implementación del espacio de estados.

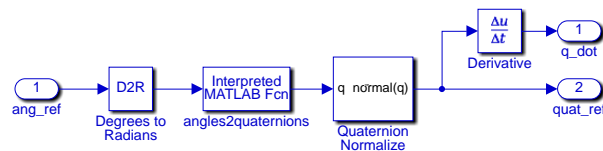


Fig. A.2 Detalle del bloque Valores de referencia.

El siguiente bloque es el de Control que se muestra en la Figura A.3:

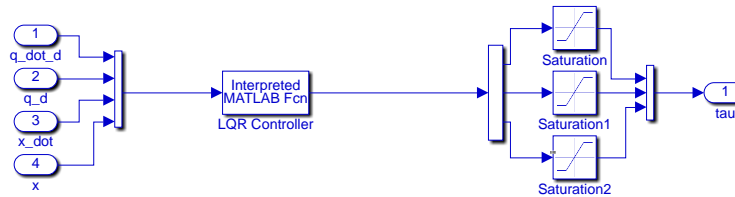


Fig. A.3. Bloque Controlador.

Para este bloque, se tienen como entradas el cuaternión de estado actual x y la derivada del mismo x_{dot} , cuyos valores son realimentados desde el bloque de la dinámica del satélite, éstos en conjunto con los valores deseados de los estados q_d y q_{d_dot} entran a un bloque en el que se llama al script del controlador LQR. El código del controlador LQR se presenta a continuación:

```

% *****
% Archivo LQR_Control.m %
% tau = Controller(in) es la implementación de un controlador %
LQR % *****
function tau = LQR_control(in)
global Kopt
%ENTRADA DEL SISTEMA
q_dot_d = in(1:4);
q_d = in(5:8);
x_dot = in(9:15);
x = in(16:22);
% VARIABLES DEL SISTEMA
eta_dot_d = q_dot_d(1);
epsilon_dot_d = q_dot_d(2:4);
eta_d = q_d(1);
epsilon_d = q_d(2:4);
eta_dot = x_dot(1);
epsilon_dot = x_dot(2:4);
w_B_IB_dot = x_dot(5:7);
eta = x(1);
epsilon = x(2:4);
w_B_IB = x(5:7);
% VECTOR DE ESTADOS DESEADOS
x_d =
[epsilon_d(1);epsilon_dot_d(1);epsilon_d(2);epsilon_dot_d(2);epsilon_d(3);
epsilon_dot_d(3)];
% VECTOR DE ESTADOS REAL
x =
[epsilon(1);epsilon_dot(1); epsilon(2);epsilon_dot(2);epsilon(3);epsilon_dot(3)];
% PAR NECESARIO %
tau = - Kopt*(x - x_d);

```

De este bloque de control se obtiene el valor del par necesario para corregir la orientación actual del satélite, que es la entrada al bloque Dinámica, mostrado en la Figura A.4.

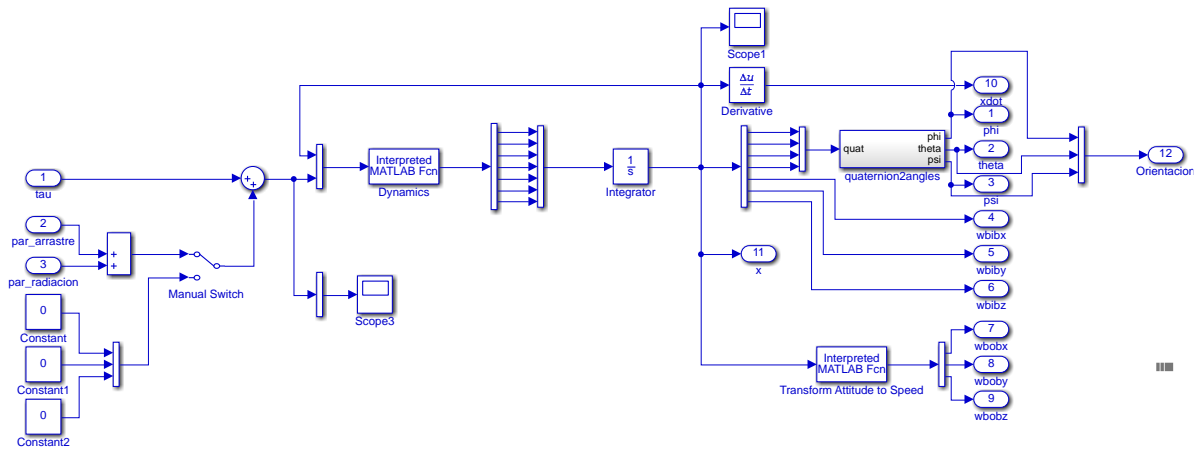


Fig. A.4. Detalle del bloque Dinámica del satélite.

La entrada de este bloque es el par de control requerido para corregir la orientación, al cual se le suman los efectos de arrastre atmosférico y de la presión de la radiación solar. El valor par total ingresa al bloque que contiene el script para el cálculo de la dinámica del satélite, cuyo código se muestra a continuación:

```
function output = EoM(in)
global I w_O Iinv
% STATE SPACE VARIABLES
w_B_IB = in(1:3);
% SYSTEM INPUT (TORQUE)
tau = in(4:6);
% The Equation of MoTION
w_B_IB_dot = Iinv*(tau - cross(w_B_IB,(I*w_B_IB)));
output = [w_B_IB_dot];
```

La salida que genera el código anterior contiene al estado actual del espacio de estados que se realimenta al bloque del controlador LQR, como se menciona anteriormente, donde, de los primeros tres valores se puede obtener la orientación actual del satélite a través del bloque llamado quaternion2angles. Este valor de la orientación es realimentado a los bloques que calculan los pares perturbadores del medio ambiente espacial.

En las Figuras A.5 y A.6 se muestra el contenido de los bloques de *Arrastre aerodinámico* y de *Perturbación Solar*, respectivamente.

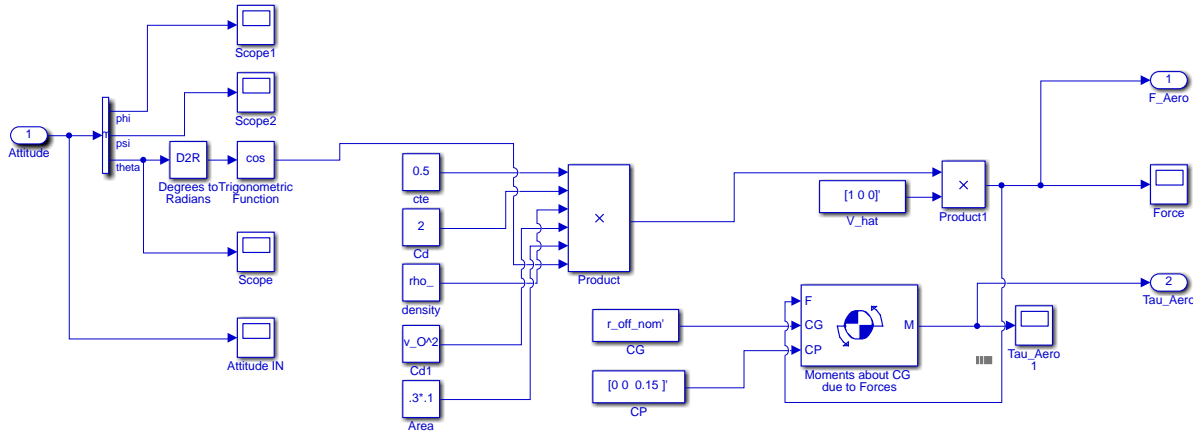


Fig. A.5. Bloque para el cálculo del par por arrastre aerodinámico.

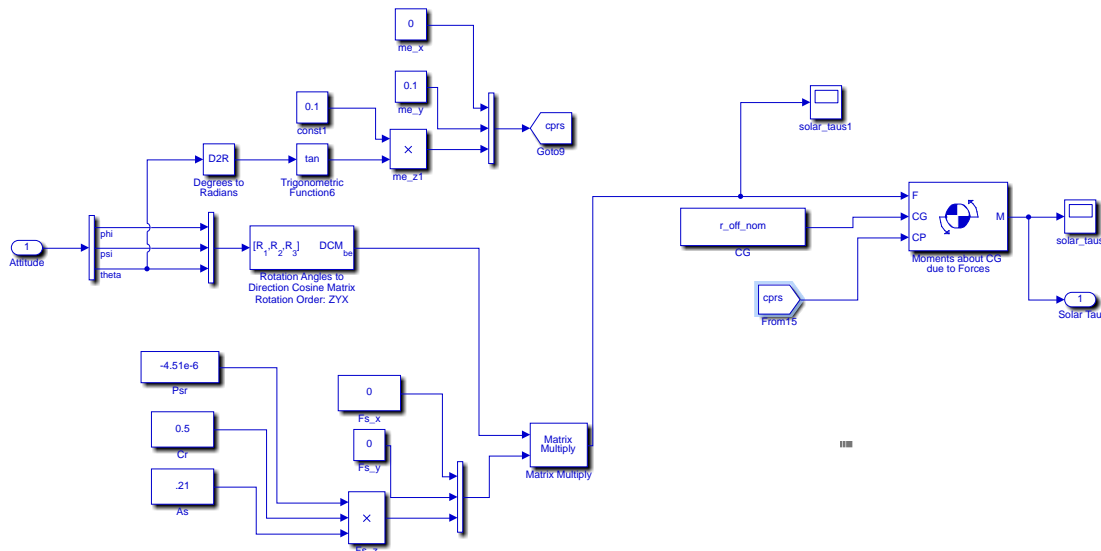


Fig. A.6. Bloque para el cálculo del par por presión solar.

El proceso a seguir para realizar las simulaciones, consiste en abrir y correr el script que contiene el código de inicialización de las variables que se utilizan durante el algoritmo de control. El código de dicho script es el siguiente:

```

% *****
% ARCHIVO DE INICIALIZACIÓN % *****
clc clear all; close all;
global I w_O K Kopt Ixx Iyy Izz Ixxinv Iyyinv Izzinv
%% MATRIZ DE INERCIA
Ixx=0.005; Iyy=0.025; Izz=0.025;

Iw=3.092e-5; % Kg m^2 Momento de las ruedas inerciales
Iw1=Iw; Iw2=Iw; Iw3=Iw;
rpm=6500;
acw=14e3; % aceleración angular del motor rad/s^2
OW=rpm*((2*pi)/60); % velocidad angular de las ruedas
    
```

```

Hw=Iw*OW; % Momento angular de cada rueda
I = [Ixx 0 0;0 Iyy 0;0 0 Izz];
% Matriz de Inercia
Imatinv=inv(I); % Matriz de Inercia Inversa y sus elementos
Ixxinv=Imatinv(1);
Iyyinv=Imatinv(5);
Izzinv=Imatinv(9);
%% DATOS DEL SATÉLITE
m = 4; % [kg]
CG=[0.035 0.035 0.01]';
M = 5.9742e24; % Masa de la Tierra [kg]
G_const = 6.6720e-11; % Constante de la Gravedad
E_G_C = G_const*M; % Constante de la Gravedad Terrestre
re_e = 6.378137e6; % Radio Ecuatorial de la Tierra [m]
rp_e = 6.356752e6; % Radio Ecuatorial de la Tierra [m]
h_s = 686e3; % Altura del Satélite [m]
eccentricity = sqrt(1 -(rp_e/re_e)^2); % Excentricidad de la Órbita
r_total = re_e + h_s; % Distancia al Centro de la Tierra [m]
T_e = round(8.6164130e4); % Longitud entera del día Sideral [s]
w_E = 2*pi/(T_e); % Velocidad Angular de la Tierra [rad/s]
w_O = sqrt(E_G_C/(r_total^3)); % Velocidad Angular del Satélite [rad/s]
omega_o=w_O; T_O = 2*pi/w_O; % Periodo Orbital del Satélite [s]
v_O = h_s*w_O; % Velocidad del Satélite [m/s]
V=700000;
[T rho] = atmosnr/msise00(400e3, 0, 0, 2016, 1, 1); % Cálculo de la densidad atmosférica
rho=rho(6) %% Densidad atmosférica
S=0.1; % Área proyectada de la nave, que es perpendicular al vector velocidad omega0 Cd=1.5; %% Coeficiente de arrastre,
usualmente se selecciona entre 1 y 2 para un flujo molecular libre
Fa=0.5*rho*(v_O^2)*S*Cd; %% Fuerza aerodinámica
Krad=0.5; %% Reflectividad de la superficie de la nave (0<K<1)
Is=1400; %% Irradiación solar a una Unidad Astronómica (Distancia entre el planeta Tierra y el Sol)
cs=2.9979e6; %% Velocidad de la luz
ps=(Is/cs); %% Relación entre la irradiación solar y la velocidad de la luz A=0.7*0.4; %% Área proyectada de la nave, normal al
vector solar
Frs=(1+Krad)*ps*A; %% Fuerza de la radiación solar
Trs=rrs*Frs; %% Par de Radiación Solar
%% CONDICIONES INICIALES
deg_0 = (pi/180)*[6; 9; -10]; % Orientación Inicial en Ángulos de Euler
q_0 = angle2quat(deg_0(1),deg_0(2),deg_0(3)); % Orientación Inicial en Cuaterniones R_O_B =
Rquat(q_0); % Transformación de w_B_OB a w_B_IB
R_B_O = R_O_B'; c2 = R_B_O(:,2);
w_B_OB = [0; 0; 0];
w_B_IB = w_B_OB - w_O*c2;
% Vectores de Estado iniciales
w0=[w_B_IB(1);
w_B_IB(2);
w_B_IB(3)];
x0=[q_0(1); q_0(2); q_0(3); q_0(4); w_B_IB(1); w_B_IB(2); w_B_IB(3)];
%% SISTEMA LINEAL % Definiciones
kx = (Iyy - Izz)/Ixx; ky = (Ixx - Izz)/Iyy; kz = (Iyy - Ixx)/Izz;

```



```

%Modelo en variables de estado
A = [0 1 0 0 0;
     -4*kx*w_O^2 0 0 0 0 (1 - kx)*w_O;
     0 0 0 1 0 0;
     0 0 -3*ky*w_O^2 0 0 0;
     0 0 0 0 0 1;
     0 -(1 - kz)*w_O 0 0 -kz*w_O^2 0];
B = [0 0 0; 1/(2*Ixx) 0 0; 0 0 0; 0 1/(2*Iyy) 0 0; 0 0 0; 0 1/(2*Izz)];
C = [1 0 0 0 0 0; 0 0 1 0 0 0; 0 0 0 0 1 0];
D=0;
% Valores Característicos del Sistema Linealizado
eigenValues = eig(A);
% Controlabilidad
rang = rank(ctrb(A,B));
% % CONTROLADOR LQR %Selección de las Matrices
Q = diag([1 0 1 0 1 0])*1;
R = diag([1 1 1])*1;
% Cálculo de la Ganancia para el Control Óptimo
Kopt = lqr(A,B,Q,R);
%% Motor1 ka1=38e-3; kb1=39e-3; R1=22; Jw1=6.9000e-08;
%% Motor2 ka2=0.38; kb2=0.39; R2=22; Jw2=6.9000e-08;
%% Motor3 ka3=0.38; kb3=0.39; R3=22; Jw3=6.9000e-08;
%% Constantes de voltaje del motor Kv1=0.373e-3; Kv2=0.373e-3; Kv3=0.373e-3; %% Constantes de velocidad angular del motor
Kvv1=2682; Kvv2=2682; Kvv3=2682; %% Inercia de las Ruedas inerciales [kg*m^2] %
Iw1=3.092e-5; Iw2=3.092e-5; Iw3=3.092e-5; %% Momentos de Inercia de las ruedas In_W=[Jw1+Iw1 0 0; 0 Jw2+Iw2 0; 0 0 Jw3+Iw3];
% Inercia del motor más la inercia de las Ruedas
In_W_inv=inv(In_W); % *****
% Características de las bobinas magnéticas
% % N_x, N_y, N_z - Numero de embobinados
% A_x, A_y, A_z - Área transversal de las bobinas [m^2]
% R_x, R_y, R_z - Resistencia de las bobinas [ohm]
% i_max - Máxima corriente permitida [A]
% m_max - Momento magnético máximo
[Am^2] % *****
% Numero de embobinados N_x = 4000; N_y = 4000; N_z = 4000;
% Área transversal de las bobinas [m^2] A_x = 0.000154; A_y = 0.000154; A_z = 0.000154;
% Resistencia de las bobinas [ohm] R_x = 53.7; R_y = 53.7; R_z = 53.7;
% Momento magnético máximo [Am^2] m_max = 0.474;
% Máxima corriente permitida [A] i_max=0.335;
% Constante para calcular la corriente demandada por las bobinas
c=.00162; % *****
mrw=0.100 % Masa de la rueda inercial; Kg
D1=0.04 % Diámetro de la rueda; m
D2=0.024 % Diámetro interno del anillo m
rho_rb=8899 % Densidad del material de la rueda: bronce
rho_ra=2700 % Densidad del material de la rueda: Aluminio
Ld=0.003 % Grosor del disco
La=0.11 % Grosor del anillo
J_mot=0.69e-7 % Inercia del motor Kg m^2

```

```
w_w_max=6000 % velocidad máxima del motor
% Cálculo de la inercia y par del motor
J_L_D=(pi/32)*rho_rb*Ld*D1^4
% Inercia del disco J_L_A=(pi/32)*rho_rb*La*((D1^4)-(D2^4)) J_T=J_L_D+J_L_A+J_mot
% Cálculo del momento angular máximo
h_max=J_T*w_w_max*((2*pi)/360)
```


REFERENCIAS

- [1] Swinerd G., (2008), “How Spacecraft Fly: spaceflight without formulae”, Praxis Publishing, Ltd.
- [2] Bouwmeester J., Guo J., (2010) “Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology”, *Acta Astronautica* 67 p 854–862.
- [3] Selva D., Krejci D., (2012) “A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation”, *Acta Astronautica* 74 (2012) 50–68
- [4] Fortescue, P. E. (2011), “Spacecraft systems engineering”, 4^a ed., Editorial Wiley, Londres, Reino Unido.
- [5] Hernández-Arias H., (2013), “Diseño de algoritmos de control de orientación para satélites pequeños”, Tesis de Maestría, UNAM, México, DF.
- [6] Prado–Molina, J., (2007), “Sistema de simulación para pruebas de algoritmos de orientación y control de satélites pequeños”, Tesis de Doctorado, UNAM, México, DF.
- [7] Mission Design Division Staff, AMES Research Center, NASA (2014) “Small Spacecraft Technology State of the Art”, NASA/TP–2014–216648
- [8] Mission Design Division Staff, AMES Research Center, NASA (2015) “Small Spacecraft Technology State of the Art”, NASA/TP–2015–216648/REV1
- [9] Markley L. F., Crassidis J. L., (2014), “Fundamentals of spacecraft attitude determination and control”, Springer Space Technology Library.
- [10] Wertz, J. (1990), “Spacecraft Attitude Determination and Control” Kluwer Academic Publishers, 1990. 1st ed.
- [11] Elguera, García, J. F. (2015), “Calibración de giróscopos para eliminar la deriva en un sistema de navegación inercial de un nanosatélite”, Tesis de Maestría, UNAM.
- [12] Hernández-Abraham R., (2014), “Sensor solar para aplicación espacial”, Tesis de Licenciatura, UNAM, México, D. F.
- [13] Chum, J., Vojta, J., Base, J., Hruska, F., (2005), “A simple low cost digital sun sensor for micro-satellites” En *Proceedings of the 5th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*, Berlin, Germany, 4–8 April
- [14] Jong, S.D., Hamann R., & Maddox E., (2008), “The Delfi-N3XT nano satellite: space weather research and qualification of micro technology”, *Proceedings of the 59th International Astronautical Congress*.
- [15] Arriaga, Arroyo, H. H. (2015). “Sensor solar basado en un arreglo bidimensional de pixel activo para obtener la orientación en dos ejes en un satélite”. Tesis de Maestría, UNAM.
- [16] NASA. (1969). *Spacecraft Earth Horizon Sensors. Space Vehicle design criteria (Guidance and Control)*. SP-8033
- [17] Segert T., Engelen S., Buhl M., Bert M., (2014), “Pico Star Tracker ST-200 datasheet” Berlin Space Technologies, TU Berlin, RiBB, Syspa B. V., TU Delft
- [18] Caruso M. J., Bratland T., Smith C. H., Schneider R., (1998), “A New Perspective on Magnetic Field Sensing”, *Sensors* [Online]: <http://www.sensorsmag.com/sensors/electric-magnetic/a-new-perspective-magnetic-field-sensing-855> [con acceso 13 feb 2015]
- [19] Bishop R. H., (2007), “Mechatronic Systems, Sensors, and Actuators, Fundamentals and Modeling”, CRC Press.
- [20] Analog Devices, (2015), “ADIS16260/ADIS16265: Programmable Digital Gyroscope Sensor, Datasheet”
- [21] STMicroelectronics, (2015), “A3G425D: MEMS Motion sensor; 3-axis digital output gyroscope, Datasheet”
- [22] Zhiliang C., (2015), “MEMS gyroscope structure”, En: http://www.eefocus.com/%E6%9B%B9%E5%BF%97%E8%89%AF/blog/09-02/166277_fb1ae.html
- [23] Habib, T. M. A., (2013), “A comparative study of spacecraft attitude determination and estimation algorithms (a cost–benefit approach)”, *Journal of Aerospace Science and Technology*, 26, 211–215
- [24] Crassidis, J., Markley, F., Chen, Y., (2007), “A survey of nonlinear attitude estimation methods”, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, Vol. 30, No. 1, pp. 12-28.
- [25] Markley, L. F. (1988). Attitude Determination using Vector Observations and the Singular Value Decomposition. *Journal of Astronautical Sciences*, Vol. 36, No. 3, pp. 245-258.

- [26] Markley, L. F., Mortari, D. (1999). How to estimate attitude from vector observations. Proceedings: Advances in the Astronautical Sciences, Vol. 103, pp. 1979-1996. AAS 99-427
- [27] Grewal, M. S., Andrews, A. P. (2008). "Kalman Filtering: Theory and Practice Using MATLAB", Third Ed. USA New Jersey.
- [28] Welch G., Bishop G., (2006), "An introduction to the Kalman Filter", Notes from the Department of computer science, University of Carolina at Chapel Hill.
- [29] Ovchinnikov M., Ivanov D., (2014), "Approach to study satellite attitude determination algorithms", Acta Astronautica, Journal, #98, p- 133-137.
- [30] Huang, K. H., & French, L. A. (1993). Attitude Determination by Using Horizon and Sun Sensors. NASA Technical Report Server.
- [31] Pease, G. E., Hendrickson, H. T. (1980). Autonomous Navigation Accuracy Using Simulated Horizon Sensor and Sun Sensor Observations. NASA. Goddard Space Flight Center Fifth Ann. Flight Mech. Estimation Theory Symposium.
- [32] Maji, A. (2013). Attitude Fusing using Digital Sun Sensor & Magnetometer for RISAT Satellite". UIM Presentations, Indian Space Research Organization.
- [33] Carrara V., Koiti H., Bringhamti P., Carvalho M., (2014), "Attitude determination, control and operation modes for CONASAT cubesats", 24th International Symposium on space flight dynamics, Maryland USA.
- [34] Babcock E. P. (2011). "Cubesat Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer and Solar Cell Data". 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites
- [35] Bowen, J. A. (2009). "On-Board Orbit Determination and 3 -Axis attitude determination for a picosatellite application". Master Tesis, California Polytechnic State University.
- [36] Pereyra, M. E., Alonso, R., Kuba, J., (2017). Development of magnetometer and Sun sensor based orbit and attitude determination for Cubesat. 1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites, Advances, Technologies and Distributed Systems, Buenos Aires, Argentina
- [37] Castellanos C. A., Aparicio L. E., (2014), "Design and simulation of an attitude determination system based on the Extended Kalman Filter for Cube-Sat Colombia I", Revista Facultad de Ingeniería Universidad de Antioquia, (70) Mayo, 146-154.
- [38] Hale M. J., Veguez P., Meerman J., Hashida Y., (2004), "Kalman Filtering and the Attitude Determination and Control Task", Space 2004 Conference and Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [39] Mehrjardi, M. F., Sanusi, H., Ali, M., & Alauddin, M. (2015). Three-axis attitude estimation of satellite through only two-axis magnetometer observations using LKF algorithm. Metrology and Measurement Systems, 22(4), 577-590.
- [40] Dragasanu, C., & Stoica, A. (2014). Single Sensor 3-Axis Attitude Determination System for Cubesats. UPB Scientific Bulletin, Series D, Vol. 76, Issue 3.
- [41] Challa, M., Wheeler, C. (1996). Accuracy Studies of a Magnetometer-Only Attitude-and-Rate-Determination System. Proceedings of the Flight Mechanics/Estimation Theory Symposium.
- [42] Natanson G. A., Challa M. S., (1994), "Magnetometer-only attitude and rate determination for a gyro-less spacecraft", Third International Symposium on Space Mission Operations and Ground Data Systems, Part 2 p 791-798.
- [43] Moodi, H., Bustan, D. (2010). "On Deterministic Approaches to Attitude Determination with Magnetometer in Eclipse". Chinese Control and Decision Conference
- [44] Abdelrahman M., Sang-young P., (2011), "Simultaneous spacecraft attitude and orbit estimation using magnetic field vector measurements" Aerospace Science and technology, #15, pages 653-669.
- [45] Springmann J. C., et al. (2012), "The attitude determination system of the RAX satellite", Acta Astronautica 75, 120-135
- [46] Springmann, J. C., Cutler, W. J. (2014). Flight results of a low-cost attitude determination system. Acta Astronautica, Journal, 99, pp. 201-214.
- [47] Mekky. T., (2011), "Fast converging with high accuracy estimates of satellite attitude and orbit based on magnetometer augmented with gyro, star sensor and GPS via extended Kalman filter", The Egyptian Journal of Remote Sensing and Space Sciences 14, 57-61.
- [48] Mekky, T. (2014). "Combined spacecraft orbit and attitude control through extended Kalman filtering of magnetometer, gyro, and GPS measurements.

- [49] Shaobo Ni, Cui Zhang, (2011) “Attitude Determination of Nano Satellite Based on Gyroscope, Sun Sensor and Magnetometer”, *Advanced in control engineering and information Science, Procedia Engineering* 15 –959 – 963
- [50] Brown C. D., (2002), “Elements of spacecraft design”. Ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Education Series.
- [51] Clark, S. (2016). ‘Attitude control failures led to break-up of Japanese astronomy satellite’. SPACEFLIGHT NOW, <https://spaceflightnow.com/2016/04/18/spinning-japanese-astronomy-satellite-may-be-beyond-saving/>
- [52] Kulu E., (2017), “Nano Satellite & Cubesat Database”: <http://nanosats.eu/index.html> [con acceso 12 Octubre 2017]
- [53] Ma, C., Ryan C. (2016). ‘Numerical Study of a micro porous silicon Electrospray thruster’ 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9
- [54] Ciaralli S., Coletti M., Gabriel S. (2016). ‘Cubesat Electric Propulsion Systems Development at Mars Space Ltd’. 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9
- [55] Tumonis, L., Buzas V., Maciulis, L. (2016). ‘Cold star behavior of ADN–based monopropellant thruster for LituaniaSAT–2 Cubesat’. 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9
- [56] Gronland T. A., Palmer K., Zaldivar A., Sundqvist J., (2016). ‘Propulsion for Cubesats– In–orbit demonstration and next on the pad’. 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9
- [57] Hughes, P. C., (1999), “Spacecraft Attitude Dynamics”, 3a Ed., Editorial John Wiley & Sons.
- [58] Ismail, Z., Varatharajoo, R. (2010). ‘A study of reaction Wheel configurations for a 3–axis satellite attitude control’. *Journal of Advances in Space Research*, 45, 750–759.
- [59] Tewari, A. (2011). “Advanced Control of Aircraft, Spacecraft and Rockets” UK
- [60] PC/104 Embedded Consortium. (2008). ‘PC/104 Specification Version 2.6’, <https://pc104.org/hardware-specifications/pc104/> [Con acceso: 1 Dic 2017].
- [61] Larson W., Wertz J., (1999), “Space mission analysis and design”, 3a Ed., Microcosm Press, p. 1006.
- [62] Cvetkovic, S.R., Robertson, G. J., (2002), “Spacecraft Design Considerations for Small Satellite Remote Sensing”, *Aerospace and Electronic Systems, IEEE Transactions on* (Volume: 29, Issue: 2).
- [63] Rolón J. C., Herrera S., Trasviña A., González E., Torres J., (2013), “Consideraciones para la especificación del módulo de carga útil de percepción remota”, En *Diseño y especificación inicial: Micro satélite Mexicano SATEX 2*, Editorial SOMECYTA.
- [64] Greenland S, Clark C., (2010), “Cubesat Platforms as an On-Orbit Technology Validation and Verification Vehicle”, *European Small Satellite Services Symposium*, Madeira Portugal.
- [65] Herrera S., Pacheco E., Rolon J., Hernandez A., (2011), “Cámara de Percepción remota de resolución media para un satélite pequeño”, en *Vehículos Aeroespaciales*, 1er Congreso Nacional de Ciencia y Tecnología Espacial, Puebla, Puebla.
- [66] Khurram, K., Rehan M., Qamar U., (2013,) “A Survey of Camera Modules for Cubesats - Design of Imaging Payload of ICUBE-1”, 6th International Conference on Recent Advances in Space Technologies (RAST).
- [67] Graversen T., Michael Kvist M., Vejlgard S., (2002), “Attitude Control system for AAU Cubesat”, Tesis de maestría, Aalborg University, Institute of Electronic Systems, Department of Control Engineering.
- [68] Imaging Development Systems, (2014), “UI-1641LE-HQ, datasheet
- [69] Cano-Garza, A.M., (2008), “Reaction Wheels for picosatellite”, Master Thesis, Luleå University of Technology.
- [70] Cal Poly, (2015), “Cubesat Design Specifications Revision 13”, http://cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf [Con acceso: 9-junio-2015]
- [71] Prado-Morales, J., (2019), “Sistema embebido para la determinación y control de orientación de un Cubesat”, Tesis Maestría, UNAM, México, Cd. Mx.
- [72] Wilson, E., Lages C., Mah R., (2002), “On-line, gyro-based, mass-property identification for thruster-controlled spacecraft using recursive least squares”, *The 45th Midwest Symposium on Circuits and Systems*, 2002. MWSCAS-2002.
- [73] Steyn H., (2016), “QB50 ADCS commissioning workshop”, Workshop Notes

- [74] Wheeler C., Zee Robert & Grant C., (2016), “Absolute radiometric Calibration for deployment cameras”, 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9
- [75] Scholz C., Romagnoli D., Dachwald B., (2011), “Performance Analysis of an Attitude Control System for Solar Sails Using Sliding Masses”, *Advances in Space Research* 48, 1822–1835 [17]
- [76] Grubin C., (1962), “Dynamics of a Vehicle Containing moving Parts”, *ASME Journal of Applied Mechanics*, 29, pp. 486–488.
- [77] Doroshin A., (2017), “Attitude Dynamics of Spacecraft with Control by Relocatable Internal Position of Mass Center”, *Proceedings of the International MultiConference of Engineers and Computer Scientists, Vol I*.
- [78] Liang He, Xiaoqian Chen, Krishna Dev Kumar, Tao Sheng, Chengfei Yue, (2019), “A novel three-axis attitude stabilization method using in-plane internal mass-shifting”, *Aerospace Science and Technology* 92, pp. 489–500
- [79] Ramirez E. et al., (2016), “Development of an open capillary pulsed plasma thruster with non-volatile liquid propellant”, 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9
- [80] NASA, (1971), “Spacecraft Radiation torques”, Space vehicle design criteria (guidance and control), SP-8027.
- [81] Boynton R., (2008), “How Mass Properties Affect Satellite Attitude Control”, 67th Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers, Inc.
- [82] Menon P. K., Sweriduk G. D., Ohlmeyer E. J., Malyevac D. S., (2002), “Integrated Guidance and Control of Moving Mass Actuated Kinetic Warheads”, 11th Annual AIAA/MDA Technology Conference, Monterey CA.
- [83] Guo P. F., Zhao L. Y., (2013), “Modeling and Attitude Control of a Spinning Spacecraft with internal Moving mass”, *Advanced Materials Research*, Vol. 760, pp. 1216-1220.
- [84] Atkins B. M., (2014), “MARS precision entry guidance using internal moving mass actuators”, PhD Dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University.
- [85] Byrnm R. H., Robinett, R. D., Sturgis B. R., (1996). “Moving Mass Trim Control System Design”, *Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA*.
- [86] Robinett, R. D.; Rainwater, B. A.; Kerr, S. A., (1996), “Moving mass trim control for aerospace vehicles”, *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, Vol. 19, No. 5
- [87] Chesi S., Gong Q., Romano M., (2015), “Satellite Attitude control by center of mass shifting”, *Advances in the Astronautical Sciences Volume 150, AAS 13-876*.
- [88] Polat H. C., (2016), “Prototype design and mission analysis for small satellite exploiting environmental disturbances for attitude stabilization”, Master thesis, Naval postgraduate school.
- [89] Kumar Krishna Dev, Zou An-Min, 2010, “Attitude Control of miniature Satellites Using Movable Masses”, *SpaceOps Conference, Huntsville, Alabama*.
- [90] Bean J., (2013), “Small Satellite Attitude Control Using Linear Moving Mass Actuators”, Virginia Space Grant Consortium.
- [91] Edwards. T. L., (1973), “A movable mass control system to detumble a disabled space vehicle”, *Aeronautics Research Report No. 73-5. University Park, Pennsylvania*.
- [92] Gowda R., Mathur P., Pathak S., Ravi T, Rao C., Shanmuga S., Rajan G., Govinda K., (2012), “Techniques for measurement of Centre of Gravity & Moment of Inertia & their importance in Spacecraft attitude control”, 2nd national Conference on Advance in Metrology
- [93] Schwartz. J. L., (2004), “The Distributed Spacecraft Attitude Control System Simulator: From Design Concept to Decentralized Control”, PHD dissertation.
- [94] Dam L. H., (2014), “Applied mass properties identification method to the Cal Poly’s Spacecraft simulator”, Doctoral Dissertation, California Polytechnic State University, San Luis Obispo.
- [95] Silva S. F., (2008), “Applied system Identification for a Four Wheel Reaction wheel platform”, Master Thesis, California Polytechnic State University.
- [96] Long D., (2014), “Applied mass properties identification method to the Cal poly’s spacecraft simulator”, Master Thesis. California Polytechnic State University.
- [97] Keim, J. A., Acikmese B. A., Shields, J. F., (2006), “Spacecraft inertia estimation via constrained least squares”, In *Aerospace Conference, IEEE* (pp. 6-pp).

- [98] Liao, H., Wang, B., Lin, X., (2008), "On-orbit center of mass calibration of satellite based on batch estimation theory", In Systems and Control in Aerospace and Astronautics, 2008. ISSCAA 2008. 2nd International Symposium on (pp. 1-6). IEEE.
- [99] Kim J. J., Agrawal B. N., (2006), "System Identification and automatic mass balancing of ground-based three-axis spacecraft simulator", AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and exhibit, AIAA 2006-6595.
- [100] Wright. A. M., (2000), "Real time mass property estimation", Master of Science theses, Massachusetts Institute of Technology.
- [101] Zhao Y., Zhang D., Tian H. & Li N., (2009), "Mass Property Estimation for Mated Flight Control," International Conference on Computer Modeling and Simulation, Macau, 2009, pp. 84-87.
- [102] Kim, D. H., Yang, S., Cheon, D. I., Lee, S., Oh, H. S. (2010), "Combined estimation method for inertia properties of STSAT-3", Journal of mechanical science and technology, 24(8), 1737-1741.
- [103] Jo S. J., Bang H., (2011), "Mass property estimation of a gyroless spacecraft", 11th Control, Automation and Systems, International Conference on, pp. 1884-1887.
- [104] Wilson E., Suttera D. W., Mahb R. W., (2004), "Mcrs for on-line spacecraft Mass- and thruster-property identification", Proceedings of the IASTED International Conference on Intelligent Systems and Control, Honolulu, HI.
- [105] Prado-Molina J., Hernández H., Vera D., (2017), "Sistema de elementos móviles para reajustar en órbita el centro de masa de un nanosatélite", Patente en trámite MX/a/2017/007775, México, CD. MX.
- [106] Red Universitaria del Espacio: <http://www.astroscu.unam.mx/congresos/rue/control.html> [con acceso 12-Junio-2019]
- [107] Tewari, A., (2007), "Atmospheric and Space flight dynamics, Modeling and simulation with Matlab and simulink", Ed. Birkhäuser Boston.
- [108] Vallado, D. A., (2007), "Fundamental of Astrodynamics and Applications" Third Edition. Space Technology Library.
- [109] Hall C. D., (2013), "Spacecraft Attitude Dynamics and Control", Lecture Notes, Spacecraft Dynamics and Control. Aerospace and Ocean Engineering Virginia Tech
- [110] Kreyszig, E., (2006), "Advanced Engineering Mathematics", 9ª ed., John Wiley & Sons, Inc.
- [111] Karatas, S., (2006), "Leo Satellites: Dynamic Modeling, Simulations and Some Nonlinear Attitude Control Techniques", Master Thesis, Middle East Technical University, Turkey
- [112] Vetter J. R., (2007), "Fifty Years of Orbit Determination: Development of Modern Astrodynamics Methods" Johns Hopkins APL Technical Digest, Volume 27, Number 3 pp. 239-252.
- [113] Kaplan, C. (2006), "LEO satellites: attitude determination and control components; some linear attitude control techniques", Master Thesis, Middle East Technical University, Turkey, pages 1 – 174
- [114] NASA, (1971), "Spacecraft Aerodynamic Torques", Space vehicle Design Criteria (Guidance and Control), SP-8058.
- [115] Rawashdeh S., et Al., (2009), "Aerodynamic attitude stabilization for a ram-facing Cubesat", Advances in the Astronautical science, vol. 133, AAS 09–84
- [116] Rawashdeh S., Lumpp J., (2013), "Aerodynamic Stability for Cubesats at ISS Orbit", Journal of Small Satellites, Vol. 2. No.1, PP. 85-104.
- [117] NASA, (1971), Spacecraft gravitational torques. Space vehicle design criteria (guidance and control), SP-8024.
- [118] Curtis, H. (2005), 'Orbital Mechanics for engineering students', 1st ed., Elsevier Aerospace engineering series.
- [119] Prado-Morales, J. (2017), 'Sistema para determinar el centro de masa y los momentos inercia de un nanosatélite', Tesis de Licenciatura, Facultad de Ingeniería, UNAM. CD. MX.
- [120] Prado-Molina J., Vera-Mendoza D., y Hernández-Arias H., (2018), 'Control Satelital', Libro En Edición,
- [121] Prado-Molina J., Hernández H., Reyes J., Vera D., (2017), "Simulador satelital para nanosatélites, con movimiento irrestricto en tres ejes", Patente en trámite MX/a/2017/007776, México, CD. MX.
- [122] Bian, X. (2012). "Completely Recursive Least Square and its Applications". PhD Dissertation, *University of New Orleans*, paper 1518
- [123] Agrawal B. N., Rasmussen R. E., (2001), "Air Bearing Based Satellite Attitude Dynamics Simulator for Control Software Research and Development", Technologies for Synthetic Environments: Hardware-in-the-Loop Testing VI, Proceedings of SPIE Vol. 4366
- [124] Chesi S., Perez O., Romano M., (2015), "A Dynamic, Hardware-in-the-Loop, Three-Axis Simulator of

- Spacecraft Attitude Maneuvering with Nanosatellite Dimensions”, *Journal of Small Satellites*, 4(1), 315-328.
- [125] Hadi R., Sasongko R., (2014), “Dynamic simulation platform design for Cubesat with reaction Wheel control system”, AIAA Australian-Asia Regional Student Conference, At Sydney, Australia
- [126] Miyagusuku R., Chicchon M.A., Rojas John K, Arias Klebes R, and Villota Elizabeth R, (2011), “Low cost validation test-bed for small satellite’s attitude determination and control”, 3rd nanosatellite symposium, Japan.
- [127] Prado-Molina J., Hernández-Arias H., Vera-Mendoza D., Reyes-González J. A., and Castillo-Acosta A. (2016-1). "Spacecraft Simulator with Non-Restricted Three-axis Movement for Cubesats". 8th European Cubesat Symposium. Nanosatellites for Science and Technology. Imperial College, London, UK. September 7-9.
- [128] Prado-Molina J., Hernández-Arias H., Vera-Mendoza D., Reyes-González J. A, y Prado-Morales J. (2018). "Development of Spacecraft Simulator with Non-Restricted Three-axis Movement for Cubesats". *International Journal of Scientific & Technology Research*, Volume 7, Issue 8, August, pp. 44-51. ISSN 2277-8616.
- [129] Balanzá-Ramagnoli, J. C., Prado-Molina, J., Prado-Morales, J., Reyes-González, J. A. y Vera-Mendoza, D. (2017). “Structural Design and Analysis of a 3U Standardized Cubesat for a Future Mexican Mission”. *Memorias SOMI XXXII Congreso de Instrumentación*, PP. 1-10. ISSN 2395-8499.
- [130] Raspberry Pi Foundation, (2016), (2016), “Raspberry Pi 2 datasheet”, <https://www.raspberrypi.org/documentation> [Accessed: 8-feb-2016]
- [131] Astro PI: <https://astro-pi.org>, (Con acceso el 10 Nov 2017)
- [132] National Centers for Environmental Information, NOAA. (2017). “International Geomagnetic Reference Field: IGRF-12”, <https://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>. [Con acceso: 27-Nov-2017]
- [133] Advanced Orientation Systems Inc. (2014). “EZ COMPASS-4, application manual”
- [134] Sparkfun, (2014), “9 degrees of freedom-MPU-9150 breakout Datasheet”
- [135] Lady A. (2015). “Adafruit DC and Stepper Motor Hat for Raspberry Pi”, <https://cdn-learn.adafruit.com/downloads/pdf/adafruit-dc-and-stepper-motor-hat-for-raspberry-pi.pdf> [Con acceso: 27 Noviembre 2017]
- [136] Hayleck, Jr. C.R. (1965). ‘Analysis of the motion of a satellite-reaction wheel assembly optimized for weight and power’. Technical report, NASA, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD.
- [137] Sidi, M. (1997). ‘Spacecraft Dynamics and Control’. Cambridge University Press, New York.
- [138] Hespanha, J. E. (2007), “Undergraduate Lecture Notes on LQG/LQR controller design”, UCSB.
- [139] Oland, E., Schlanbusch R. (2009). ‘Reaction Wheel design for Cubesats’. 4th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, Istanbul, pp. 778-783. doi: 10.1109/RAST.2009.5158296
- [140] Wickenden, D. K., Kistenmacher, T. J., Osiander, R., Ecelberger, S. A., Givens, R. B., & Murphy, J. C., (1997),” Development of miniature magnetometers”, *Johns Hopkins APL Technical Digest*, 18(2), 271-278.
- [141] QB50 Project. <https://www.qb50.eu> [Con acceso: 6-diciembre-2017].
- [142] Cubespace. (2016). ‘Cubesense: 3-axis Cube ADCS’. Datasheet.
- [143] CubeSat.org, (2015), En: <http://www.cubesat.org/missions/>, [Con acceso: 13-Diciembre-2017].
- [144] Boshuizen C., Mason, J., Klupar, P., Spanhake, S. (2014). ‘Results from the Planet Labs Flock Constellation’. In *Proceedings 28th Annual AIAA/USU Conference of Small Satellites*, pp. 1–8, Technical Session I. SSC14-I-1.
- [145] Hernández-Arias H, Prado-Molina J., (2018), “On-Orbit center of mass relocation system for a 3U Cubesat”, *International Journal of Scientific & Technology Research*, Volume 7, Issue 7, July, pp. 44-51. ISSN 2277-8616.
- [146] Prado-Molina J., Vera-Mendoza D., and Hernández-Arias H., (2016), “Compensating external gravitational torques in a spacecraft simulator”. 67th Congress of the International Astronautical Federation. 23rd. IAA Symposium on Small Satellite Missions. Guadalajara, Jalisco, México. September 26-30.
- [147] Prado-Molina J., Elguera-García J. F., Hernández-Arias H., and Vera-Mendoza D. 2016. “Gyro drift reduction using a magnetometer as position reference in a multi-sensor data fusion scheme”. XXXI Congreso de Instrumentación y 2^{do} Congreso Iberoamericano de Instrumentación y Ciencias Aplicadas. Cd. de Guatemala, Guatemala. Octubre 26-28. pp1-8.

- [148] Prado-Molina J., Hernández-Arias H., Vera-Mendoza D., and Reyes-González J. A. 2016. "Attitude determination and control system for a 3U Cubesat, with a remote sensing payload". XXXI Congreso de Instrumentación y 2^{do} Congreso Iberoamericano de Instrumentación y Ciencias Aplicadas. Cd. de Guatemala, Guatemala. Octubre 26-28. pp1-8.
- [149] Prado-Molina, J., Hernández-Arias, H., Vera-Mendoza, D., Reyes-González J. A., & Prado-Morales, J. (2017). 'Prototipo funcional de un sistema de estabilización satelital triaxial'. Primer Encuentro Académico del Fondo Sectorial de Investigación, Desarrollo Tecnológico e Innovación en Actividades Espaciales CONACYT AEM 2017.
- [150] Hernández-Arias, H., Prado-Morales, J., Prado-Molina, J. (2019), "Implementación de algoritmo B-Dot para la estabilización de orientación de un nano satélite con actuadores magnéticos", SOMI XXXIV Congreso de Instrumentación, Morelia, Michoacán, México.
- [151] Reyes-Gonzalez, J. A. 2019. "Simulador de campo geomagnético para prueba de subsistemas de control de orientación de satélites pequeños" SOMI XXXIV Congreso de Instrumentación, Morelia, Michoacán, México.
- [152] Prado-Morales, J., Navarrete-Montesinos, M., Prado-Molina, J., y Hernández-Arias, H. 2019. "Diseño e implementación de actuadores para el subsistema de determinación y control de orientación para un satélite CubeSat 3U", SOMI XXXIV Congreso de Instrumentación, Morelia, Michoacán, México.

