



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

DETECCIÓN DE ORIENTACIÓN DE UN SATÉLITE A PARTIR DE SENSORES DE SOL Y
TIERRA

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

PRESENTA:
LOTHAR JOSÉ CARLOS VILCHIS MARTÍNEZ

TUTOR PRINCIPAL
DR. JORGE PRADO MOLINA

INSTITUTO DE GEOGRAFÍA

CIUDAD UNIVERSITARIA, CIUDAD DE MÉXICO, FEBRERO DE 2018

JURADO ASIGNADO:

Presidente: DR. YU TANG XU
Secretario: DRA. MARGARITA NAVARRETE MONTESINOS
Vocal: DR. JORGE PRADO MOLINA
1^{er}. Suplente: DR. SAÚL DE LA ROSA NIEVES
2^{do}. Suplente: DRA. ELSI VIOLETA MEJÍA URIARTE

Lugar donde se realizó la tesis: LABORATORIO DE PERCEPCIÓN REMOTA ALTERNATIVA Y TECNOLOGÍA AVANZADA, INSTITUTO DE GEOGRAFÍA, UNAM.

TUTOR DE TESIS:

DR. JORGE PRADO MOLINA

NOMBRE

FIRMA

Resumen.

En esta tesis se presenta el desarrollo de un sistema de detección de orientación, que opera por medio de la información obtenida a partir de los sensores de Sol y Horizonte, con lo cual se obtienen dos mediciones, una correspondiente a las características del vector solar y otra relacionada a las características del vector de horizonte (nadir¹). Esta información es procesada mediante el algoritmo TRIAD² (Determinación de Orientación en Tres Ejes), posteriormente es convertida a cuaterniones, esto con el fin de que estos datos sean utilizados en el sistema de control de orientación.

Se hace mención de la importancia de contar con un sistema para detectar la orientación, esto debido a los efectos presentes en el medio ambiente espacial. Este sistema trabajará en conjunto con el sistema de control de orientación, esto con el fin de que se pueda hacer una corrección en su apuntamiento.

Finalmente son mostrados los resultados obtenidos por medio de los sensores utilizados y la necesidad de contar con un sensor de apoyo, esto debido a que el satélite se encontrará en eclipse y no podrá ver al sol para contar con ese punto como una referencia.

Abstract.

In this thesis the development of an orientation detection system is presented, which operates through the information obtained from the Sun and Horizon sensors, with which we obtain two measurements, one corresponding to the characteristics of the solar vector and another related to the characteristics of the horizon vector (nadir). This information is processed by the TRIAD algorithm (Tri-Axial Orientation Determination), later it is converted to quaternions, this in order that these data are used in the guidance control system.

Mention is made of the importance of having a system to attitude determination due to the effects present in the space environment. This system will work in conjunction with the guidance control system, this in order to make a correction in its targeting.

Finally the results obtained by means of the sensors used and the need to have a support sensor are shown, this because the satellite will be in eclipse and will not be able to see the sun to have that point as a reference.

¹ Intersección entre la vertical del observador y la esfera celeste, es el punto contrario al cenit. La parte del satélite que ve a Tierra.

² Triaxial Attitude Determination, por sus siglas en inglés

Dedicatoria.

A mis padres *Rosa María* y *José Sebastián*, y a mi hermano *Sean Rodolfo Sebastián* por su apoyo, enseñanzas, motivación y ánimos para la realización de los estudios de posgrado.

A mis tíos *Beatriz* y *Francisco*, por abrirme las puertas de su hogar durante los estudios de maestría.

A mi tía *Isa* por el apoyo otorgado.

A mis amigos *Daniel Alberto*, *Jesús Antonio*, *Claudia Nalleli*, *Daniel Humberto*, *Alejandra Cristal*, *Olivia*, *Juan Alejandro*, *Antonio* y *Humberto* por su apoyo y motivación.

A mis seres queridos que me apoyaron y acompañaron durante mis estudios de maestría.

Agradecimientos.

Se agradece al *Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología* por la beca otorgada al autor de esta tesis para la realización de los estudios de posgrado.

Se agradece a mi tutor, el *Doctor Jorge Prado Molina* por su valiosa colaboración durante la realización de esta tesis.

Se agradece a mi jurado por las observaciones y correcciones realizadas para mejorar esta tesis.

Se agradece al *Laboratorio de Percepción Remota y Tecnología Avanzada* del *Instituto de Geografía* por permitirme el desarrollo de la tesis.

Gracias a todos aquellos que me motivaron y apoyaron durante mis estudios de posgrado.

Nomenclatura y Unidades.

α : Semieje Mayor.

e: Excentricidad.

i: Ángulo de inclinación.

Ω : Ascensión Recta del Nodo Ascendente.

ω : Argumento del Perigeo

M: Anomalía Media.

GEO: Órbita Geoestacionaria.

MEO: Órbita Media de la Tierra.

LEO Órbita baja de la Tierra.

HEO: Órbita Altamente Elíptica.

ADCS: Sistema de Detección y Control de Orientación.

CDD: Dispositivo de Carga Acoplada.

CMOS: Semiconductor Complementario de Óxido Metálico.

QUEST: Estimación de Cuaterniones.

TRIAD: Determinación de Orientación en Tres Ejes.

KF: Filtro Kalman.

W/m²: Densidad de Potencia Eléctrica.

ρ : Densidad Atmosférica.

V: Velocidad (m/s).

μ : Constante Gravitacional (398600 Km³/s²) para la Tierra.

c: Velocidad de la luz, 2.9979 x 10⁸ m/s.

T: Torque

GCI: Marco Inercial Geocéntrico.

GNSS: sistema de navegación satelital global.

GPS: Sistema de Posicionamiento Global.

IGRF: Campo de Referencia Geomagnético Internacional.

IMU: Unidad de Medición Inercial.

R: Matriz de Rotación.

ϕ : Balanceo, rotación alrededor del eje X_0 .

θ : Cabeceo, rotación alrededor del eje Y_0 .

Ψ : Guiñada, rotación alrededor del eje Z_0 .

q: Cuaterniones.

Índice.

Resumen.	3
Abstract.	3
Nomenclatura y Unidades.	5
Prefacio.	14
Capítulo 1 Introducción.	15
1.1 Elementos Orbitales.	16
1.2 Leyes de Kepler.	17
1.3 Tipos de Órbitas.	18
1.4 Satélites Pequeños.	19
1.5 Revisión del Estado del Arte.	20
1.5.1 Sistemas de Detección de Orientación.	20
1.5.2 Sensores de Sol.	22
1.5.3 Sensor de Horizonte (Tierra).	22
1.5.4 Determinación de Orientación en Sistemas Satelitales.	23
Capítulo 2 Efectos en la Órbita Terrestre.	26
2.1 Órbita Baja.	26
2.2 Medio Ambiente Espacial.	27
2.3 Radiación Electromagnética.	28
2.4 Fuerzas Perturbadoras.	28
2.4.1 Arrastre Atmosférico.	28
2.4.2 Presión por Radiación Solar.	29
2.4.3 Pares Causados por el Gradiente Gravitacional.	31
2.5. Otros Aspectos del Medio Ambiente Espacial a Considerar.	31
2.5.1 Efecto Albedo (luz solar reflejada por la Tierra).	31
2.5.2 Pares de Rotación Magnéticos.	32
2.5.3 Microgravedad.	32
2.5.4 Vacío.	32
Capítulo 3 Sistemas de Referencia de la Orientación.	33
3.1 Sistema de Referencia Fijo al Satélite.	33
3.2 Marco de Referencia Inercial.	34

3.3 Centrado en la Tierra/Fijo en la Tierra.	34
3.4 Marco de Vertical Local/Horizontal Local.....	35
3.5 Marco Orbital Inercial.	36
Capítulo 4 Diseño del Sistema de Detección de Orientación.	37
4.1 Sensores de Orientación.	37
4.1.1 Sensores de Orientación Absoluta.	37
4.1.2 Giróscopos.....	41
4.2 Sensores Utilizados en este Trabajo de Tesis.....	43
4.2.1 Sensor de Sol.....	43
4.2.2 Sensor de Tierra/Horizonte.....	45
4.3 Selección de los Sensores.	47
Capítulo 5 Modelo del Sistema.	48
5.1 Formas de Representar la Orientación.	48
5.1.1 Matriz de Rotación.	48
5.1.2 Ángulos de Euler.	49
5.1.3 Cuaterniones.....	50
5.2 Métodos para Determinar la Orientación.	51
5.2.1 Algoritmos de Determinación de Orientación.	51
5.2.1 Algoritmos de Estimación de Orientación.....	55
5.3 Transformación Entre Marcos de Referencia.....	56
5.3.1 Movimiento del Sol.....	58
5.3.2 Modelo Solar.	58
5.3.3 Vector de Nadir.	59
Capítulo 6 Simulaciones y Pruebas.....	60
6.1 Simulación en Matlab y STK 10.	64
6.2 Pruebas con un Simulador Solar.....	75
Capítulo 7 Conclusiones.	83
Recomendaciones.....	83
Anexo A. Leyes de Kepler.....	85
A.1 Primera Ley de Kepler. Ley de los Elipses.	85
A.2 Segunda Ley de Kepler. Ley de Áreas Iguales.	86
A.3 Tercera Ley de Kepler. Ley de Armónicas.....	86

Anexo B. Códigos Utilizados.	88
B.1 Código Utilizado en Matlab para Probar el TRIAD.	88
B.2. Códigos en Python.....	89
B.2.1 Programa del MCP3204 (ADC 12 bits).	89
B.2.2 Algoritmo TRIAD.	91
Anexo C. Datos en Dos Órbitas.	93
C.1 Datos Obtenidos en Dos Órbitas Para los Ejes del Satélite.	93
C.2 Datos de Parámetros Orbitales en Dos Órbitas.....	98
Anexo D. Circuitos Desarrollados	103
D.1 Circuito del Convertidor Analógico Digital.....	103
D.2 Circuito del Sensor de Horizonte.....	104
Anexo E. Información de los Sensores.	106
E.1 Información Simulada y Real del Sensor de Sol.	106
E.2 Información Simulada y Real del Sensor de Horizonte.....	108
Referencias.	111

Índice de figuras.

Figura 1.1 Representación de los ejes de un satélite.	15
Figura 1.2 Elementos orbitales representados en una órbita.	16
Figura 1.3 Órbitas.	17
Figura 1.4 Dos ejemplos de nano satélites.	20
Figura 1.5 Esquema del un Sistema para Determinación y Control de Orientación.	21
Figura 1.6 Sensores utilizados.	23
Figura 2.1 Órbita baja polar.	26
Figura. 2.2 Representación gráfica de las fuentes de radiación.	27
Figura 2.3 Longitudes de onda emitidas por el sol.	28
Figura 2.4 El campo magnético de la Tierra.	30
Figura 3.1. Marco de referencia inercial fijo al satélite.	33
Figura 3.2. Marco de referencia inercial con centro en la Tierra.	34
Figura 3.3. Sistema de referencia Centrado en la Tierra/Fijo en la Tierra	35
Figura 3.4. Orientación en el plano LVLH.	36
Figura 3.5. Marco orbital.	36
Figura 4.1 Sensor de Sol utilizado en nanosatélites.	37
Figura 4.2 Sensor de Tierra/Horizonte.	39
Figura 4.3 Seguidor de Estrellas.	40
Figura 4.4 Magnetómetro utilizado en Cubesats.	41
Figura 4.5 Giróscopo	42
Figura 4.6 Capas de absorción de radiación solar de la atmósfera Terrestre.	44
Figura 4.7 Sensor de Sol de 4 cuadrantes.	45
Figura 4.8 Configuración del sensor de Horizonte del tipo de escaneo.	46

Figura 4.9 Configuración de un sensor de Horizonte estático con 4 termopilas.	47
Figura 5.1 Representación gráfica de los ángulos de Euler.	50
Figura 6.1 Interfaz del programa STK 10.	60
Figura 6.2 Interfaz del programa STK 10, donde se muestra la huella de la órbita.	61
Figura 6.3 Interfaz de Matlab.	62
Figura 6.4a Interfaz del EOSim HiL.	63
Figura 6.4b Interfaz del EOSim HiL.	63
Figura 6.5 Configuración del ADCS en el programa EOSim HiL.	64
Figura 6.6 Modelo del sistema en STK 10.	66
Figura 6.7. Vista de la órbita que sigue el satélite.	66
Figura 6.8 Traza de la órbita del satélite sobre el mapa en 2D.	67
Figura 6.9 Interfaz del programa EOSim HIL, indicando el tipo de sistema utilizado	73
Figura 6.10 Mediciones realizadas en el programa EOSim HIL.	73
Figura 6.11 Vector de nadir obtenido por medio de la simulación realizada.	74
Figura 6.12 Vector de nadir obtenido en una órbita.	74
Figura 6.13 Vector solar.	75
Figura 6.14 Vector solar en una órbita.	75
Figura 6.15 Sensor Solar montado sobre la estructura de un nanosatélite.	77
Figura 6.16 Sensor de Horizonte sobre la estructura del nanosatélite.	77
Figura 6.17 Sensores de Sol y Horizonte colocados en estructura de nanosatélite.	78
Figura A.1 Representación gráfica de las formas que puede tener la órbita.	85
Figura A.2 Representación gráfica de la segunda ley de Kepler.	86
Figura A.3 Representación gráfica de la tercera ley de Kepler.	87

Figura D.1 Vista de impresión del convertidor analógico digital.	103
Figura D.2 Vista del circuito en programa PCB Wizard.	103
Figura D.3 Vista de la Primera capa en el programa PCB Wizard.	104
Figura D.3.1 Vista de la segunda capa.	104
Figura D.4 Vista de impresión de la primera capa.	105
Figura D.5 Vista de impresión de la segunda capa.	105

Índice de Tablas.

Tabla 1.1 Clasificación de satélites.	16
Tabla 1.2.- Elementos orbitales.	17
Tabla 1.3 Tipos de órbita.	19
Tabla 1.4 Algunos tipos de satélites y los sensores utilizados.	25
Tabla 4.1 Métodos de medición.	42
Tabla 4.2 Algoritmos de determinación/estimación	43
Tabla 5.1 Métodos para representar la orientación.	51
Tabla 5.2 Ventajas y desventajas de los algoritmos	56
Tabla 5.3 Datos obtenidos por medio de la simulación realizada.	58
Tabla 6.1.- Parámetros orbitales obtenidos por medio del STK.	65
Tabla 6.2.- Ángulos de Euler.	65
Tabla 6.3.- Cuaterniones.	65
Tabla 6.4. Características físicas del Sol, la Luna y la Tierra.	67
Tabla 6.5 Parámetros orbitales de la Tierra.	67
Tabla 6.6 Parámetros orbitales de la Luna.	68
Tabla 6.7 Características eléctricas de los sensores.	78
Tabla A.1 Forma de la órbita de acuerdo con la excentricidad de esta.	85

Índice de Gráficas.

Gráfica 6.1 Datos de los ángulos obtenidos en el cuerpo del satélite.	68
Gráfica 6.2 Datos del comportamiento del eje Z, guiñada.	69
Gráfica 6.3 Datos del eje Y, cabeceo.	69
Gráfica 6.4 Datos del eje X, balanceo.	70
Gráfica 6.5 Inclinación (en grados).	70
Gráfica 6.6 Ascensión recta del nodo ascendente (grados).	71
Gráfica 6.7 Anomalía Verdadera (grados).	71
Gráfica 6.8 Anomalía media (en grados).	72
Gráfica 6.9 Gráfica de respuesta de la lámpara utilizada como simulador solar y el Sol.	76
Gráfica 6.10 Respuesta esperada del sensor de sol.	77
Gráfica 6.11 Respuesta esperada de las termopilas.	77
Gráfica 6.12 Respuesta real del sensor de Sol.	80
Gráfica 6.13 Respuesta real del sensor de Horizonte.	80
Gráfica 6.14a Respuesta simulada contra real, eje X, sensor de sol	81
Gráfica 6.14b Respuesta simulada contra real, eje Y, sensor de sol	81
Gráfica 6.15a Respuesta simulada contra real, eje X, sensor de horizonte	82
Gráfica 6.15b Respuesta simulada contra real, eje Y, sensor de horizonte	82

Prefacio.

Esta tesis consta de siete capítulos, los cuales son descritos a continuación de manera breve.

En el capítulo uno se describen, de manera general los satélites pequeños, los sistemas para detectar su orientación, las órbitas en las que se encuentran los satélites, los elementos orbitales y las características de estos sistemas.

En el capítulo dos se hace mención de los efectos presentes en la atmósfera, tales como el arrastre atmosférico, el viento solar, el vacío, el arrastre aerodinámico, esto a fin de mostrar la necesidad e importancia de un sistema de detección de orientación.

En el capítulo tres son descritos los sistemas de referencia utilizados en el desarrollo del sistema.

En el capítulo cuatro, donde se hace mención de los sensores utilizados por los satélites, haciendo una énfasis especial en los sensores utilizados durante el desarrollo de esta tesis.

En el capítulo cinco se describen los diferentes algoritmos de detección de orientación, así como las diferentes formas de representar la orientación, además de los cambios entre sistemas de referencia, los cuales son de especial importancia para el desarrollo de este trabajo.

Finalmente, en el capítulo seis y siete se muestran los resultados obtenidos por medio de las simulaciones realizadas y las características de los sensores utilizados, mostrando las conclusiones a las que se llegó al finalizar el trabajo. Cabe mencionar que durante la realización de este trabajo, fue necesaria la implementación de un convertidor analógico digital, debido a que la computadora de a bordo no cuenta con este sistema y los sensores utilizados cuentan con salida analógica.

Capítulo 1

Introducción.

Con el lanzamiento del primer satélite artificial (Sputnik 1) en octubre de 1957, se marcó el inicio de la era espacial. Desde ese año, se han lanzado más de 5000 satélites al espacio y de ellos, aproximadamente 850 continúan funcionales. El uso de los satélites termina cuando se agota el combustible que sirve para mantenerlos en su órbita de operación, como es el caso de los colocados en órbitas geoestacionarias o cuando uno de sus subsistemas críticos fallan, como el de potencia, comunicaciones, térmico o de control [1]. En nuestro caso particular, el subsistema que nos interesa es aquél que permite determinar la orientación del satélite. Esto cubre un amplio espectro de técnicas para determinar su orientación, entre las cuales se encuentran diferentes algoritmos, tales como los métodos determinísticos y los de determinación estocástica [2].

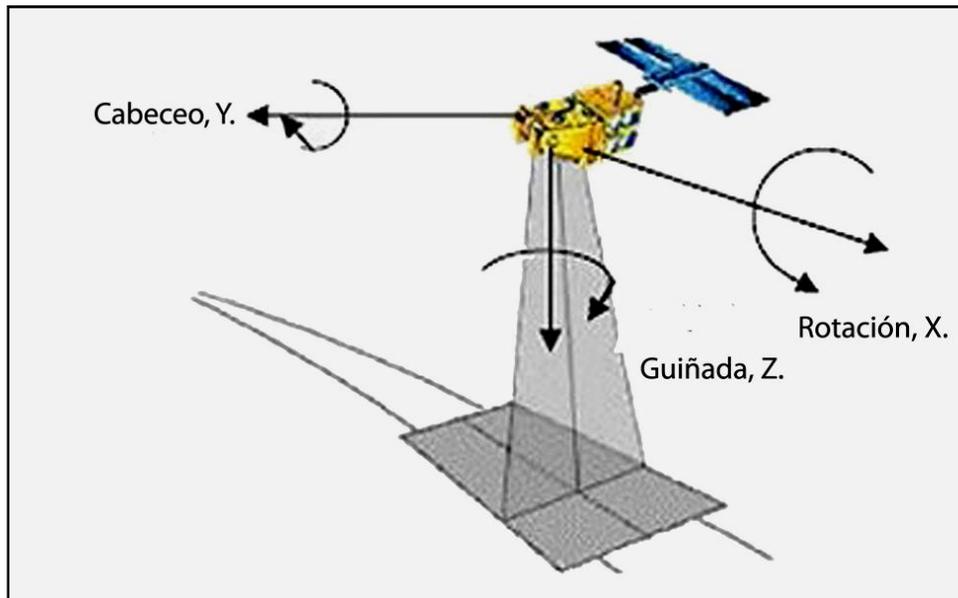


Figura 1.1 Representación de los ejes de un satélite. Éstos son similares a los usados en la aviación [3].

Los satélites tienen diversas aplicaciones: percepción remota, sistemas de posicionamiento global, meteorología, comunicaciones, entre otros usos. Cabe mencionar que debido a su aplicación, masa y características, son colocados en diversas órbitas.

El uso de satélites pequeños se ha vuelto importante, esto es debido a las ventajas que presentan, por ejemplo, su bajo costo, masa reducida y tiempo de desarrollo. Sus usos son diversos, no obstante que tienen severas restricciones, como en percepción remota,

sistemas de telecomunicación y navegación. Además, este tipo de satélites pueden se utilizan para probar diferentes subsistemas en el espacio como: celdas solares, nuevos conceptos de vuelo, sistemas electrónicos, sensores, etc. [4]. Generalmente son posicionados en órbita baja (LEO 300 a 2000 km).

La clasificación de este tipo de satélites va de acuerdo a su masa y dimensiones [5]. En la tabla 1.1 se da una clasificación de estos equipos dada por la Universidad de Surrey, ubicada al sudeste de Inglaterra, Reino Unido. Dicha clasificación ha sido adoptada por la mayoría de los autores del campo espacial.

Tabla 1.1 Clasificación de satélites de acuerdo a su masa.

Tipo de Satélite.	Peso.
Pico satélite.	< 1 Kg.
Nano satélite.	< 10 Kg.
Micro satélite.	< 100 Kg.
Mini satélite.	< 500 Kg.

El mantener un apuntamiento estable en un nanosatélite, genera algunas ventajas con respecto a aquellos que no tienen un sistema de determinación y control de estabilización, tales como:

- a) Permite tener una cámara de Percepción Remota o algún otro experimento o carga útil que deba mantener un apuntamiento estable.
- b) La orientación del satélite asegura la máxima transferencia de datos a la estación terrena, en caso de utilizar antenas direccionales (que son más eficientes que las omnidireccionales)
- c) Optimizar la potencia disponible a bordo, al mantener un apuntamiento hacia el Sol.

1.1 Elementos Orbitales.

Para describir una órbita, es necesario tomar en cuenta los seis elementos orbitales que permiten describirla de manera completa, los cuales se dividen en dos categorías: elementos dimensionales (especifican el tipo y tamaño de la órbita) y los de orientación (especifican la orientación de la órbita en el espacio) [6].

Tabla 1.2.- Elementos orbitales y la información que nos brindan.

Símbolo	Parámetro	Descripción.
a	Semieje mayor.	Tamaño y forma de la órbita.
e	Excentricidad.	Tamaño y forma de la órbita.
τ o M	Tiempo desde el perigeo o anomalía promedio o anomalía verdadera.	Dónde se encuentra el satélite en la órbita.
i	Ángulo de inclinación.	Orientación de la órbita en el espacio.
Ω	Ascensión recta del nodo ascendente (RAAN).	Orientación de la órbita en el espacio.
ω	Argumento del perigeo.	Orientación de la órbita en el espacio.

Estos elementos, en conjunto forman las efemérides, las cuales nos permiten conocer en todo momento la posición del satélite en la órbita (Figura 1.2).

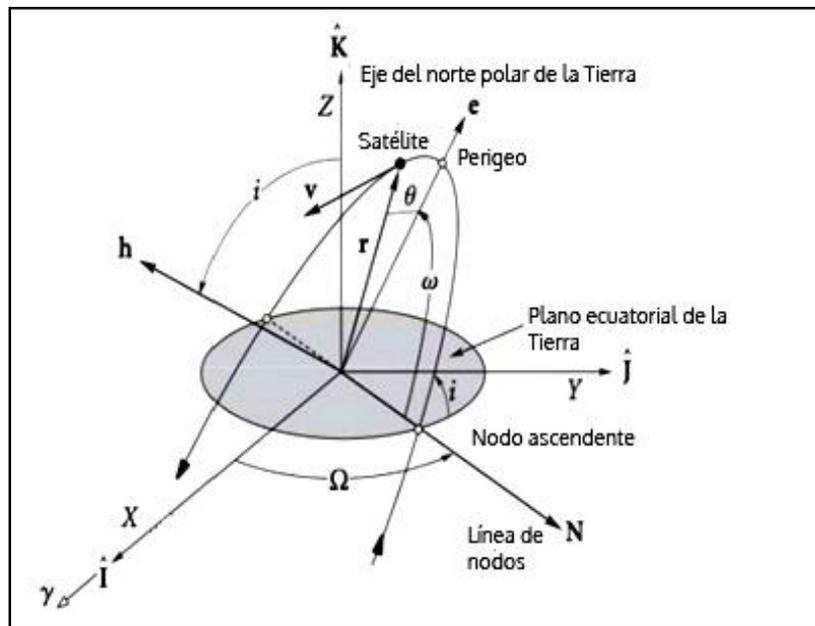


Figura 1.2 Elementos que describen la localización de un satélite en órbita terrestre [6].

1.2 Leyes de Kepler.

En el siglo XVII, Johannes Kepler propuso sus tres leyes del movimiento planetario, definiendo la forma de la órbita, la velocidad a la cual los planetas viajan alrededor del

Sol, y el tiempo requerido para que un planeta complete su órbita. Estas leyes se expresan como sigue.

- 1.- La órbita de cada planeta es una elipse, con el Sol en uno de sus focos.
- 2.- La línea que une al planeta con el Sol barre áreas iguales en tiempos iguales.
- 3.-El cuadrado del periodo de un planeta es proporcional al cubo de la distancia media del Sol.

El estudio del movimiento de un satélite artificial, es comúnmente referido al problema de Kepler o el problema de dos cuerpos, el cual fue resuelto en la segunda mitad del siglo XVII por Sir Isaac Newton, quien pudo probar la validación de las leyes de Kepler del movimiento planetario.

En el apéndice A, se detallan estas leyes, las cuales describen el movimiento de los planetas alrededor del Sol, pero que pueden ser aplicadas para estudiar la trayectoria de los satélites artificiales que orbitan nuestro planeta.

1.3 Tipos de Órbitas.

En esta sección hablaremos un poco sobre los diversos tipos de órbitas en las cuales se localizan los satélites artificiales.

Órbita baja de la Tierra. (LEO, *Low Earth Orbit*) La mayoría de los satélites lanzados son posicionados en esta órbita (entre 200 y 2000 km). Debajo de ese nivel, la órbita de un satélite rápidamente disminuye su altura, debido a la resistencia en la atmósfera residual de la Tierra [7].

Órbitas para satélites de percepción remota (500 - 1500 km), con inclinación cercana a la polar (90°). Los satélites de percepción remota se benefician con una mayor resolución al colocarse a menor altitud. Este tipo de satélites son diseñados para obtener imágenes de alta resolución (de 61 cm²) en un intervalo del espectro, que va de las longitudes de onda corta (rayos gamma, 100 pm) a las longitudes de onda larga (micro ondas, 10 mm). Dependiendo del tipo de aplicación de la cámara, normalmente son utilizadas en visible e infrarrojo, así como frecuencias de radio (radar) [7].

Órbitas geoestacionarias. Utilizada para satélites de telecomunicaciones, a una altitud de 35800 km [7].

Órbitas altamente elípticas. Principalmente para usos científicos y de percepción remota [7].

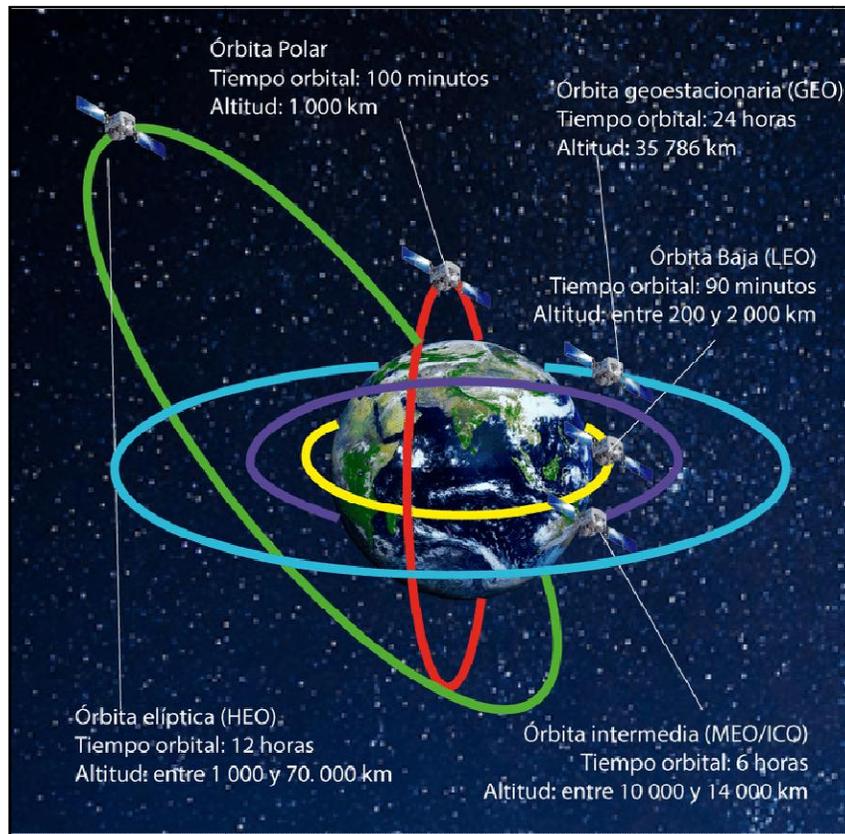


Figura 1.3. En esta imagen se muestran los tipos de órbita para diferentes aplicaciones satelitales [8].

Tabla 1.3 Tipos de órbita, altitud y tiempo orbital.

Tipo de órbita.	Altitud.	Tiempo orbital.
Órbita baja (LEO).	200 - 2,000 km.	90 min.
Órbita polar. Inclinación de 90°	1,000 km.	100 min.
Órbita intermedia (MEO, ICO).	10,000 - 14,000 km.	6 hrs.
Órbita elíptica (HEO).	1,000 - 70,000 km.	12 hrs.
Órbita geoestacionaria (GEO).	35,786 km.	24 hrs.

1.4 Satélites Pequeños.

Inicialmente, este tipo de satélites fueron desarrollados con propósitos educativos (pruebas de sistemas y componentes) y una vez que se alcanzó un cierto nivel de confianza en ellos, se empezaron a aplicar para sistemas de observación de la Tierra, militares y comerciales. Estos tienen algunas ventajas sobre los satélites de mayor tamaño, las cuales son: menor tiempo de desarrollo y producción (entre 12 y 14 meses, en comparación con los satélites grandes, cuyo tiempo es de aproximadamente entre 3 y

9 años), costo reducido; las constelaciones para este tipo son más fáciles de mantener y dan la posibilidad de lanzar más de un satélite al mismo tiempo [9].

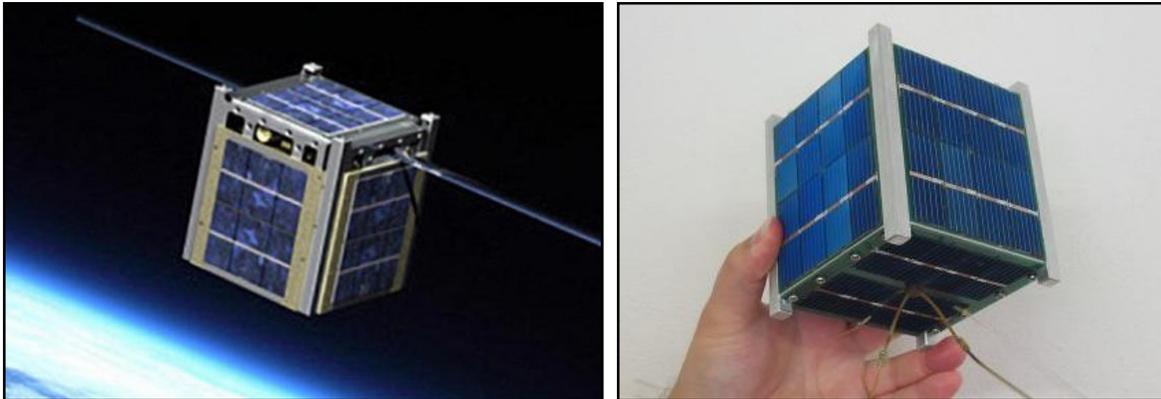


Figura 1.4 Dos ejemplos de nano satélites del tipo CubeSat 1U. 10 x 10 x 10 cm y 1 kg masa [10, 11].

1.5 Revisión del Estado del Arte.

A fin de establecer un marco de referencia para la realización de este proyecto, se procedió a hacer una revisión del estado de arte sobre los desarrollos en los sistemas de detección de orientación y los sensores que se utilizan en ellos, particularmente, los de Sol y Tierra (Horizonte).

1.5.1 Sistemas de Detección de Orientación.

En el medio ambiente espacial, se tienen algunas perturbaciones como el gradiente gravitacional, el viento solar y el arrastre aerodinámico. Estas fuerzas cambian la orientación del satélite, por lo que es necesario contar con algún tipo de estabilización en la orientación [12]. El subsistema de Determinación de Orientación y control de la Orientación (ADCS³), es uno de los más importantes en la operación del satélite. Debido a esto, el conocimiento de los elementos orbitales, los datos de los sensores y los algoritmos de estimación de orientación y control, permiten mantener un apuntamiento estable, así como una comunicación directa con la estación terrena. Los sistemas de determinación autónoma únicamente usan las mediciones disponibles a bordo. Para las misiones en nanosatélites se utilizan los sensores de Sol, de horizonte Terrestre y magnetómetros, los cuales son pequeños, ligeros y no requieren de mucha energía [13]. Un método tradicional de determinación de la orientación usando los sensores mencionados, es usar el algoritmo basado en el filtro Kalman [14]. La determinación de la

³ ADCS: *Attitude Determination and Control System.*

orientación de un satélite debe hacerse con respecto a un marco de referencia inercial, es decir, aquel en el cual se cumplen las leyes de Newton. Esto le da sentido a la orientación con respecto a un marco de referencia fijo, que normalmente tiene su origen en el centro de la Tierra. Los sistemas de orientación se dividen en dos: los métodos determinísticos (TRIAD, Método Q, QUEST), que son independientes de los modelos de orientación y cuentan con menos requerimientos computacionales; y la determinación estocástica, es decir, algoritmos que estiman la orientación basándose solamente en la medición de un solo vector. El filtro Kalman extendido es el método más utilizado para adquirir el estado de un sistema no lineal dinámico [15], además este filtro integra la dinámica del satélite y las mediciones de los sensores para estimar la orientación del satélite en tiempo real [16], [17].

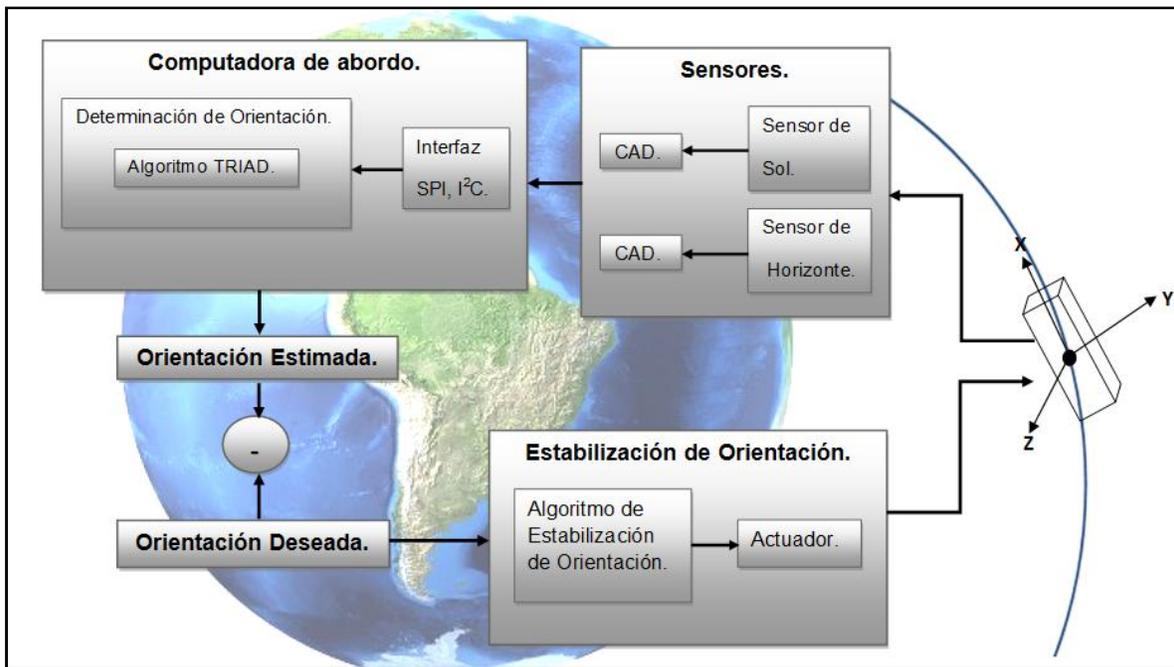


Figura 1.5 Esquema de los elementos que componen un sistema para determinación y control de orientación.

El objetivo del ADCS, es disminuir la rotación inicial y el momentum angular del satélite una vez que es colocado en órbita; determinando la orientación presente y manteniéndola o cambiándola, esto con base en la información recibida [18]. Para mantener el vehículo orientado, se utilizan sensores y actuadores, los cuales son colocados normalmente en los ejes de referencia [19]. En la figura 1.5 se muestra un diagrama a bloques del sistema utilizado para detección y control de orientación. La parte desarrollada durante esta tesis es la que involucra al sistema de detección de orientación, lo que es los sensores, su interfaz con la computadora de a bordo y el algoritmo.

El sistema de control de orientación, nos permite mantener un apuntamiento estable. Los componentes principales de este sistema son [21]:

- 1.- Sensores de orientación.
- 2.- Computadora (con algoritmos de estimación de la orientación y cálculo de los pares de control que hay que enviar a los actuadores.
- 3- Actuadores (Comúnmente ruedas inerciales y bobinas magnéticas).

1.5.2 Sensores de Sol.

La determinación del Sol es una tarea importante en los satélites para determinar su orientación. El sensor de Sol es una parte integral del sistema de detección de orientación y control de la mayoría de los nanosatélites colocados en órbita baja. La función de este dispositivo es determinar la posición angular del Sol, relativa a dos de los ejes de la nave. Este componente nos provee la información de los ángulos de cabeceo y rotación del satélite con respecto al Sol. La mayoría de los vehículos espaciales usan sensores solares baja resolución (en grados) para determinar la localización del Sol y mantener el arreglo de celdas solares apuntando hacia el [22]. Este tipo de sensores han sido utilizados por las naves espaciales como el elemento principal de sensado y navegación. Su aproximación más común es utilizar una máscara con uno o varios huecos pequeños encima de un arreglo 2D de CCD's o CMOS de pixel activo, para generar un patrón de luz y puntos oscuros en el sensor. Debido a que la distancia focal y el patrón de huecos son conocidos, la distribución de puntos negros y luminosos puede analizarse para determinar el ángulo del Sol [20]. Aunque existen otros tipos de sensores solares.

Los sensores solares normalmente se dividen en sensores de alta y baja resolución.

Sensor de Sol de Alta Resolución. Son instalados dos o más sensores para dar redundancia de manera separada a lo largo de los ejes X, Y. Cuenta con un ángulo de visión de cobertura de $\pm 60^\circ \times \pm 60^\circ$ y la precisión en la medición está en el intervalo de 0.01 a 0.5° [23].

Sensor de Sol de Baja Resolución. La celda solar genera una fotocorriente en función de la intensidad de luz y su ángulo de incidencia. La relación entre la fotocorriente y la intensidad de luz es descrita como una curva cosenoidal [23]. Dan una orientación de baja resolución de la posición del Sol.

1.5.3 Sensor de Horizonte (Tierra).

Los sensores de Tierra consisten de un sistema óptico infrarrojo que capta imágenes de la Tierra y el espacio vacío, en un arreglo de cuatro detectores en dos ejes, que miden la cantidad de energía infrarroja incidente en ellos. La salida de los detectores opuestos es comparada y amplificada por la electrónica del sensor [24], los cuales detectan el limbo terrestre. La señal de salida es utilizada por el sistema de control de orientación para mantener la carga útil con la orientación deseada [25]. Este sensor opera en la región

espectral de 12 a 30 μm , en la cual la atmósfera de la Tierra absorbe la energía del Sol; la mayoría de la energía infrarroja emitida por la Tierra viene de la atmósfera superior de las bandas de absorción de CO_2 y H_2O [26].

1.5.4 Determinación de Orientación en Sistemas Satelitales.

En la figura 1.6 se muestra una gráfica donde se indican los tipos de sensores utilizados para detectar la orientación.

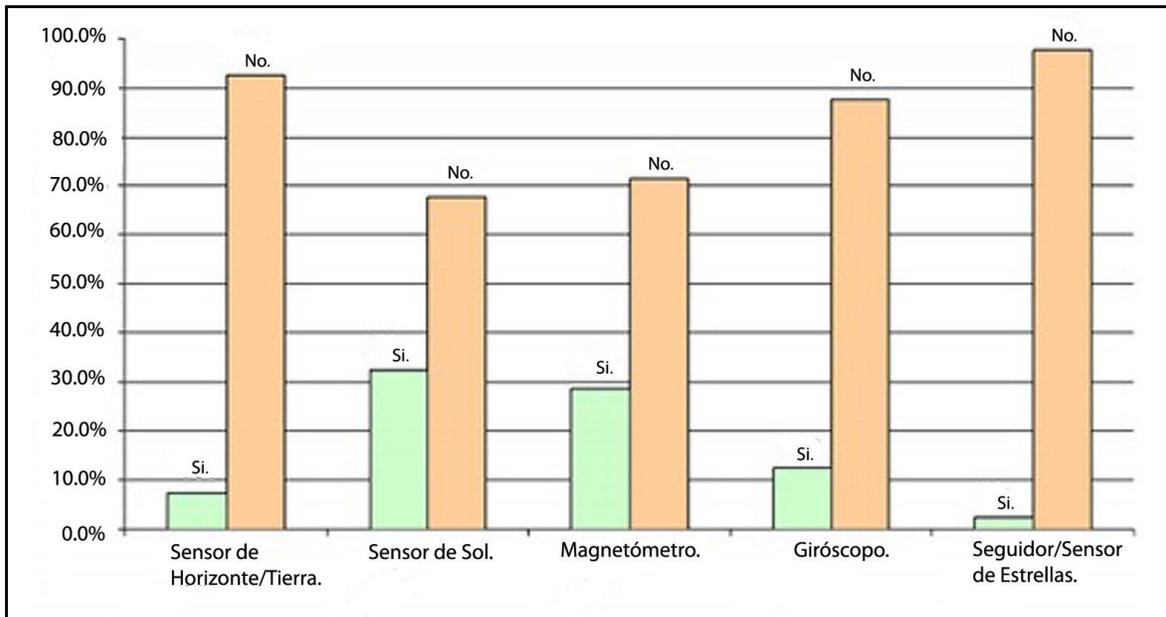


Figura 1.6 Sensores utilizados en sistemas de detección de orientación empleados en los sistemas satelitales [27].

Dentro de esta clasificación, podemos observar que los sensores más utilizados en los sistemas de detección de orientación, son los sensores de Sol y Magnetómetros, y los menos utilizados con los sensores de Estrellas y de Tierra [27].

A continuación, se mencionan algunos de los satélites en los cuales se encuentran implementados sistemas para la determinación de orientación.

En el satélite RAX se implementó un sistema de determinación de orientación con una precisión de 2 grados, utilizando dos sensores (sensor de Sol y Magnetómetros). Además fueron desarrollados y aplicados métodos de calibración en órbita, esto con el fin de compensar los errores presentes, con lo cual se obtuvo una precisión de 0.5 grados [28].

Fue utilizado un nuevo subsistema para la compensación de errores (FDD⁴ detección y diagnóstico de errores), el cual cuenta con un giróscopo y dos sensores solares, esto con el fin de obtener mediciones redundantes, además de contar con un magnetómetro de tres ejes. Este sistema consta de tres pasos; primero genera un conjunto de variables (conocidas como residuos), por medio de filtros generadores de residuos, algunos de los esquemas FDD usan dos o más filtros en paralelo, esto con el fin de aislar las fallas. El segundo paso toma las decisiones, esto dependiendo en el tipo de falla que haya ocurrido. El tercer paso consiste en recuperar el control en línea, esto en respuesta a las fallas detectadas. Este sistema es utilizado en microsátélites, debido a las limitaciones de energía, tamaño del satélite y memoria [29].

Para el nanosatélite del tipo cubesat 2U ANTELSAT fue realizada la implementación de un subsistema de detección de orientación, el cual utiliza tres tipos de sensores, los cuales son, tres giróscopos de un eje, seis sensores solares y un magnetómetro de tres ejes, esto en conjunto con un sistema de control por medio de bobinas magnéticas. No se menciona la precisión obtenida [30].

El satélite danés Ørsted, lanzado en 1999 en una órbita polar heliosíncrona utiliza el control de estabilización magnético, el cual es de gran utilidad para los satélites pequeños, esto debido a que son ligeros y no necesitan mucha energía. Sin embargo, este control es posible solamente en dos ejes [31].

Para el NANOSAT-1B se utilizaron 3 sensores solares que han sido calculados para garantizar que al menos uno de ellos reciba luz del sol, los cuales tienen una resolución típica de 0.5 grados, esto además cuenta con algoritmos para discriminar la reflexión del Sol en la Tierra, conocida como efecto albedo⁵. Dos de estos sensores cuentan con dos protecciones colocadas a 40°, esto con el fin de protegerlos de los efectos del albedo. Por medio de este sistema, se logró obtener una precisión de 0.15 grados [32].

En la tabla 1.5 se muestran los tipos de satélite que se revisaron, los sensores que utilizan y la precisión de éstos.

⁴ FDD: *Fault Detection and Diagnosis*.

⁵ Efecto albedo: es la reflexión que tiene una porción de la radiación procedente del Sol sobre las capas de la atmósfera terrestre.

Tabla 1.4 Algunos tipos de satélites y los sensores utilizados en ellos, teniendo en cuenta la precisión del sistema. Nótese que se mencionan las nacionalidades, año de lanzamiento y los actuadores utilizados.

Nombre.	Nacionalidad	Año de lanzamiento	Sensores utilizados	Actuadores	Precisión obtenida
ANTELSAT [30]	Uruguay	2014	Giróscopo, magnetómetro, sensor de sol	Bobinas magnéticas	-
FalconSAT - 3 [17]	Inglaterra	2006	Magnetómetro y sensor de sol	Bobinas magnéticas, rueda de reacción	-
ITU pSAT II [33]	Turquía	2010	Sensor de sol, magnetómetro, receptor GPS	Ruedas de reacción, bobinas magnéticas, micro propulsores de plasma experimentales	-
NANOSAT-1B [32]	España	2009	Sensor de sol	-	0.15°
ØRSTED [31]	Dinamarca	1999	Magnetómetro	Bobinas magnéticas	-
PHOENIX [34]	China	-	Sensor de sol, sensor de nadir (horizonte), magnetómetros, sensores de velocidad MEMS	Bobinas magnéticas y ruedas de reacción	10°
RAX (Radio Aurora Explorer) [28]	Estados Unidos	2010	Sensor de Sol, giróscopo de 3 ejes, magnetómetro	-	0.5°
SamSat - 218D [35]	Rusia	-	Magnetómetro, sensor de Sol, sensores de velocidad angular	Bobinas magnéticas, restauración de par aerodinámico	-
Tian Tuo 1 [23]	China	2012	Sensor de Sol, magnetómetro, giróscopo	Ruedas de reacción, bobinas magnéticas	5°
UYS-1 [36]	Ucrania	2014	Sensor de estrellas	Ruedas de reacción	0.5°
ZDPS-1A [37]	China	2009	Sensor de Sol, magnetómetro, giróscopo	Ruedas de reacción, bobinas magnéticas	± 2°

Capítulo 2

Efectos en la Órbita Terrestre.

Durante el desarrollo de este trabajo, se hará especial énfasis en los nano satélites, específicamente en los que cumplen con estándar CubeSat 3U, con inclinación cercana a 90° y operando a una altitud de entre 300 y 2000 km. Al momento en que este sistema sea desplegado en el espacio, comenzará a girar de forma descontrolada y se necesita contrarrestar este movimiento. Debido a esto, el subsistema de detección de orientación y control efectúa esta primera tarea, y de manera regular, mantendrá un apuntamiento estable hacia la Tierra. Este sistema consta de sensores y actuadores, ampliando las capacidades operativas del satélite, como ya se ha mencionado.

El satélite se encuentra sujeto a la atracción gravitacional de la Tierra, la cual no es una esfera, con un centro de masa localizado en su centro geométrico. Así se observa al satélite con suficiente precisión, se observa que no siguen exactamente las leyes del movimiento Kepleriano [38].

La diferencia entre el movimiento real y el Kepleriano es resultado de dos consideraciones:

- La Tierra no es una esfera perfecta y la distribución de masa no es uniforme.
- El satélite además está sujeto a otras fuerzas, como aquellas producidas por otros cuerpos celestes.

2.1 Órbita Baja.

Los satélites del tipo cubesat son colocados en la órbita baja de la Tierra, con una altitud que abarca de los 300 a 2,000 km, debajo de ese nivel, la órbita satelital decae rápidamente debido a la resistencia presente de la atmósfera residual de la Tierra, lo que es la microgravedad y el arrastre atmosférico. Por otro lado a mayor altura, se tendrán condiciones de radiación ionizante con mayor magnitud [39].



Figura 2.1 Órbita baja polar a 300 Km de altura.

2.2 Medio Ambiente Espacial.

Un vehículo espacial es afectado por las condiciones físicas presentes en el espacio [1].

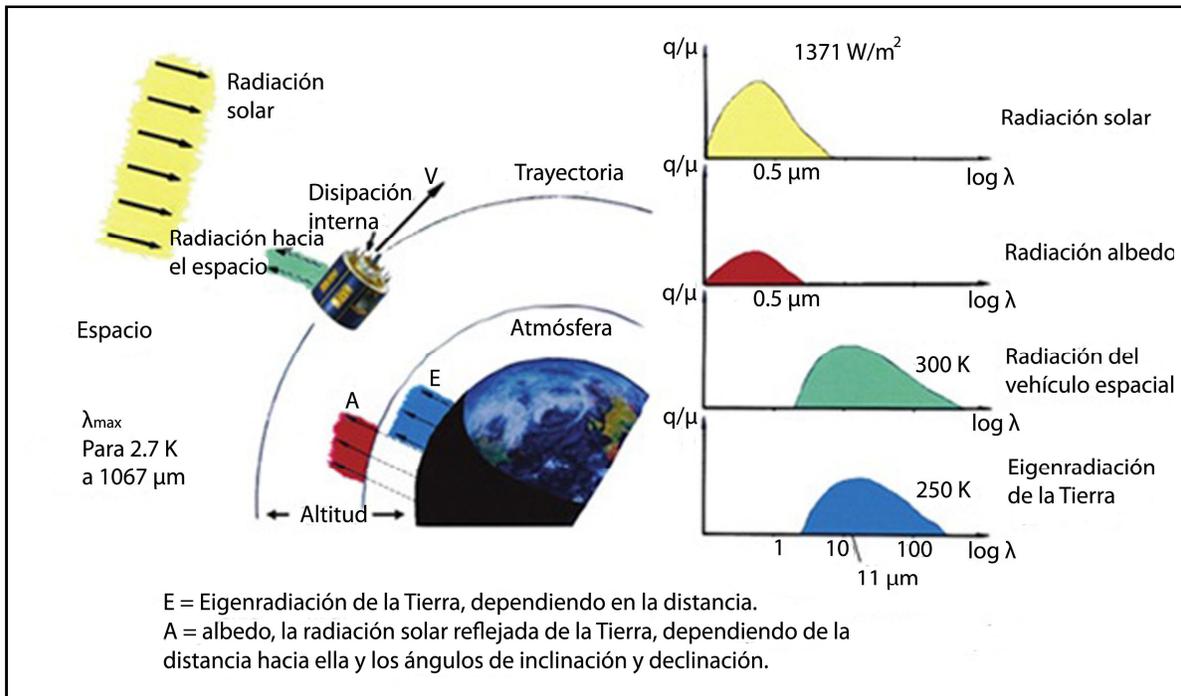


Figura. 2.2 Representación gráfica de las fuentes de radiación en el medio ambiente espacial [1].

En resumen, para el diseño de los sistemas que van a operar en el medio ambiente espacial, es importante tener conocimiento de las condiciones y perturbaciones presentes, principalmente las interferencias provenientes del Sol y de la Tierra [1].

- Partículas radioactivas.
- Radiación electromagnética de alta energía.
- Vacío.
- Gradientes de temperatura del orden de 150 grados entre iluminación y eclipse.
- Atmósfera residual.
- Efecto albedo.
- Microgravedad.
- Gradiente gravitacional.
- Presión por radiación solar.

2.3 Radiación Electromagnética.

La mayor parte de las emisiones que provienen del Sol se presentan en forma de radiación, y vienen en dos vertientes: radiación electromagnética (EM) y partículas radioactivas. En la figura 2.3 se muestran algunos tipos de radiación EM, que va desde longitudes de onda corta (rayos gamma) a longitudes de onda larga (ondas de radio).

La parte visible del espectro tiene longitudes de onda que van desde los 0.4 μm (violeta) a 0.8 μm (rojo). En longitudes de onda ligeramente cortas se tiene la región ultravioleta, y en la parte de longitudes de onda ligeramente larga, tenemos la región infrarroja.

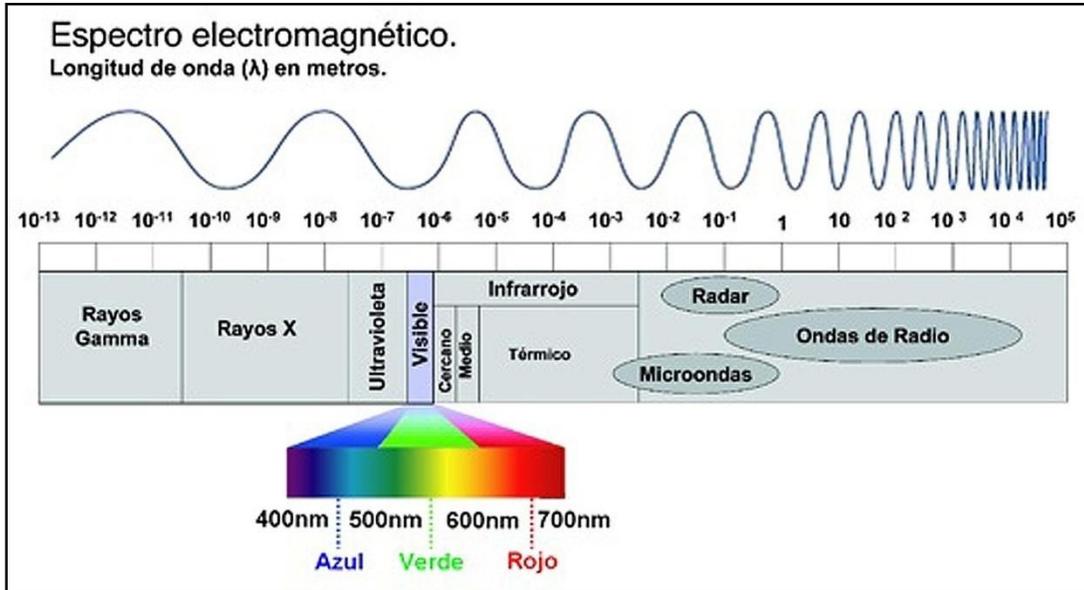


Figura 2.3 Longitudes de onda emitidas por el sol [40].

2.4 Fuerzas Perturbadoras.

Son aquellas producidas por la atracción gravitacional de la Tierra y la de otros cuerpos celestes, el arrastre atmosférico, el viento solar y los pares magnéticos producidos dentro de la propia nave; que al interactuar con el campo magnético terrestre, infringen un par externo que cambia su orientación.

2.4.1 Arrastre Atmosférico.

Para satélites colocados en órbita baja, la fricción con moléculas o gases atmosféricos residuales es muy importante. Dependerá del estado presente en la atmósfera superior, influenciado por factores como el nivel de actividad solar, la forma del satélite, y de manera particular; la forma de los paneles solares [38]. Este fenómeno es conocido como arrastre aerodinámico, que es una fuerza que actúa en dirección opuesta al movimiento del satélite. La densidad de la atmósfera decae de manera uniforme, de la combinación de oxígeno y nitrógeno en la superficie de la Tierra, al vacío, con la presencia de oxígeno monoatómico. Los efectos del arrastre en un satélite localizado en la órbita baja de la

Tierra son influenciados con la presencia del Sol, ocasionando que la temperatura de la atmósfera superior de la Tierra aumente [1]. La atmósfera superior genera fuerzas y pares de rotación conforme el satélite viaja a través de ella. La fuerza es una función de la densidad atmosférica, velocidad del satélite, área de la sección transversal y su geometría. Las fuerzas que actúan en diferentes direcciones y en diferentes elementos del satélite afectan su órbita y generan un par neto que cambia su orientación [42].

$$T = r_{cp} \times F_a \quad (2.1)$$

T = par aerodinámico.

r_{cp} = vector que une el centro de masa con el centro de presión aerodinámica.

donde F_a el vector de la fuerza aerodinámica está dada por

$$F_a = \left(\frac{1}{2}\right) \rho V^2 S C_D \quad (2.2)$$

donde

ρ = densidad atmosférica.

V = velocidad del satélite.

S = área proyectada por la nave al vector de velocidad.

C_D = coeficiente de arrastre, usualmente entre 1 y 2 para flujo molecular libre.

2.4.2 Presión por Radiación Solar.

Las consecuencias de la presión causada por el viento solar en el satélite, dependerá de su forma, materiales que lo recubren y configuración. Naturalmente, esto no tiene consecuencias cuando el satélite se encuentra en eclipse [38]. La radiación proveniente del Sol, que tiene la forma de una onda de partículas subatómicas de alta velocidad, es conocida como Viento Solar. El material que fluye hacia el espacio lo hace en forma de protones y electrones, pero también en la forma de un núcleo de átomos unidos de esos electrones, llamados iones. Generalmente, la radiación de partículas del viento solar es reflejada por el campo magnético de la Tierra. Sin embargo, algunas de estas partículas quedan atrapadas en la magnetósfera, y algunas alcanzan la Tierra sobre las regiones polares, provocando las auroras [1]. El efecto más común de esta radiación en un satélite en órbita es el calentamiento térmico que causa. La potencia incidente del Sol es de 1340 W/m². Para cuando el satélite entre en la sombra de la Tierra, la temperatura en la superficie del vehículo baja drásticamente [1]. Otro de los impactos más importantes en el diseño de naves espaciales proviene de los efectos causados por las longitudes de onda corta provenientes de la radiación ultravioleta proveniente del Sol [1].

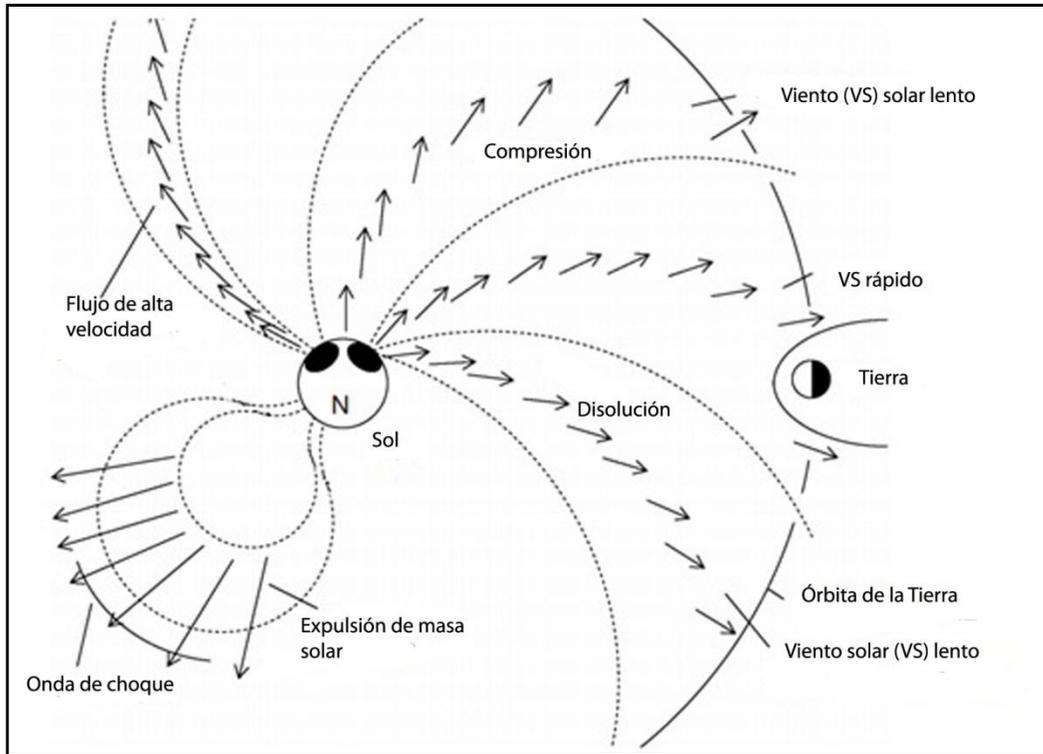


Figura 2.4 El campo magnético de la Tierra cambia debido a su interacción con el viento solar [1].

El viento solar genera una presión de radiación sobre satélite, lo cual dependerá de la geometría y las propiedades ópticas de la superficie. Si el centro de presión se encuentra lejos del centro de masa, la presión solar generará un par de rotación [42].

El par producido por la presión del viento solar viene dada por:

$$\boldsymbol{\tau}_{solar} = \mathbf{r}_{solar} \times \mathbf{F}_s = (\mathbf{r}_{cps} - \mathbf{r}_{com}) \times \frac{\rho_s}{c} A_s + (1 + k) \quad (2.3)$$

donde

r = vector que une el centro de masa de la nave con el centro óptico de presión del viento solar.

K = reflectividad de la superficie de la nave ($0 < K < 1$).

A = área proyectada de la nave, normal al vector solar.

$$\rho_s = I_s/c$$

$$I_s = 1400 \text{ w/m}^2 = 1 \text{ U.A.}$$

$$c = 2.9979 \times 10^8 \text{ m/s.}$$

Para un cubesat 3U, tenemos:

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

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

Esto nos da una idea de las magnitudes de los pares perturbadores en órbita [42].

2.4.3 Pares Causados por el Gradiente Gravitacional.

La aceleración gravitacional es más fuerte en la porción más cercana del satélite a la Tierra. Este gradiente genera un torque que inclusive puede usarse para un control de orientación pasivo, cuando se usa una extensión telescópica. Esto debido a que en la parte inferior del satélite se experimenta una fuerza de gravedad mayor, es usada la extensión telescópica para contra restar este efecto [41].

$$T = 3 n^2 \hat{r} \times I \cdot \hat{r} \quad (2.4)$$

donde

$\hat{r} = R/R =$ Vector unitario que une al centro de masa del planeta con el centro del satélite.

$n^2 = \mu/a^3 \approx \mu/a^3 =$ número de órbitas por unidad de tiempo.

$\mu =$ constante gravitacional ($398600 \text{ Km}^3/\text{s}^2$) para la Tierra.

$I =$ matriz de inercia del satélite.

$T =$ Torque generado por el gradiente gravitacional.

2.5. Otros Aspectos del Medio Ambiente Espacial a Considerar.

2.5.1 Efecto Albedo (luz solar reflejada por la Tierra).

Es considerado el mayor par perturbador en las altitudes geosíncronas.

2.5.2 Pares de Rotación Magnéticos.

En altitudes bajas, el campo magnético de la Tierra interactúa con el flujo de corriente del satélite y genera un par. Este par es utilizado para llevar a cabo maniobras de apuntamiento y de control de estabilización en órbita, esto debido a que las bobinas interactúan con el campo magnético de la Tierra [42]. Este par es utilizado en un sistema de control, en el cual las bobinas interactúan con el campo magnético de la Tierra, esto con el fin de llevar a cabo maniobras de apuntamiento y de control de estabilización en órbita.

2.5.3 Microgravedad.

Uno de los aspectos del medio ambiente espacial que no es afectado por el Sol, es la micro gravedad. Una vez que el satélite ha alcanzado su órbita de misión, se encontrará en un estado continuo de caída libre, así que se encuentra en un periodo extendido de microgravedad.

2.5.4 Vacío.

A una altitud aproximada de 800 km, la presión atmosférica es muy delgada (1×10^{-12} N/cm²), y a esta presión los materiales presentan desgasificación. Por ejemplo, a una temperatura de alrededor de 180 °C, una superficie compuesta por zinc disminuirá a una razón de 1 mm por año [1, 41].

Capítulo 3

Sistemas de Referencia de la Orientación.

Los sistemas de referencia son de especial interés para analizar la orientación en tres ejes del satélite, cuando éste se encuentra en órbita. La determinación de la orientación de un satélite debe hacerse con respecto a un marco de referencia inercial, que normalmente tiene su origen en el centro de la Tierra. No obstante, algunos sensores proporcionan la orientación con respecto al sistema de ejes fijos al cuerpo del satélite, por lo que debe realizarse una rotación de un marco de referencia a otro. En esta sección se hará mención de algunos de los sistemas de referencia utilizados [43].

3.1 Sistema de Referencia Fijo al Satélite.

El marco de referencia de la nave es definido por el origen de un punto específico del cuerpo de la misma y los tres ejes cartesianos. El origen de este marco coincide con el centro de masa del satélite. El eje Z_o siempre apunta a nadir (centro de la Tierra). El eje X_o apunta en la dirección del movimiento tangencial a la órbita. El eje Y_o complementa el sistema, como se muestra en la figura 3.1. El marco orbital es denotado por F_o [43].

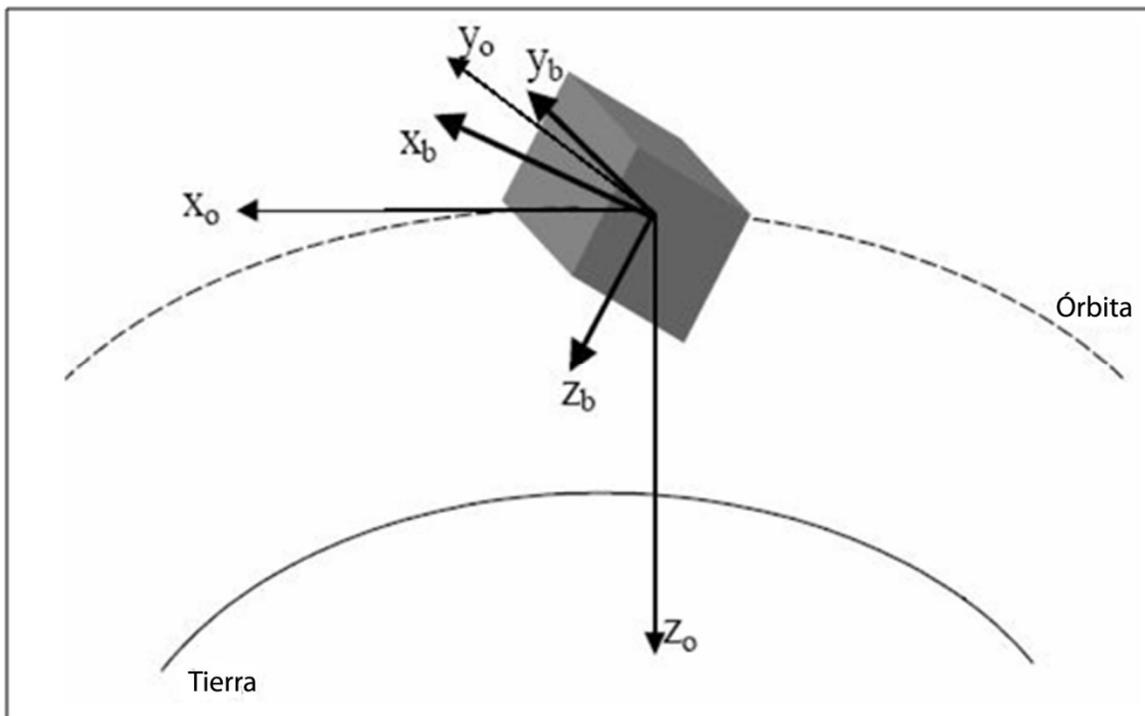


Figura 3.1. Marco de referencia inercial fijo al satélite [43].

3.2 Marco de Referencia Inercial.

Se conoce de la mecánica clásica, que cualquier marco moviéndose a una velocidad constante y sin rotaciones con respecto a un marco inercial, este también es inercial [43]. Un marco de referencia, conocido como Marco Inercial Geocéntrico (*GCI Geocentric Inertial Frame*), tiene su origen en el centro de masa de la Tierra y se encuentra fijo en el espacio, donde el eje x_i apunta hacia el equinoccio vernal (γ), el eje y_i se encuentra a 90° este en el plano ecuatorial y el eje z_i se extiende a través del polo norte, como puede ser visto en la figura 3.2. Este marco tiene una aceleración lineal debido a la órbita circular de la Tierra alrededor del Sol [43].

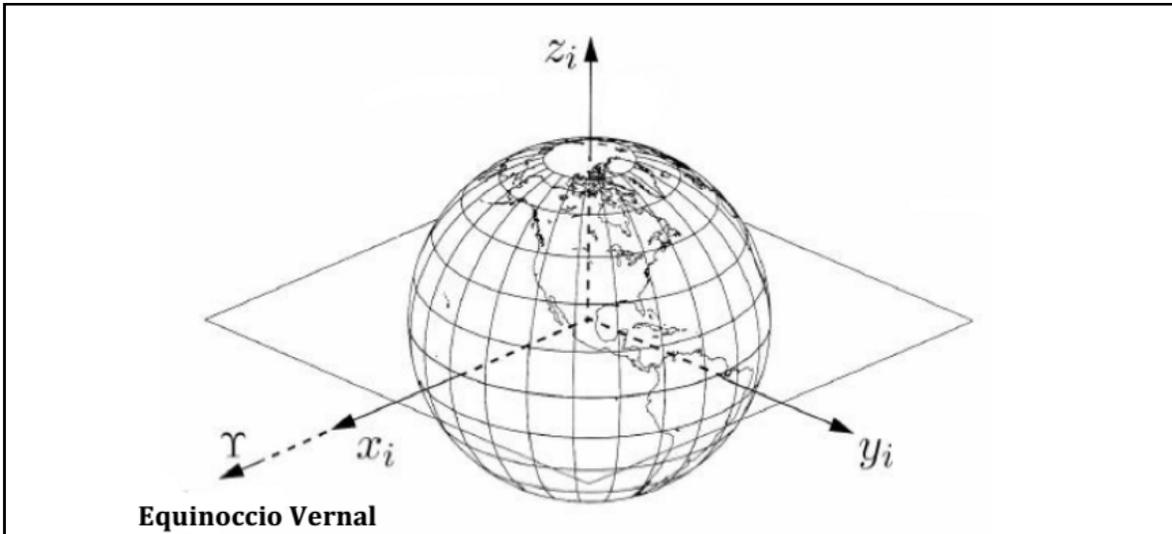


Figura 3.2. Marco de referencia inercial con centro en la Tierra [43].

3.3 Centrado en la Tierra/Fijo en la Tierra.

Este sistema, denotado como $\{\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3\}$ se muestra en la figura 3.3. Este marco es similar al *CGI* con $\varepsilon_3 = i_3$. A diferencia del marco *ECI*, el *ECEF* gira con la Tierra. El ángulo de rotación es conocido como el Tiempo Sideral Promedio de Greenwich (*GMST*, Greenwich Mean Sideral Time) y se escribe θ_{GMST} (Figura 3.3) [41, 43].

$$\mathbf{r}_E = \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = A_{EI} \mathbf{r}_I \begin{bmatrix} \cos \theta_{GMST} & \text{sen } \theta_{GMST} & 0 \\ -\text{sen } \theta_{GMST} & \cos \theta_{GMST} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{r}_I \quad (3.1)$$

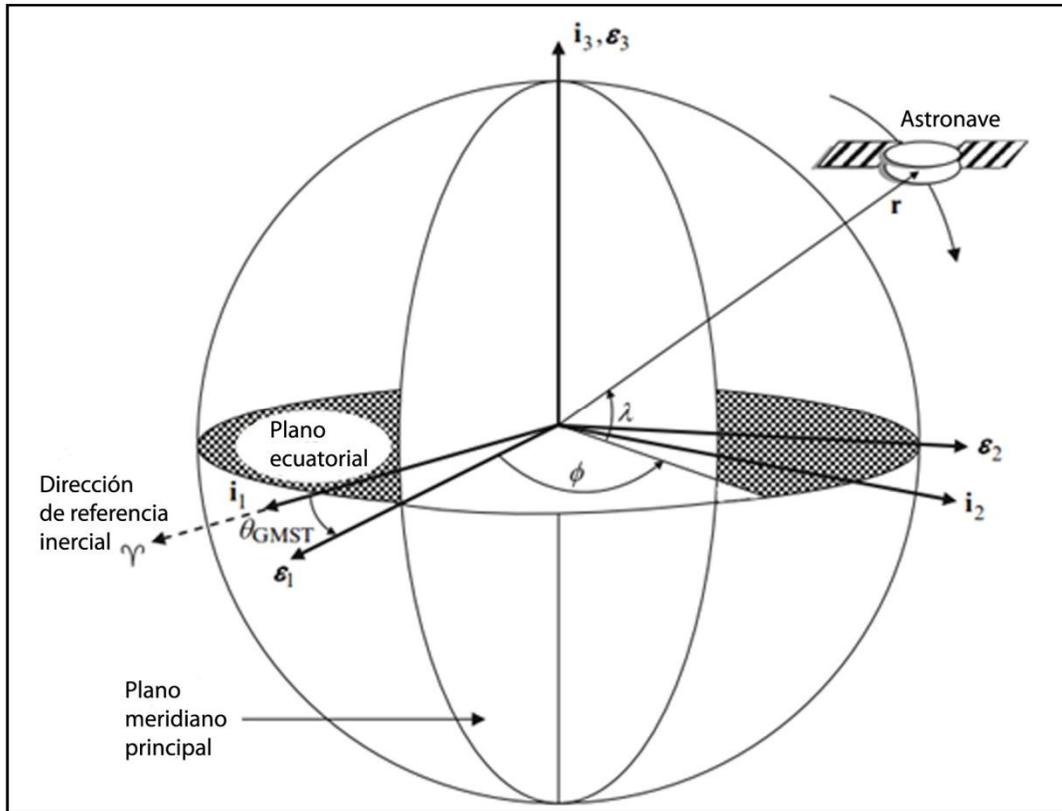


Figura 3.3. Ejemplo de sistema de referencia Centrado en la Tierra / Fijo en la Tierra. (ECEF) [2].

3.4 Marco de Vertical Local/Horizontal Local.

Por conveniencia, especialmente para naves que apunten a la Tierra, es preciso definir un marco de referencia fijo a la órbita de la nave. El más utilizado es el *LVLH*, el cual tiene su eje Z (O_3) apuntando directamente hacia el centro de la Tierra, y su eje Y (O_2) apuntando a lo largo del negativo de la órbita normal, en dirección opuesta a la velocidad angular orbital de la nave. La representación de estos vectores en un marco inercial es mostrada en la figura 3.4 [2, 41, 43].

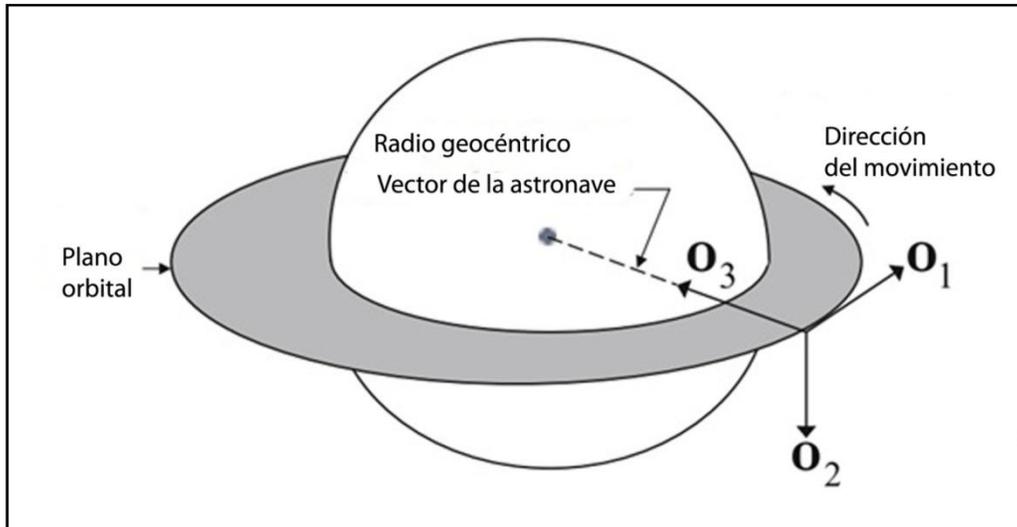


Figura 3.4. Orientación en el plano LVLH y los ejes Rotación, Cabeceo y Guiñada del satélite [2].

3.5 Marco Orbital Inercial.

El origen de este marco coincide con el centro de masa del satélite. El eje Z_o siempre apunta a nadir (centro de la Tierra). El eje X_o apunta en la dirección del movimiento tangencial a la órbita y además X_o es perpendicular a Z_o . El eje Y_o complementa el sistema de mano derecha, como se muestra en la siguiente figura. El marco orbital es denotado por F_o (figura 3.5) [43].

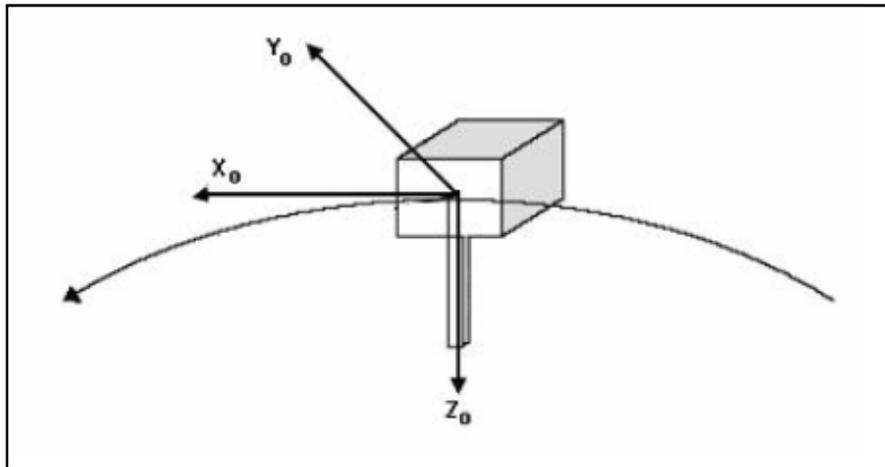


Figura 3.5. Marco orbital [43].

Capítulo 4

Diseño del Sistema de Detección de Orientación.

A bordo de los satélites es necesario contar con métodos para determinar y mantener su orientación en el espacio, esto cuando la carga útil debe mantener un apuntamiento estable hacia la Tierra, o se cuenta con una antena direccional, etc. Por otra parte, es necesario considerar las perturbaciones presentes en el entorno espacial, para contrarrestarlas. En este capítulo se mencionan los sensores que se utilizan para determinar la orientación, describiendo de manera detallada aquellos que fueron empleados en este trabajo de tesis y se explican los métodos desarrollados para implementarse en el Subsistema de Detección de Orientación de un nanosatélite.

4.1 Sensores de Orientación.

Los sensores se dividen en dos maneras, los de orientación absoluta y los de orientación relativa. Los primeros nos permiten medir distancias, ángulos y coordenadas, mientras que los segundos nos brindan información sobre los cambios en la velocidad angular.

Dentro de cada una de estas clasificaciones, se encuentran los siguientes tipos.

4.1.1 Sensores de Orientación Absoluta.

Conociendo la posición de la nave en la órbita, se calculan las direcciones vectoriales con respecto a un sistema de referencia conocido, de esta manera, realizando mediciones y comparándolas con respecto a dicho sistema de referencia, es posible determinar la posición relativa entre el sistema de coordenadas del sensor y el inercial [1].

La determinación de la orientación absoluta se basa en la dirección de dos vectores linealmente independientes de alguno de los marcos de referencia, los cuales son [1]:

- Vector del campo magnético de la Tierra.
- Dirección del vector solar.
- Dirección del vector a las estrellas.
- Dirección del vector a la Tierra (o el ángulo del horizonte de la Tierra).
- Dirección de los vectores del satélite de algún sistema de navegación satelital global (GNSS), como por ejemplo el GPS.

Sensor de Sol. Por medio de un fotovoltaaje, obtenemos el vector solar, al medir la incidencia de luz sobre el arreglo que se esté utilizando (celdas solares, fotodiodos, CCD's, CMOS). Estos sensores proporcionan una buena precisión ($0.1 - 0.01^\circ$) [2].

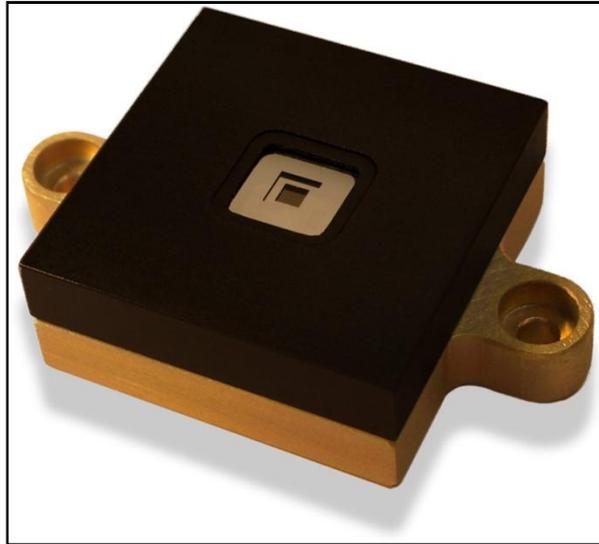


Figura 4.1 Sensor de Sol utilizado en nanosatélites [44].

Sensor de Tierra/Horizonte. Para la mayoría de los satélites, la carga útil se encuentra orientada a Tierra, mientras que el satélite puede estar referido a alguno de los sistemas de referencia que hemos mencionado con anterioridad. Estos sensores detectan y brindan la posibilidad de determinar directamente los ángulos de orientación en los ejes de cabeceo y rotación [1].

La Tierra provee una dirección de referencia para determinar la orientación de la astronave. Esto debido a que en órbita baja es fácil "ver" a la Tierra debido a su tamaño y esto se hace a través de diferentes bandas espectrales. Para que el sensor pueda diferenciar a la Tierra del espacio, la emisión de radiación debe tener una distribución uniforme de energía. La región del espectro que tiene estos requerimientos es la parte infrarroja (la banda de emisión de CO_2 , tiene un rango de 14 a 16 μm) y es utilizada por la mayoría de los sensores de Horizonte, ya que su respuesta es independiente si es de día o de noche [44].

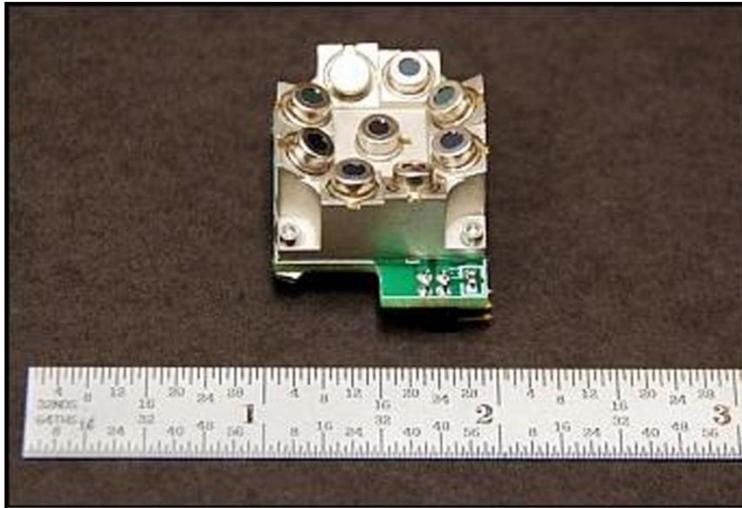


Figura 4.2 Sensor de Tierra/Horizonte, compuesto por un arreglo de termopilas [45].

Sensor/seguidor de estrellas. Estos sensores determinan la orientación inercial a través de la identificación de patrones de estrellas. Estos consisten de una cámara, la que se encuentra conectada a una parte electrónica, la cual se encarga del procesamiento de la imagen y la determinación de la orientación. Para obtener la orientación en tres ejes, basta con identificar dos estrellas, mientras que para la adquisición inicial de orientación es necesario un patrón, el cual consiste en cuatro estrellas, esto con el fin de obtener un resultado que no sea ambiguo [1].

Nos proveen información de orientación precisa y absoluta, verificando las estrellas y comparándolas con las posiciones en el catálogo que se encuentra almacenado en la computadora de abordo. Estos sensores nos dan una información precisa de orientación (típicamente con 20 arc seg o menos). Este sensor se utiliza en las partes donde la órbita se encuentra en eclipse o iluminación [44].

Básicamente, estos sensores son cámaras digitales con un plano focal compuesto de pixeles CCD o CMOS. Los CCD tienen menor ruido, pero los CMOS tienen varias ventajas; ya que utilizan la misma tecnología que los microprocesadores, así que los pixeles incluyen información para el procesamiento de datos en el mismo plano focal. Los sensores que toman ventaja de estas capacidades son conocidos como sensores de pixel activo (*Active Pixel Sensors*, APS por sus siglas en inglés). Los CMOS son resistentes a la radiación que los CCD, y además nos proveen la capacidad de leer diferentes pixeles en tiempos distintos, lo cual no es posible con los CCD's [2].



Figura 4.3 Seguidor de Estrellas [46].

Magnetómetros. Se han convertido en uno de los sensores más utilizados por los satélites colocados en la LEO, esto debido a que son pequeños, ligeros, de bajo costo y no cuentan con partes móviles [2, 44].

Los magnetómetros miden la suma del campo magnético del ambiente y de los producidos por la nave. Los campos son producidos por materiales ferromagnéticos, los arreglos de paneles solares, motores eléctricos, instrumentos de a bordo o, de manera más especial, los torques para el control de orientación. No obstante, si los campos locales son conocidos, son compensados [2]. Cuando la información obtenida por estos sensores es combinada con un modelo de campo magnético de la Tierra, como lo es el Campo de Referencia Geomagnético Internacional (IGRF⁶), obtenemos la orientación con baja resolución, i.e. 3 a 5 grados. Usualmente son combinados con otros sensores, como los de Tierra o los solares [44]. La parte encargada de realizar la medición es desplegada en un brazo extensible lejos del satélite, esto con el fin de evitar que las mediciones sean influenciadas por el campo magnético generado por el propio satélite [1].

⁶ IGRF: *International Geomagnetic Reference Field.*



Figura 4.4 Magnetómetro utilizado en Cubesats [47].

4.1.2 Giróscopos.

Los giróscopos son uno de los sensores más utilizados en los satélites. Miden cambios en la velocidad angular. Si la orientación del satélite es determinada con un sensor de Sol o de Tierra, entonces los cambios angulares en los ejes principales del satélite son obtenidos diferenciando la posición angular de salida de los sensores [44].

Estos sensores son usados uno en cada eje, o usarse una cuarta unidad en una configuración sesgada, esto con el fin de aumentar la redundancia. La combinación de giróscopos, acelerómetros y una computadora de abordo, puede dar mediciones de posición/velocidad de la nave, y es llamada Unidad de Medición Inercial (IMU⁷) [44]. Estos sensores miden las rotaciones con respecto a un marco de referencia inercial. Si determinamos la orientación del satélite con un sensor de Horizonte o de Sol, entonces las velocidades angulares de sus ejes principales se puede obtener derivando las posiciones angulares obtenidas de las salidas de los sensores. Su gran ventaja con respecto a otros sensores de orientación, es que este es completamente independiente de fuentes externas [1].

Las mediciones realizadas por el giróscopo son afectadas por la deriva, la cual es compensada a través de un método de filtrado complementario, en el que se utiliza en conjunto con un magnetómetro [48].

⁷ IMU: *Inertial Measurement Unit*.

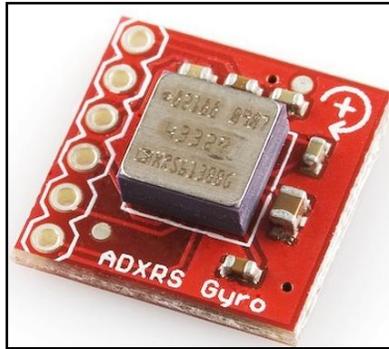


Figura 4.5 Gir6scopo [49].

Tabla 4.1 M6todos de medici6n utilizados para obtener la orientaci6n y caracter6sticas de algunos de los sensores usados en sat6lites.

M6todo.	Ejemplo.	Caracter6sticas.
Directo.	Sensor de Estrellas.	Tres ejes, alta precisi6n.
	Mediciones de orientaci6n del GNSS ⁸ .	Tres ejes, precisi6n media.
Indirecto.	Magnet6metro.	M6todo simple.
	Sensor de Tierra.	Alta confiabilidad.
	Sensor de Sol.	Son necesarias transformaciones de mediciones.
Inercial.	Gir6scopo.	Precisi6n alta sobre periodos cortos. Resoluci6n angular muy alta. Medici6n independiente de fuentes externas. Desventaja: la deriva

En la tabla 4.2 se muestra una comparativa entre los diferentes algoritmos utilizados para detecci6n/determinaci6n de orientaci6n, los cuales, muestran la comparaci6n entre los sistemas existentes. En el cap6tulo 5 se mencionan las ventajas y desventajas de estos algoritmos.

⁸ GNSS: Global Navigation Satellite System, Sistema de Navegaci6n Global por Sat6lite.

Tabla 4.2 Comparativa entre algoritmos de determinación/estimación de orientación [62].

Algoritmo		Cantidad de Memoria (Mbytes)	Tiempo de procesamiento en pc (seg)	Tiempo de procesamiento en OBC 750 (seg)	Error (grad)
Determinación de orientación	Mínimos Cuadrados	0.765	0.56	12.30	0.0951
	Método QUEST ⁹	0.6484	0.31	6.81	0.0559
	TRIAD	0.8867	0.49	10.76	0.0616
Estimación de orientación	EKF ¹⁰	0.9492	100	16.25	0.0509
	UKF ¹¹	10.218	200	59.75	0.0524

4.2 Sensores Utilizados en este Trabajo de Tesis.

En esta sección se hablará de los sensores empleados en este trabajo.

En este trabajo de tesis consideramos como fuentes de referencia en la orientación de un satélite en órbita: el Sol y la Tierra. Para lograr este propósito, el Sol es considerado como una fuente puntual, o como un disco uniformemente iluminado. Por otro lado, la Tierra es tomada como fuente de referencia, pero solamente la parte de la atmósfera que emite en el espectro infrarrojo, como se ha mencionado con anterioridad.

4.2.1 Sensor de Sol.

El sensor de Sol mide la dirección dónde se encuentra este astro, con respecto al sistema de ejes coordenados del satélite y provee una referencia de orientación. Este sensor mide la energía solar incidente en su superficie y a través de la electrónica de acondicionamiento, y en algunos casos con alguno o algunos algoritmos, se determina el ángulo que existe entre el Sol y el sensor. A este proceso se le llama determinación del vector solar. Debido a su precisión (de 0.01 a 0.5°) y diseño simple (un arreglo de celdas solares en cruz, fotodiodos), los sensores de Sol son utilizados en la mayoría de los satélites.

Estos sensores se encuentran disponibles en dos tipos: los análogos y los digitales, los cuales varían en su nivel de precisión y del procesamiento interno para determinar la orientación. Usualmente los sensores digitales son los más precisos. Un sensor solar en dos ejes provee las coordenadas del vector solar en el cuerpo del satélite. Debido a que tanto con un sensor de sol analógico como con uno digital obtenemos dos ángulos, las salidas de ambos tipos de sensores pueden ser presentados como el vector solar normalizado, referido al marco de referencia del satélite. La orientación del Sol, será

⁹ QUEST: Quaternion Estimation; Estimación de cuaterniones.

¹⁰ EKF: Extended Kalman Filter; Filtro Kalman Extendido.

¹¹ UKF: Unscented Kalman Filter:

determinada en dos ángulos: Rotación y Cabeceo. El tercer eje, Guiñada, deberá ser establecido por otro sensor.

Es importante determinar con anterioridad cuanto será el porcentaje durante el cual el satélite se encontrará en eclipse y en iluminación. Esto será necesario tomarlo en cuenta para saber cuando no se contará con esta señal de referencia durante la aplicación del algoritmo de detección de orientación.

En la figura 4.6 se observan las capas de absorción de la atmósfera terrestre, mientras que en la figura 4.7 se muestra un esquema del sensor de Sol utilizado durante la realización de esta tesis.

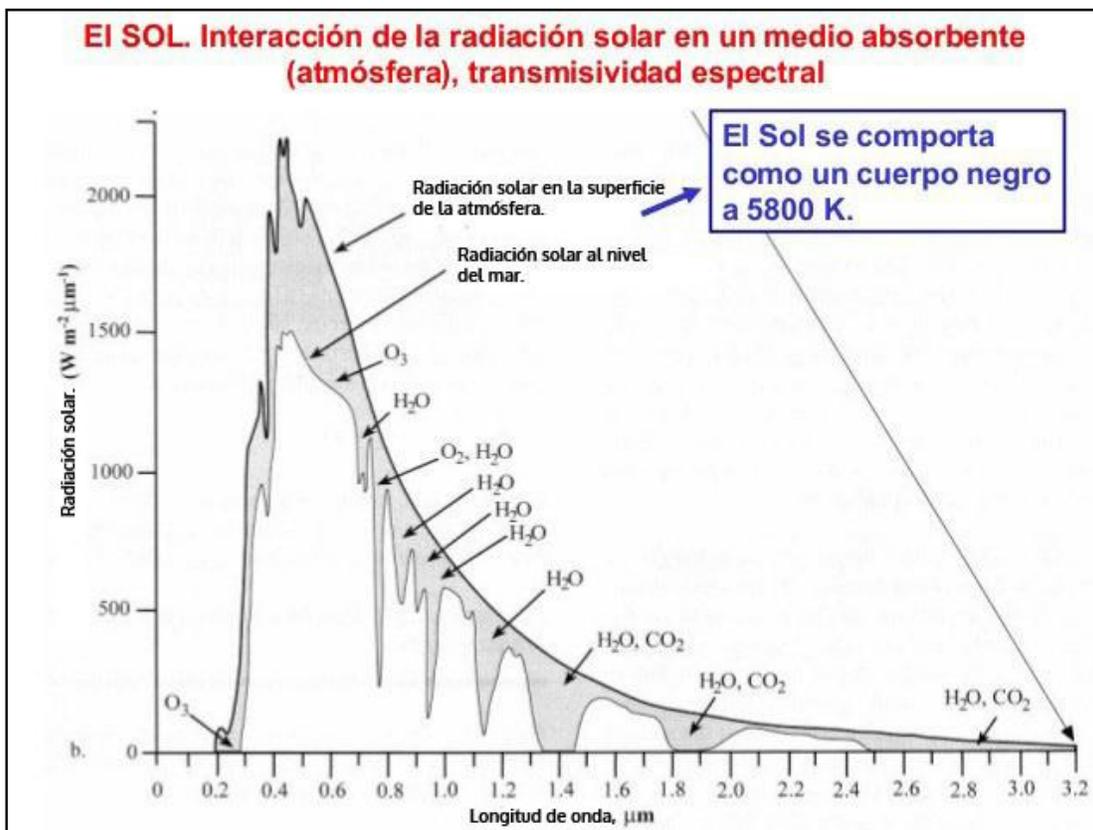


Figura 4.6 Capas de absorción de radiación solar de la atmósfera Terrestre [50].

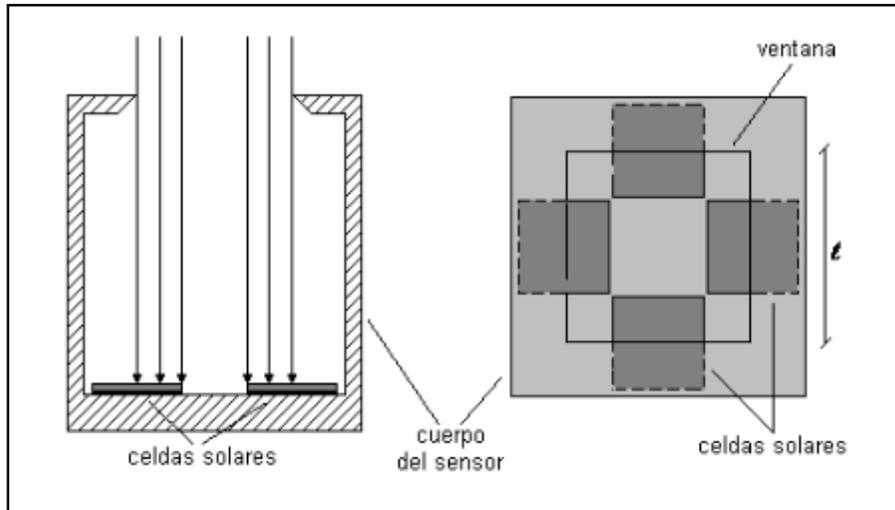


Figura 4.7 Sensor de Sol de 4 cuadrantes con celdas solares en arreglo cruzado. Este sensor proporciona la orientación en dos ejes independientes: Rotación y Cabeceo [42].

4.2.2 Sensor de Tierra/Horizonte.

Los sensores de horizonte se clasifican en dos tipos: estáticos y de escaneo. Estos sensores se diferencian en su mecanismo para medir el horizonte de la Tierra, características de error y campo de visión.

Ambos tipos de sensores son afectados por las aproximaciones en el modelado de la superficie de la Tierra, resultando en mediciones de ruido, debido a diferentes fuentes, como la forma de la Tierra y las variaciones en la radiación. Los sensores de horizonte son utilizados para proveer información de dos ángulos de orientación (rotación y cabeceo).

4.2.2.1 Sensor de Horizonte de Barrido.

Este tipo de sensores consiste en escáneres ópticos, móviles, montados en el satélite, los cuales detectan el limbo de la Tierra. El sensor consiste en electrónica que convierte la información de la radiación para obtener las mediciones de los ángulos de rotación y cabeceo.

Debido al uso de partes mecánicas rotativas para el movimiento del escáner, este tipo de sensores son menos confiables y menos precisos en comparación con los estáticos. Sin embargo, los sensores de tipo escáner tienen un campo de visión mucho mayor, haciéndolos altamente útiles en la parte inicial de adquisición de orientación una vez que el satélite es puesto en órbita [51].

Los escáneres ópticos giran sobre un eje (S_2), el cual está fijo con respecto al marco de referencia del cuerpo del satélite. Este eje de giro está inclinado por un ángulo conocido

similares de ruido [52]. A continuación se describirá la configuración interna para este tipo de sensor, y en el siguiente capítulo se hará mención de su modelo matemático.

Este tipo de sensor utiliza de 4 a 8 termopilas, esto con el fin de aumentar la confiabilidad al proporcionar redundancia.

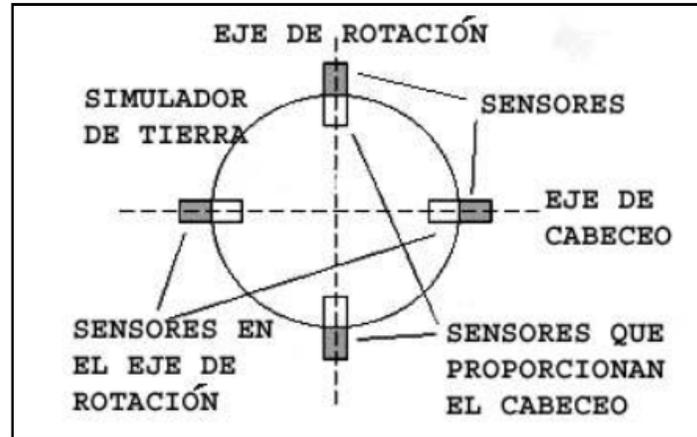


Figura 4.9 Ejemplo de configuración de un sensor de Horizonte estático con 4 termopilas [42].

4.3 Selección de los Sensores.

En las secciones anteriores se describieron, de manera general, los diferentes tipos de sensores, para esta tesis son necesarios los sensores de sol y horizonte. El sistema será implementado en una estructura Cubesat del tipo 3U (es decir, 10 x 10 x 30 cm) tenemos restricciones de potencia y espacio. De acuerdo a esto, se opta por hacer uso de un sensor analógico de sol (con una precisión de 0.1°), esto debido a que si se usara un sensor digital sería necesario una etapa extra para el procesamiento de información. Para el sensor de horizonte se decidió el sensor estático (con una precisión de 0.2°), debido a que uno de escaneo presenta ruido y necesita partes móviles para realizar su función, lo que implicaría una etapa más para este sensor y, por lo tanto, más energía y espacio. El objetivo de la tesis es el desarrollo de un sistema de detección de orientación con una precisión de entre $1 - 0.1^\circ$, esto de acuerdo a lo visto en el capítulo 1 (ver tabla 1.4).

Capítulo 5

Modelo del Sistema.

5.1 Formas de Representar la Orientación.

La orientación de un satélite en el espacio, se obtiene realizando una transformación entre las mediciones realizadas por los sensores ubicados en el cuerpo de la nave y un sistema de referencia inercial, que haya sido seleccionado como el más conveniente para la misión. La finalidad es establecer la orientación en tres ejes; que puede representarse por una serie sucesiva de 3 rotaciones, sobre igual número de ejes.

5.1.1 Matriz de Rotación.

La matriz de rotación puede verse como la transformación de un vector representado en un marco coordenado, hacia otro. O como una rotación de un vector dentro del mismo marco, y finalmente; como una descripción de orientación mutua entre dos marcos de referencia. La matriz de rotación \mathbf{R} que representa una transformación de un marco \mathbf{a} , a otro marco \mathbf{b} , es denotada como R_a^b [53], es decir:

$$x^{Hacia} = R_{desde}^{hacia} x^{desde} \quad (5.1)$$

Una manera de representar la matriz de orientación es por medio de los ángulos de Euler, relacionando cada ángulo de rotación con el eje correspondiente, como se muestra en la ecuación (5.2) donde R_{desde}^{hacia} está dada por $R_{\lambda, \theta}$ y es una rotación de θ alrededor del eje λ , como se indica en la siguiente ecuación [53].

$$R_{\lambda, \theta} = I + S(\lambda) \text{sen } \theta + (1 - \cos \theta) S^2(\lambda) \quad (5.2)$$

Donde S es el operador anti simétrico. La matriz de rotación satisface:

$$R_a^b = (R_a^b)^{-1} = (R_a^b)^T \quad (5.3)$$

Y obtenemos la matriz de rotación utilizando los ángulos de Euler, definidos como:

Rotación alrededor del eje X.

$$R_X(\varphi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varphi & \text{sen } \varphi \\ 0 & -\text{sen } \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (5.4)$$

Rotación alrededor del eje Y.

$$R_Y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\text{sen } \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen } \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (5.5)$$

Rotación alrededor del eje Z.

$$R_Z(\phi) = \begin{bmatrix} \cos \phi & \text{sen } \phi & 0 \\ -\text{sen } \phi & \cos \phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

La matriz de rotación tiene la propiedad de ortogonalidad, descrita anteriormente.

$$R_a^b \cdot (R_a^b)^T = I \quad (5.7)$$

5.1.2 Ángulos de Euler.

Son utilizados para describir las rotaciones de un cuerpo rígido. Estos son ángulos de rotación alrededor de cada eje. Debido a que el satélite es un cuerpo rígido, es descrita la rotación y orientación del satélite por medio de los ángulos de Euler [53].

$$\theta = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (5.8)$$

Euler determinó que cualquier rotación de un marco a otro puede ser vista como una secuencia de tres rotaciones simples sobre vectores base. La otra contribución de Euler es el teorema siguiente:

"La rotación de un cuerpo rígido alrededor de un punto fijo, es equivalente a una rotación alrededor de un eje que pasa a través de dicho punto".

Las transformaciones de ángulos de Euler pueden ser mostradas usando los ángulos de guiñada, cabeceo y rotación. Estos ángulos nos ayudan a determinar la orientación del satélite relativa al marco de referencia orbital [53].

Los ángulos se definen de la siguiente forma:

- ϕ Balanceo, rotación alrededor del eje X_0 .
- θ Cabeceo, rotación alrededor del eje Y_0 .
- ψ Guiñada, rotación alrededor del eje Z_0 .

El problema con esta representación de la orientación, es que se tienen singularidades, debido a que en algún momento durante la secuencia de rotaciones, se tendrá una

división indeterminada; para evitar este problema, se establece una secuencia diferente de rotaciones.

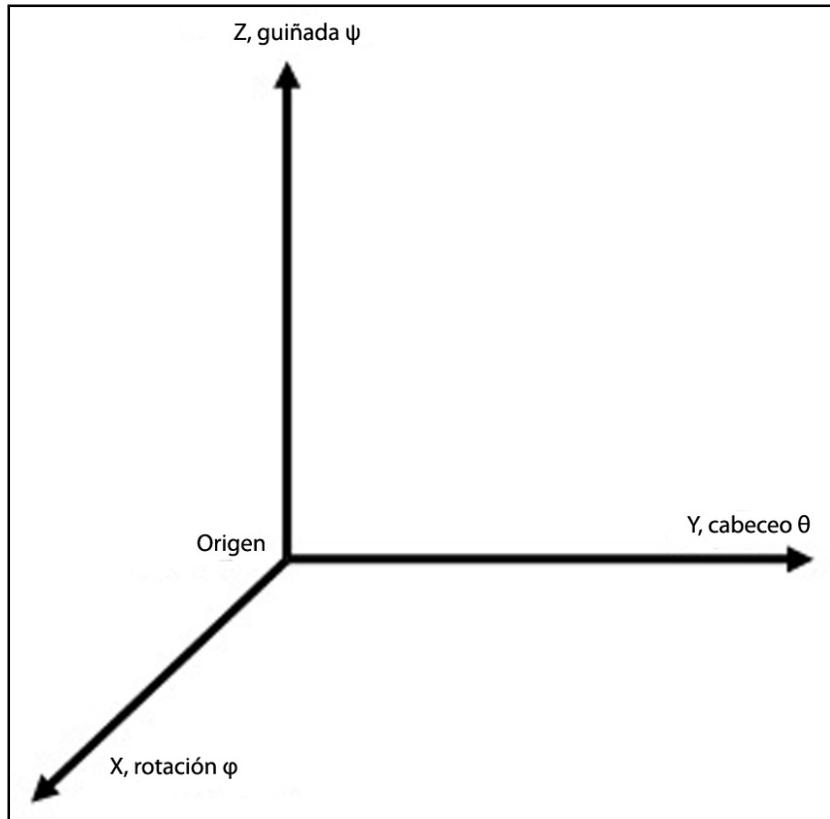


Figura 5.1 Representación gráfica de los ángulos de Euler.

5.1.3 Cuaterniones.

Los cuaterniones o parámetros simétricos de Euler, son utilizados para superar el problema de las singularidades en la representación de orientación. Los cuaterniones, \mathbf{q} son números complejos con una parte real, η , y tres partes imaginarias $\boldsymbol{\varepsilon}$, y obtenemos las ecuaciones [53].

$$\eta = \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (5.9)$$

$$\text{Donde: } \boldsymbol{\varepsilon} = [\varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3]^T = \lambda \sin\left(\frac{\theta}{2}\right); \lambda = [\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3]^T$$

$$\mathbf{q} = [\eta \varepsilon_1 \varepsilon_2 \varepsilon_3]^T \quad (5.10)$$

Donde θ es la rotación alrededor del vector unitario λ . Los cuaterniones unitarios satisfacen la condición $\mathbf{q}^T \mathbf{q} = 1$. Lo cual significa que [53].

$$\eta^2 + \varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2 = 1 \quad (5.11)$$

En la siguiente tabla se muestran las ventajas y desventajas de algunos de los métodos para representar la orientación.

Tabla 5.1 Métodos para representar la orientación [54].

	Notación.	Ventajas.	Desventajas.
Matriz de cosenos directores (DCM).	C_{BA}	Fácil de considerar rotaciones sucesivas.	6 parámetros redundantes, presenta singularidades.
Cuaterniones.	$\underline{q} [q_x, q_y, q_z, q_s]^T$	Sin singularidades, fácil de considerar rotaciones sucesivas.	1 parámetro redundante.
Ángulos de Euler.	$\theta [\varphi, \theta, \psi]$	Sin parámetros redundantes, fácil interpretación física.	Singularidades, funciones trigonométricas.

5.2 Métodos para Determinar la Orientación.

El objetivo de los algoritmos de orientación es calcular la orientación del satélite, utilizando información de los sensores (Sol, Horizonte, Magnetómetros, Giróscopo, etc). Los algoritmos se dividen en tres familias: Algoritmos de determinación de orientación (TRIAD, QUEST, Mínimos cuadrados), de Estimación de orientación (Filtro Kalman, Filtro de partículas) y Observaciones no Lineales. Cada uno de estos algoritmos tienen sus ventajas y desventajas, los algoritmos en que nos enfocaremos serán los de estimación y los de determinación, las cuales son mostradas en la siguiente sección [62].

5.2.1 Algoritmos de Determinación de Orientación.

Estos métodos (también conocidos como determinísticos), utilizan el mismo número de observaciones como variables (normalmente los dos parámetros requeridos para especificar la orientación en un eje), estos pueden ser utilizados para obtener una o más soluciones en la orientación. Por ejemplo, podemos utilizar las direcciones al Sol o al centro de masa de la Tierra, o en su caso el Horizonte de esta. Además, dichos métodos no requieren información/estimación previa para proporcionar la orientación, esto con base en las mediciones presentes. Estos métodos requieren de mediciones de un mínimo

de dos vectores independientes. Es requerida la medición del vector, y no solamente el cambio de velocidad, por tanto, el gir6scopo no se utiliza de manera directa en este tipo de m6todos. El objetivo de estos algoritmos es calcular la orientaci6n del sat6lite en el espacio, con base en las mediciones realizadas por Los sensores , los cuales miden vectores de referencia del Sol, Tierra, Estrellas y GPS, estos datos son utilizados para determinar la orientaci6n, entre estos m6todos tenemos el TRIAD, QUEST y el m6todo Q de Davenport [53, 63].

Estos algoritmos tienen como ventaja un tiempo bajo de ejecuci6n, esto es debido a que son independientes de los modelos din6micos; sin embargo, una de sus desventajas es que no podemos obtener otros estados, como lo son la velocidad angular, el voltaje de polarizaci6n y las mediciones de ruido [63].

5.2.1.1 Determinaci6n de Orientaci6n en Tres Ejes.

El TRIAD es un algoritmo que genera una matriz de rotaci6n entre dos sistemas coordenados. Este algoritmo es sensible al orden en el cual maneja los vectores, as6 que la orientaci6n resultante (matriz) en influenciada, en mayor medida, por el vector que se proces6 primero [55, 56].

Si tenemos una triada de vectores ortogonales $\{v_1, v_2, v_3\}$ en el marco de referencia, y una correspondiente al marco al cuerpo del sat6lite $\{w_1, w_2, w_3\}$, la matriz de orientaci6n [55, 56], est6 dada por:

$$A = [w_1 : w_2 : w_3][v_1 : v_2 : v_3]^T = w_1v_1^T + w_2v_2^T + w_3v_3^T \quad (5.12)$$

Transformando v_1 a w_1 , tenemos

$$Av_i = w_i, \quad i = 1, 2, 3$$

El algoritmo TRIAD forma la triada $\{v_1, v_2, v_3\}$ de r_1 y r_2 , y $\{w_1, w_2, w_3\}$ de b_1 y b_2 . La palabra TRIAD es un acr6nimo de "*TRIaxial Attitude Determination*". Las triadas se forman en 3 maneras convencionales. Primero definimos los productos cruzados [55, 56].

$$r_3 \equiv (r_1 \times r_2) / |r_1 \times r_2|, \quad b_3 \equiv (b_1 \times b_2) / |b_1 \times b_2| \quad (5.13)$$

Notamos que r_3 o b_3 es indefinido si los vectores de referencia o los observados son paralelos o anti paralelos, respectivamente. En este caso, notamos que no hay suficiente informaci6n para determinar la orientaci6n. Si este no es el caso, dos de los estimadores de orientaci6n del TRIAD son:

$$A_{11} \equiv b_1r_1^T + b_3r_3^T + (b_1 \times b_3)(r_1 \times r_3)^T \quad (5.14)$$

$$A_{12} \equiv b_2r_2^T + b_3r_3^T + (b_2 \times b_3)(r_2 \times r_3)^T \quad (5.15)$$

Estos estimados tratan las dos mediciones asimétricamente, de hecho $AT_1 r_1 = b_1$ y $AT_2 r_2 = b_2$, pero

$$\begin{aligned} A_{T_1} r_1 &\equiv b_2(r_1 \cdot r_2) + (b_1 \times b_3)[(r_1 \times r_3) \cdot r_2] \\ &= (r_1 \cdot r_2)b_1 + [b_2 - (b_1 \cdot b_2)b_1] \frac{|r_1 \times r_2|}{|b_1 \times b_2|} \end{aligned} \quad (5.16)$$

$$\begin{aligned} A_{T_2} r_1 &\equiv b_2(r_1 \cdot r_2) + (b_1 \times b_3)[(r_1 \times r_3) \cdot r_1] \\ &= (r_1 \cdot r_2)b_2 + [b_1 - (b_1 \cdot b_2)b_2] \frac{|r_1 \times r_2|}{|b_1 \times b_2|} \end{aligned} \quad (5.17)$$

El estimado A_{T_1} enfatiza la primera medición y A_{T_2} enfatiza la segunda.

La tercera forma del TRIAD trata con dos mediciones simétricas, definimos los vectores unitarios:

$$r_+ \equiv (r_2 + r_1) / |r_2 + r_1| = (r_2 + r_1) / \sqrt{2(1 + r_1 \cdot r_2)} \quad (5.18)$$

$$r_- \equiv (r_2 - r_1) / |r_2 - r_1| = (r_2 - r_1) / \sqrt{2(1 - r_1 \cdot r_2)} \quad (5.19)$$

y b_1 y b_2 simultáneamente. Es fácil ver que r_+ es perpendicular a r_- , b_+ es perpendicular a b_- y también que

$$r_3 = r_+ \times r_- \quad (5.19a)$$

y que

$$b_3 = b_+ \times b_- \quad (5.19b)$$

Así $\{r_+, r_-, r_3\}$ y $\{b_+, b_-, b_3\}$ son triadas ortogonales, y el tercer estimado del TRIAD está dado por [55, 56]:

$$A_{T_3} = b_+ r_+^T + b_- r_-^T + (b_+ \times b_-)(r_+ \times r_-)^T \quad (5.20)$$

Este estimado trata las dos observaciones simétricamente, y da:

$$A_{T_3} r_+ = b_+ \quad (5.20a)$$

$$A_{T_3} r_- = b_- \quad (5.20b)$$

pero:

$$\begin{aligned}
A_{T_3}r_1 &\equiv b_+(r_+ \cdot r_1) + b_-(r_- \cdot r_1) \\
&= \frac{1}{2} \left[\sqrt{\frac{1+r_1 \cdot r_2}{1+b_1 \cdot b_2}}(b_1 + b_2) + \sqrt{\frac{1-r_1 \cdot r_2}{1-b_1 \cdot b_2}}(b_1 + b_2) \right] \quad (5.21)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
A_{T_3}r_3 &\equiv b_+(r_+ \cdot r_2) + b_-(r_- \cdot r_2) \\
&= \frac{1}{2} \left[\sqrt{\frac{1+r_1 \cdot r_2}{1+b_1 \cdot b_2}}(b_1 + b_2) - \sqrt{\frac{1-r_1 \cdot r_2}{1-b_1 \cdot b_2}}(b_1 - b_2) \right] \quad (5.22)
\end{aligned}$$

Los 3 estimados TRIAD satisfacen $A_{T_i} r_3 = b_3$, para $i = 1, 2, 3$. Para esto y las demás observaciones, es claro que para A_{T_1} , A_{T_2} y A_{T_3} dan estimaciones idénticas, ya que proveen el mismo mapeo de base $\{r_1, r_2, r_3\}$ en el marco de referencia inercial [54].

De esta manera, se dice que el TRIAD consiste en encontrar una matriz de transformación que relaciona dos sistemas coordenados usando dos vectores de medición y dos vectores de referencia, expresados en el sistema coordenado en el que se efectuó la medición y en el de referencia, respectivamente. A pesar de la sencillez del método TRIAD, se ha observado que falla en los casos en los cuales hay un solo sensor de medición disponible, esto es debido a que son necesarias las medidas de dos sensores para que el algoritmo pueda funcionar, y cuando ambos sensores se encuentran en el mismo eje (colineados) [55, 56].

El algoritmo TRIAD, parte de encontrar una serie de vectores ortogonales entre sí, “ r_1, r_2 y r_3 ” en el sistema coordenado donde se efectuó la medición, tales que:

$$r_1 = \frac{uM}{\|uM\|} \quad (5.23)$$

$$r_2 = \frac{r_1 \times vM}{\|r_1 \times vM\|} \quad (5.24)$$

$$r_3 = r_1 \times r_2 \quad (5.25)$$

Así como una serie de vectores ortogonales entre sí, “ s_1, s_2 y s_3 ” en el sistema coordenado de referencia, tales que:

$$s_1 = \frac{uR}{\|uR\|} \quad (5.26)$$

$$s_2 = \frac{r_1 \times vR}{\|r_1 \times vR\|} \quad (5.27)$$

$$s_3 = s_1 \times s_2 \quad (5.28)$$

Donde uR y vR son los vectores de referencia del sistema. Estos son vectores proporcionados por el usuario, es decir, no existe regla o modelo matemático para obtenerlos, simplemente es el vector obtenido en alguna lectura del sensor en alguna posición arbitraria.

La matriz de transformación que relaciona a ambos sistemas coordenados es la matriz de rotación y se calcula de la siguiente manera:

$$A_m^r = r_1 \cdot s_1^T + r_2 \cdot s_2^T + r_3 \cdot s_3^T \quad (5.29)$$

Opcionalmente, se convierte la matriz de rotación obtenida a cuaterniones, los cuales son usados frecuentemente para la aplicación de filtros especializados y algoritmos de control dado su reducido número de componentes [57].

5.2.1 Algoritmos de Estimación de Orientación.

Estos algoritmos son muy útiles en el campo espacial, debido a que nos estiman todos los elementos del vector de estado (orientación y velocidad angular) por medio de los modelos dinámicos y cinemáticos del satélite. Estos métodos utilizan la información obtenida anteriormente por medio de una estimación y proveen una solución en la orientación utilizando esta información y las mediciones presentes, esto a través del uso de filtros (como el filtro Kalman). Por lo general, estos métodos son más precisos que los métodos determinísticos, además de que proveen información de orientación confiable cuando se pierden datos. Estos métodos adicionalmente requieren y usan información de la dinámica del satélite, la cual se obtiene por medio de modelos matemáticos o mediciones realizadas con el giróscopo. Las correcciones o actualizaciones del estimado pueden lograrse a través de alguno de los sensores mencionados anteriormente [60, 62].

Determinan la orientación minimizando la función de costo de Wahba (ecuación 5.30) y usando el mínimo conjunto de datos. Son utilizados cuando se tienen más de 3 mediciones escalares que son procesadas, para obtener una estimación de orientación más precisa [54].

$$J(A) = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \alpha_k |\widehat{W}_k - A\widehat{V}_k|^2 \quad (5.30)$$

donde

$J(A)$ = Función de costo de Wahba.

\hat{W}_k = donde $k = 1 \dots N$, es el conjunto de N mediciones observadas en el cuerpo del satélite.

\hat{V}_k = donde $k = 1 \dots N$, corresponde a las direcciones de referencia.

α_k = donde $K = 1 \dots N$, es el conjunto de fuerzas positivas.

Estos algoritmos (también conocidos como óptimos o estocásticos), se caracterizan por tener un buen desempeño en términos de precisión, pero tienen un gran consumo de tiempo debido a que utilizan los modelos dinámicos, lo cual presenta una gran desventaja en comparación con los algoritmos de determinación de orientación. Sin embargo, estos algoritmos permiten estimar la orientación y velocidad angular por medio de los sensores colocados en el cuerpo del satélite, entre ellos el giróscopo.

En la tabla 5.2 se muestran las ventajas y desventajas de estos algoritmos.

Tabla 5.2 Ventajas y desventajas de los algoritmos de Determinación/Estimación de orientación.

Tipo de Algoritmo	Ventajas	Desventajas
Determinación de Orientación	<ul style="list-style-type: none"> - Tiempo de ejecución reducido - Menor consumo de memoria - Calculan la orientación del satélite en el espacio 	<ul style="list-style-type: none"> - Menor precisión - No se obtiene velocidad angular ni mediciones de ruido
Estimación de Orientación	<ul style="list-style-type: none"> - Buena precisión - Permiten estimar la orientación y velocidad angular - Información de orientación confiable 	<ul style="list-style-type: none"> - Mayor consumo de tiempo - Mayor consumo de memoria

5.3 Transformación Entre Marcos de Referencia.

Para la utilización de estos métodos, se consideran 3 marcos de referencia, los cuales son [55]:

- Marco inercial con centro en la Tierra (ECI).
- Vertical Local, Horizontal Local (LVLH).
- Marco de la Nave (SBF).

El *ECI* tiene origen en el centro de la Tierra. Este marco está fijo en el espacio inercial (con respecto a las estrellas distantes) y por tanto, no gira con la Tierra. El eje +X apunta en dirección del equinoccio vernal, donde este se encuentra en dirección del centro de la Tierra hacia el Sol en el primer día de primavera. El eje +Z apunta hacia el polo norte. El eje +Y es ortogonal a los otros dos ejes, completando el sistema coordenado [54].

El marco *LVLH* describe la órbita presente en el satélite. Este cambia con el tiempo y tiene su origen en el centro de masa del satélite. El marco instantáneo *LVLH* es utilizado como referencia para medir la orientación local del satélite. El eje +Z apunta hacia el centro de la Tierra (nadir), el eje +Y apunta al opuesto del momento angular del satélite y el eje +X completa la triada [54].

La matriz de transformación C_{LI} del marco inercial al *LVLH* dependerá de los parámetros orbitales, el nodo ascendente (Ω), inclinación (i), argumento del perigeo (ω_{per}) y la anomalía verdadera ($v_{anomalía}$) [54].

$$C_{LI} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos u & \text{sen } u & 0 \\ -\text{sen } u & \cos u & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & \text{sen } i \\ 0 & -\text{sen } i & \cos i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega & \text{sen } \Omega & 0 \\ -\text{sen } \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.31)$$

donde $u = \omega_{per} + v_{anomalía}$

Debido a que la posición y la velocidad están relacionadas a los parámetros orbitales de la nave, la transformación mostrada se representa en términos de la posición y velocidad del satélite, expresada en el marco inercial [16, 54].

El marco de referencia fijo al cuerpo del satélite, tiene su origen en su centro de masa. Este marco cambia con el tiempo y no es inercial. Para satélites que apuntan a nadir, el marco deseado a utilizar es el *LVLH*. La matriz de transformación del marco *LVLH* al *BF* en términos de ángulos de Euler está dada por [54]:

$$C_{BL} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \text{sen } \phi \\ 0 & -\text{sen } \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\text{sen } \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen } \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & \text{sen } \psi & 0 \\ -\text{sen } \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.32)$$

y la transformación del marco inercial al cuerpo del satélite se describe como dos transformaciones sucesivas [54]

$$C_{BI} = C_{BL}C_{LI} \quad (5.33)$$

Debe notarse que mientras se determina la orientación, el origen de los diferentes marcos de referencia (y sus translaciones) es inmaterial, solamente es considerada la orientación relativa de los diferentes marcos [54].

Con la simulación realizada en este trabajo de tesis (la cual es mostrada en el siguiente capítulo), se utilizaron los parámetros orbitales mostrados en la tabla 5.2. En el anexo C.2 se presenta una tabla que muestra los cambios que tienen estos parámetros durante dos órbitas.

Tabla 5.3 Datos obtenidos por medio de la simulación realizada (capítulo 6), los únicos datos que varían con el movimiento del satélite en órbita son la anomalía verdadera y la anomalía media, mientras que los demás parámetros tienen cambios mínimos.

Tiempo.	23 Ago. 03:48:19.00
Semieje mayor (Km).	7, 028.137
Excentricidad.	0.0000
Inclinación.	72.002
RAAN (°).	358.818
Argumento del perigeo.	0.0
Anomalía verdadera (°).	228.571
Anomalía media (°).	228.571

5.3.1 Movimiento del Sol.

La posición del Sol con respecto a la nave es necesaria para poder simular la respuesta de los sensores solares. El movimiento de la Tierra con respecto al Sol es altamente predecible se determina con alta precisión, utilizando modelos basados en la geometría del Sol, la Tierra y el satélite. Debido a la gran distancia entre el Sol y la Tierra (1 UA = 149 598 000 km) el astro rey, puede ser considerado como una fuente puntual.

5.3.2 Modelo Solar.

El vector solar en el marco *ECI* se obtiene con base en la posición angular del Sol, con respecto al ecuador de la Tierra. A partir de esto, y con la definición del marco *ECI*, se sabe que el vector unitario Sol - Tierra (vector solar) es representado por [54]:

$$S_I = \begin{bmatrix} \cos \lambda \\ \cos \epsilon \sin \lambda \\ \sin \epsilon \sin \lambda \end{bmatrix} \quad (5.34)$$

donde ϵ es conocida como la oblicuidad de la elipse, es el ángulo entre el plano de la eclíptica y el plano ecuatorial, y λ denota la longitud de la eclíptica. Estos dos parámetros están dados por [54]:

$$\lambda = \left(\frac{2\pi}{365.256363} \right) t \text{ (en días)}$$

$$\epsilon = 23.5^\circ = 0.4102 \text{ rad}$$

donde t es medido desde el equinoccio de primavera.

5.3.3 Vector de Nadir.

Muchos algoritmos de determinación de orientación requieren mediciones vectoriales en lugar de la orientación representada en términos de rotación - cabeceo - guiñada. Estas magnitudes vectoriales son comparadas contra vectores modelados en el marco de referencia inercial para obtener la orientación del cuerpo. El sensor de Horizonte, nos provee la medición vectorial del nadir terrestre, solamente de rotación y cabeceo. El vector de nadir dado en el marco $LVLH$ está dado por [54]:

$$E_L = [0 \ 0 \ 1]' \quad (5.35)$$

Con base en la conversión de ángulos de Euler utilizada, el vector de nadir en el marco del cuerpo; basándonos en las mediciones de cabeceo y rotación realizadas por el sensor de horizonte, están dadas por:

$$E_B = C_{BL}E_L \quad (5.36)$$

$$\therefore E_B = \begin{bmatrix} -\text{sen } \theta_m \\ \text{sen } \phi_m \cos \theta_m \\ \cos \theta_m \cos \phi_m \end{bmatrix} \quad (5.37)$$

$$\approx \begin{bmatrix} -\theta_m \\ \phi_m \\ (1 - \phi_m^2 - \theta_m^2) \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} -\theta_m \\ \phi_m \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5.38)$$

Para mediciones de ángulos pequeños, la expresión de nadir se simplifica y es lineal. Nótese que mientras se utilizan los ángulos de rotación y cabeceo para generar mediciones vectoriales, se obtiene un vector unitario de nadir (con ruido), que en contraste con las mediciones solares, son utilizados directamente en algoritmos para estimar la orientación, sin necesidad de información adicional [54].

Capítulo 6

Simulaciones y Pruebas.

En este capítulo se muestran los resultados del proceso de determinación de la orientación, utilizando los sensores de Sol y Tierra. Se describen las simulaciones realizadas con los programas: System Tool Kit 10, el cual nos permite conocer los parámetros orbitales del satélite; Matlab 2015, donde se realizaron las pruebas del algoritmo TRIAD y de los vectores Solar y de horizonte y EO Sim HIL, que también realiza la simulación del TRIAD.

El programa System Tool Kit fue desarrollado por la empresa AGI (Analytical Graphics). Este nos provee simulación y modelación en 4 dimensiones para objetos en Tierra, mar, aire y en el espacio, para evaluar el desempeño de nuestro sistema [58].

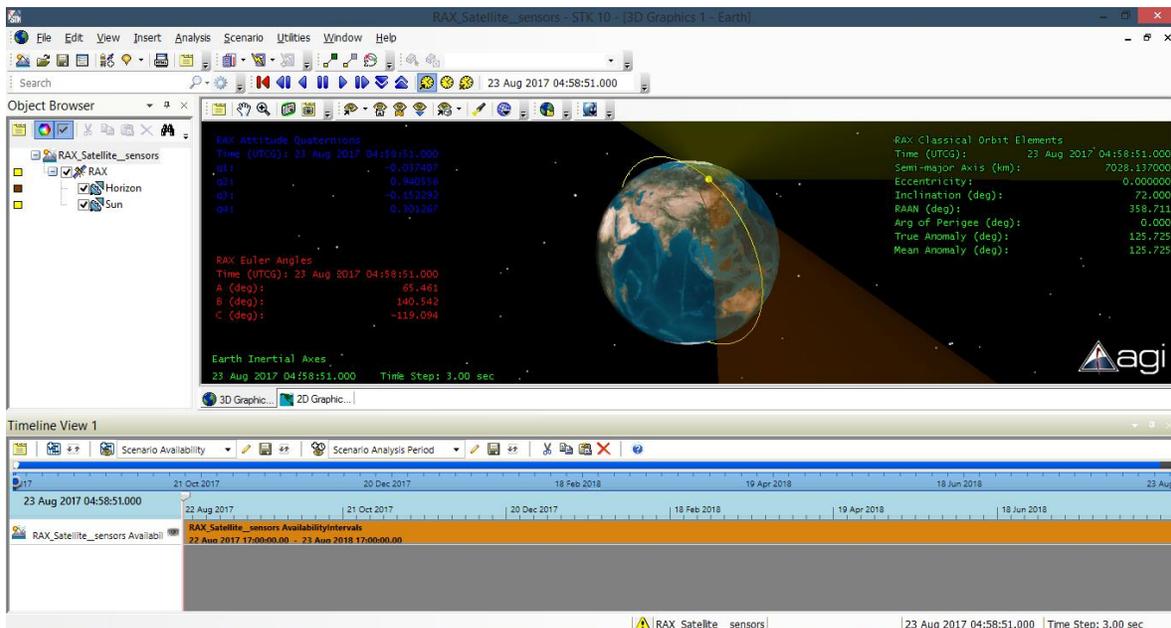


Figura 6.1 Interfaz del programa STK 10, donde se observa la órbita y la posición del satélite en un gráfico 3D.

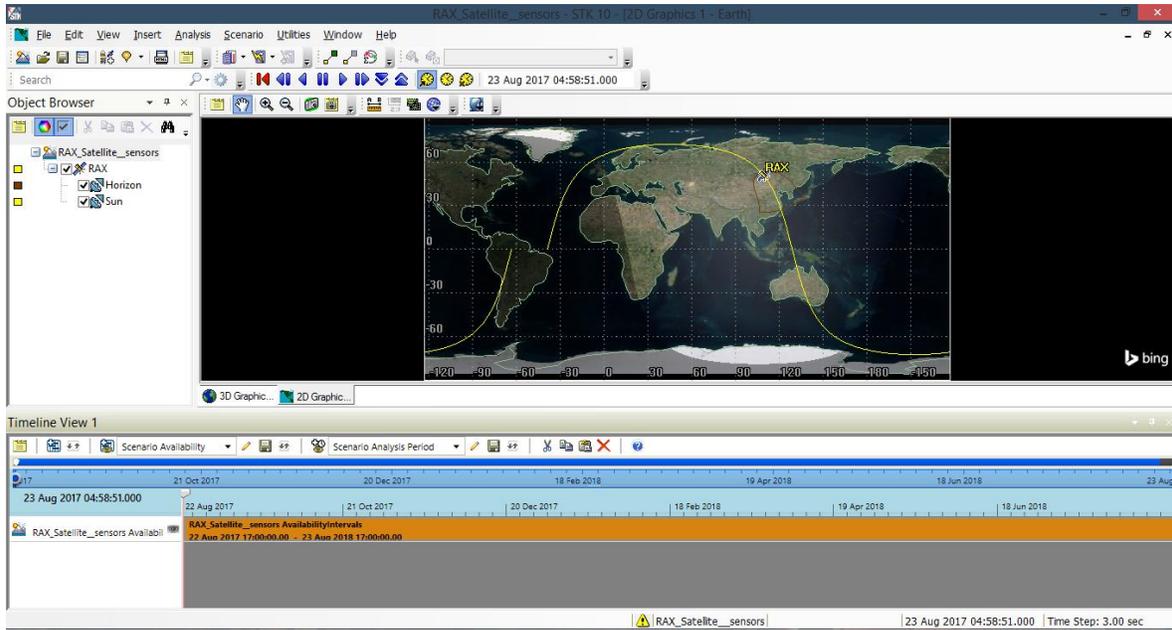


Figura 6.2 Interfaz del programa STK 10, donde se muestra la huella de la órbita del satélite sobre la Tierra, en un gráfico 2D.

Matlab (MATrix LABoratory) es un software desarrollado por MathWorks en 1984. Matlab es un lenguaje de alto nivel y con ambiente interactivo. El lenguaje basado en matrices es una manera natural de expresar la matemática computacional [59].

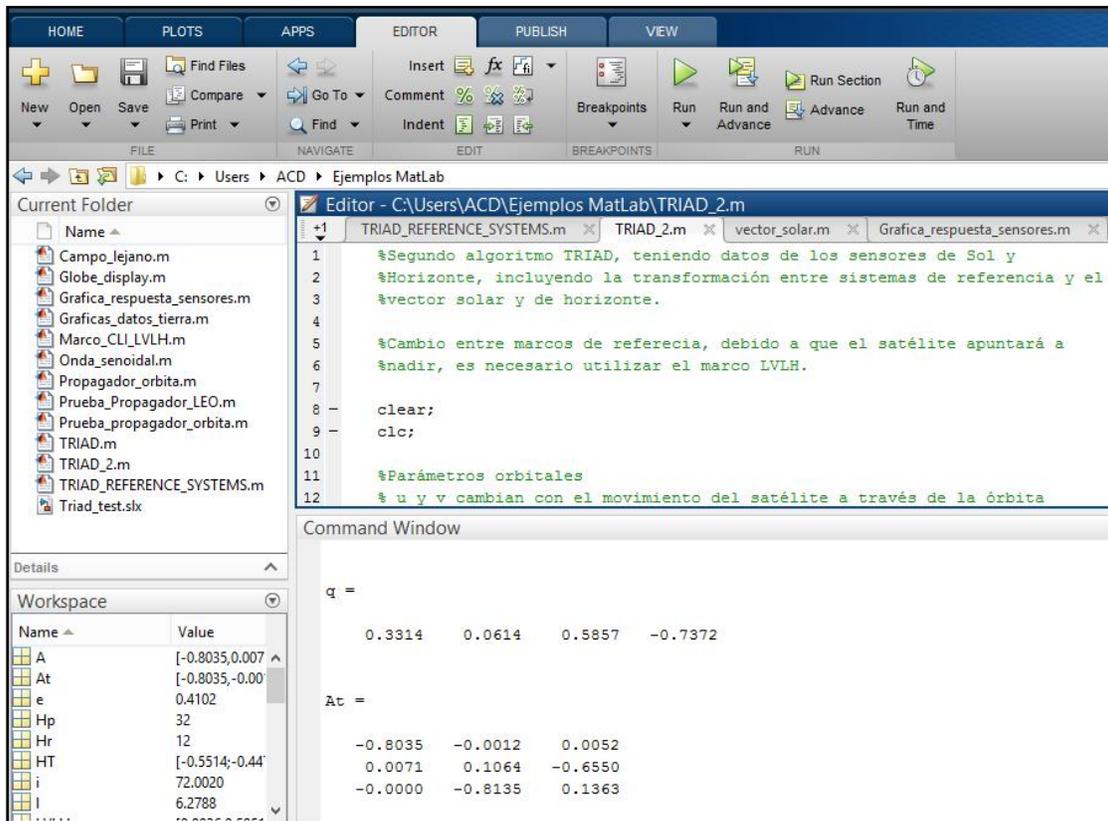


Figura 6.3 Interfaz de Matlab, donde se especifica el uso de un sistema de referencia LVLH, debido a la necesidad de mantener un apuntamiento estable hacia nadir.

El programa EO Sim HiL es una aplicación que nos permite simular escenarios para satélites (del tipo cubesat) que se encuentran orbitando la Tierra. Además de que nos permite la simulación de los métodos de control y detección de orientación. En este caso nos muestra las velocidades angulares, el modo de control, la estimación de la orientación, entre otros parámetros.

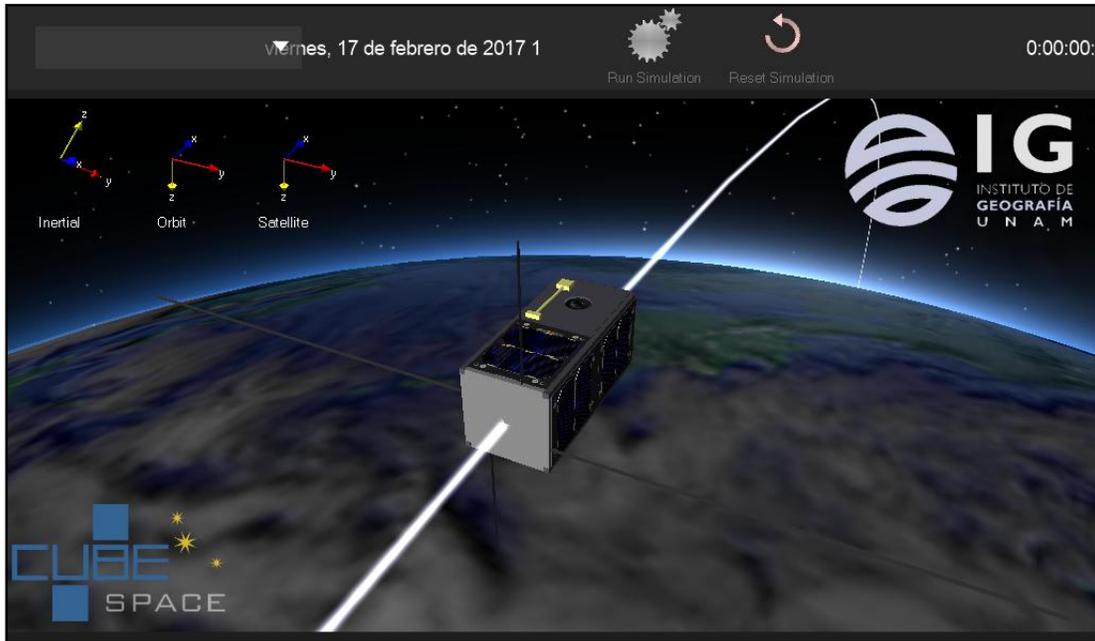


Figura 6.4a Interfaz del EOSim HiL. En esta gráfica se muestran los sistemas de referencia de la orientación en la parte izquierda.

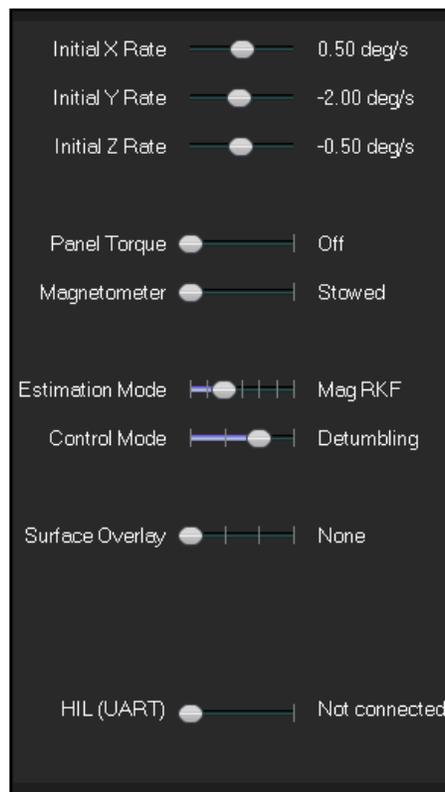


Figura 6.4b Interfaz del EOSim HiL, donde se muestran los diferentes modos de control y parámetros para iniciar la simulación.

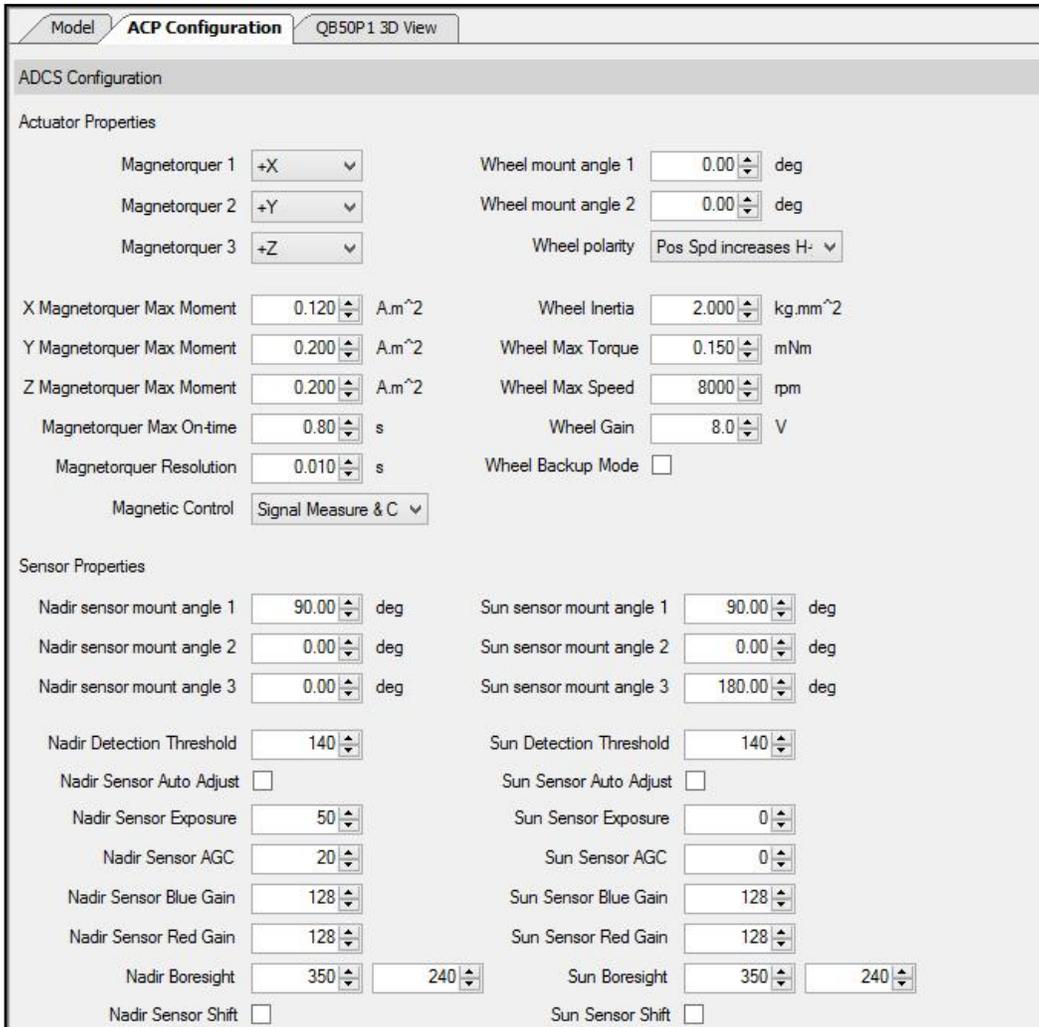


Figura 6.5 Configuración del ADCS en el programa EOSim HiL.

6.1 Simulación en Matlab y STK 10.

Como se ha mencionado, el subsistema de detección de orientación es uno de los más importantes dentro del satélite, esto debido a que nos permite obtener la orientación y mantener un apuntamiento estable hacia la Tierra, en este caso que nos ocupa. Con el fin de obtener información de orientación en tres ejes, se hizo uso de sensores de Sol y Tierra y de los parámetros orbitales, los cuales se fijaron de manera arbitraria, debido a que no tenemos por ahora idea de la posible ubicación de nuestro satélite de percepción remota.

En la tabla 6.1 se muestran los parámetros en un punto de la órbita. Cabe mencionar que esta tabla solo es ilustrativa, ya que los parámetros van a variar con el movimiento del satélite en la órbita y la altura decaerá con el tiempo. En el anexo C.2 se muestran los datos de estos parámetros en dos órbitas.

El satélite considerado se encuentra a una altura de 700 km, con una inclinación de 72°.

Tabla 6.1.- Parámetros orbitales obtenidos por medio del STK.

Parámetros	23 Ago. 2017 . 03:48:19.00
Semieje mayor (Km).	7, 028.137
Excentricidad.	0.0000
Inclinación.	72.002
RAAN (°).	358.818
Argumento del perigeo.	0.0
Anomalia verdadera (°).	228.571
Anomalia media (°).	228.571

El Programa STK nos permite realizar una simulación de la órbita deseada, además de que podemos obtener las gráficas de los ángulos de Euler y cuaterniones (tabla 6.2 y 6.3 respectivamente).

Tabla 6.2.- Ángulos de Euler.

Tiempo.	23 Ago. 03:48:19.00
A (°).	108.116
B (°).	44.514
C (°).	-116.153

Tabla 6.3.- Cuaterniones.

Tiempo.	23 Ago. 03:48:19.00
q1.	-0.142708
q2.	0.350845
q3.	-0.064861
q4.	0.923220

Los sensores utilizados durante el desarrollo de esta tesis fueron los sensores de Sol (eje -Y) y el sensor de Horizonte (eje Z). Se decidió colocarlos en estos ejes, debido a que la carga útil del satélite es una cámara para percepción remota y, con base en las simulaciones realizadas, se observó que es lo más conveniente, para propósitos de orientación y de recarga de baterías.

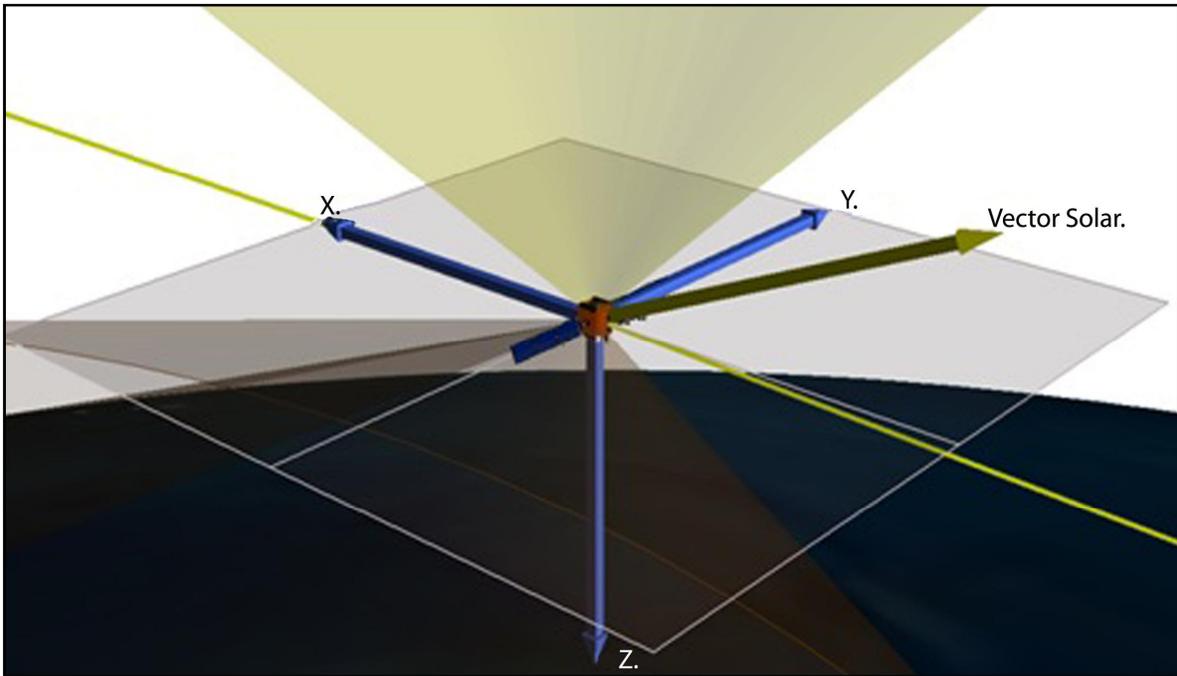


Figura 6.6 Modelo del sistema en STK 10, mostrando los ejes del satélite y la dirección del vector solar.

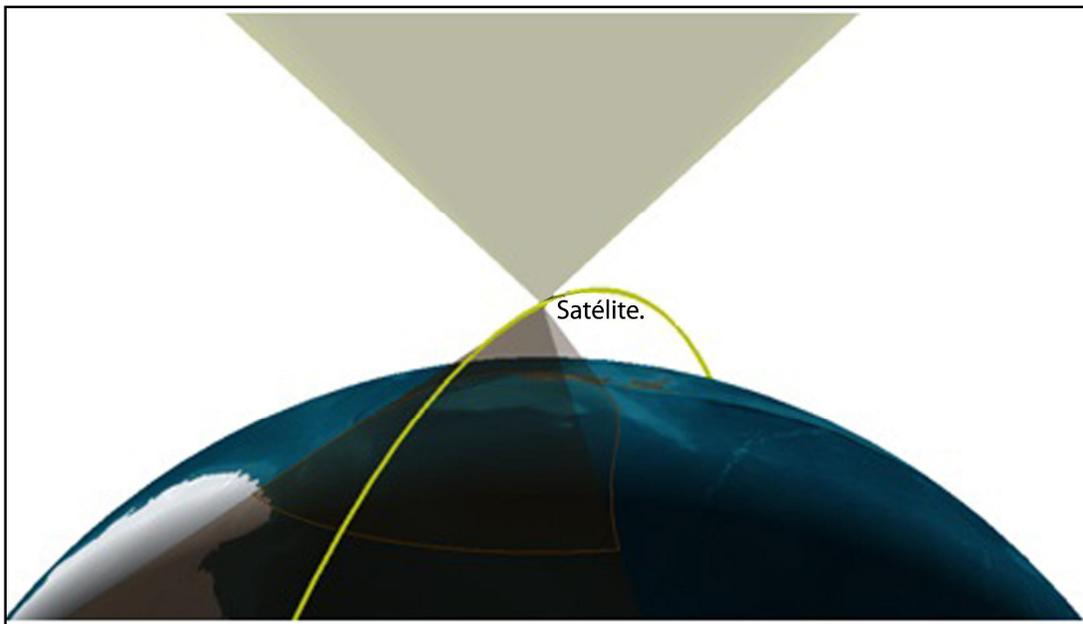


Figura 6.7. Vista de la órbita que sigue el satélite.



Figura 6.8 Traza de la órbita del satélite sobre el mapa en 2D.

En la tabla 6.4 se muestran los datos del Sol, Tierra y Luna.

Tabla 6.4. Características físicas del Sol, la Luna y la Tierra [60].

Características del Sol, Luna y Tierra.			
	Sol.	Tierra.	Luna.
Masa (Kg).	1.989×10^{30}	5.976×10^{24}	7.349×10^{22}
Radio (Km).	695, 000	6, 378.14	1, 737.4
Potencia (W/m ²).	1, 366	1, 380	-
Albedo (%).	-	0.12	0.37
Densidad (gr/cm ³).	1.410	5.515	3.34
Distancia Sol-Tierra (Km).	-	$149, 600 \times 10^3$	-
Distancia Luna-Tierra (Km).	-	-	384.4×10^3

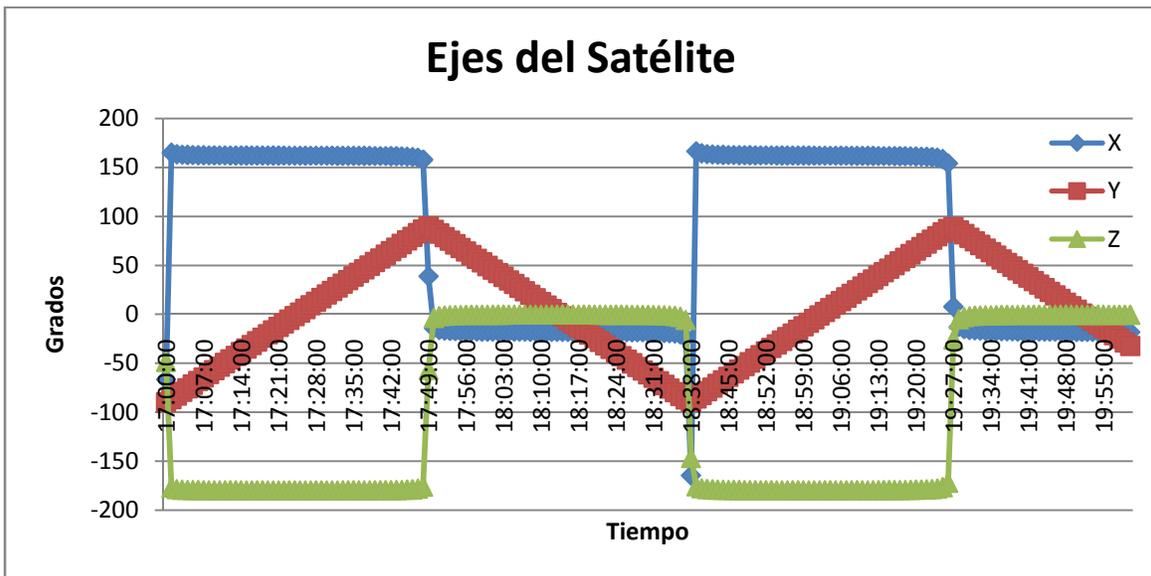
Tabla 6.5 Parámetros orbitales de la Tierra [60].

Parámetros orbitales de la Tierra.	
Semi-eje mayor (10 ⁶ km).	149.6
Período orbital sideral (días).	365.256
Período orbital tropical (días).	365.242
Perihelio (10 ⁶ km).	147.1
Afelio (10 ⁶ km).	152.1
Velocidad orbital promedio (km/s).	29.79
Excentricidad de la órbita.	0.0167
Período de rotación sideral (hrs).	23.9345
Inclinación de la órbita (grados, °).	23.45

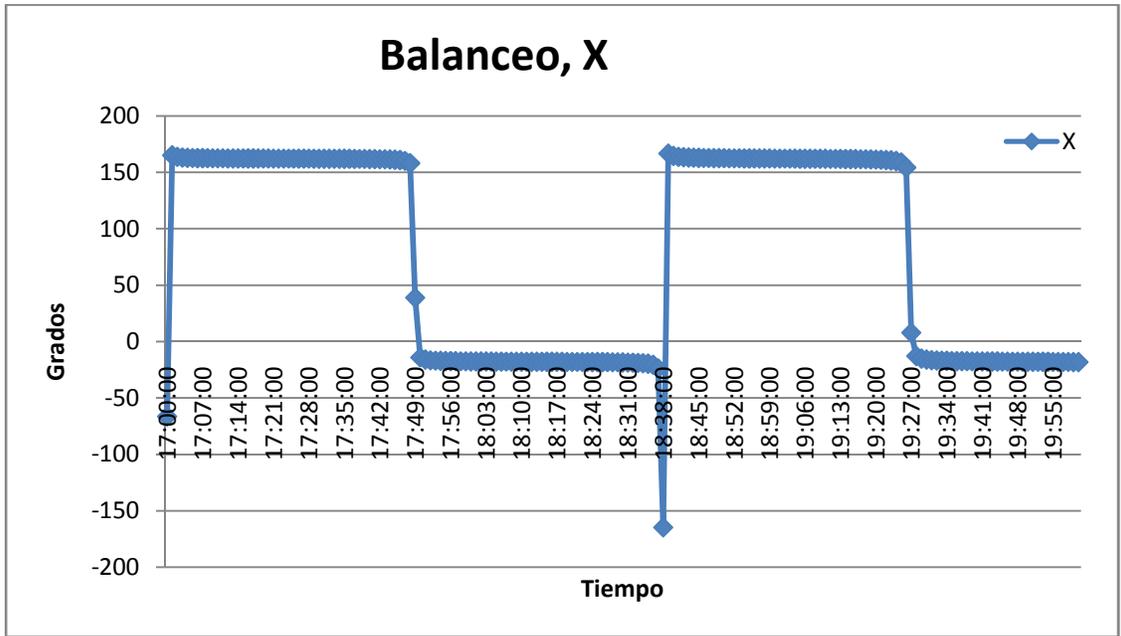
Tabla 6.6 Parámetros orbitales de la Luna [60].

Parámetros orbitales de la Luna.	
Inclinación (grados).	5,1454
Excentricidad.	0,0549
Período orbital sideral(d, h, m).	27, 7, 43.7
Radio orbital medio (km).	384,400

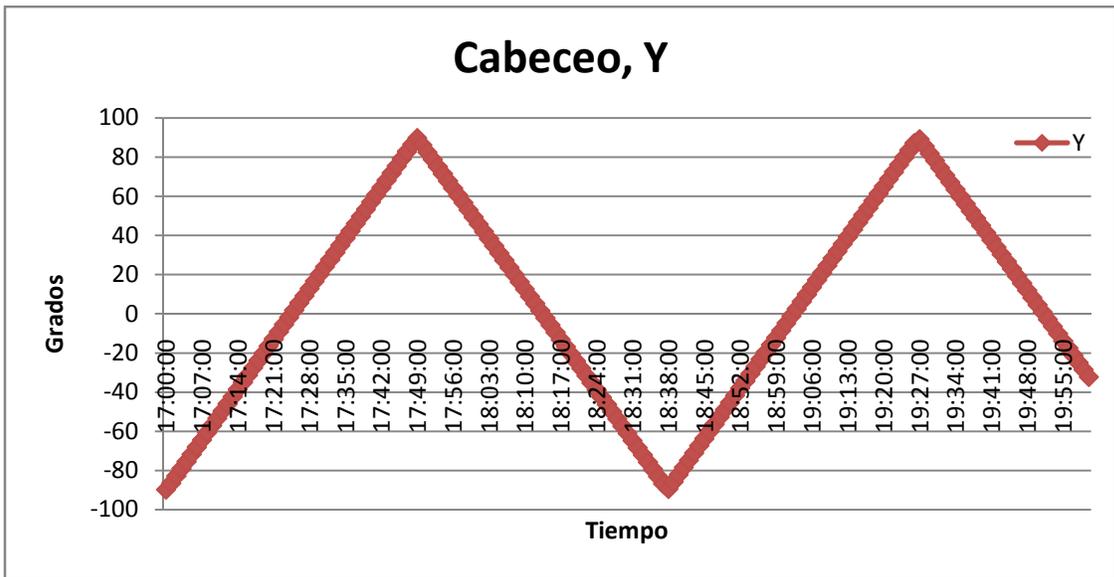
A continuación, se muestran los ángulos calculados por medio de las simulaciones realizadas en el programa STK, y en el anexo C.1 se muestran los ángulos obtenidos en dos órbitas.



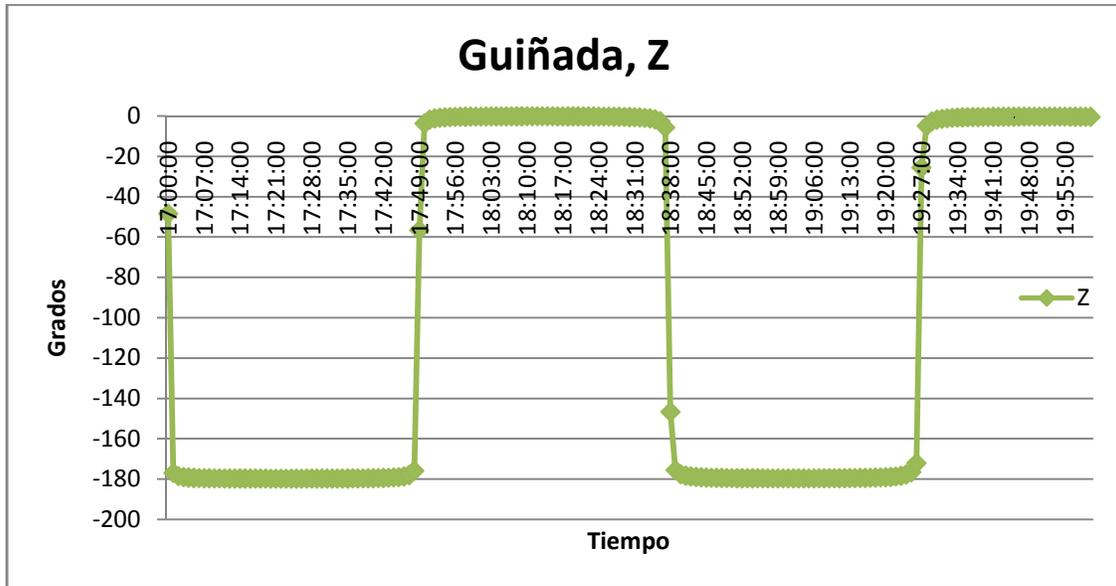
Gráfica 6.1 Datos de los ángulos calculados en el cuerpo del satélite. En esta gráfica podemos observar el comportamiento que tendrá el satélite puesto en la órbita deseada.



Gráfica 6.2 Datos del comportamiento del eje balanceo, X, en grados.

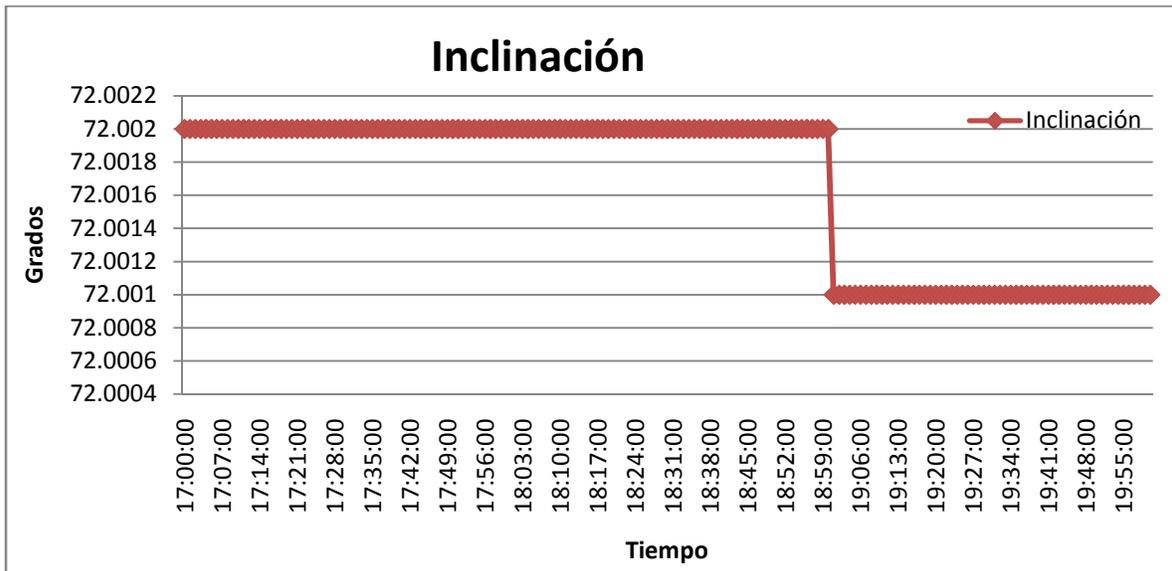


Gráfica 6.3 Datos del eje cabeceo, Y, en grados.

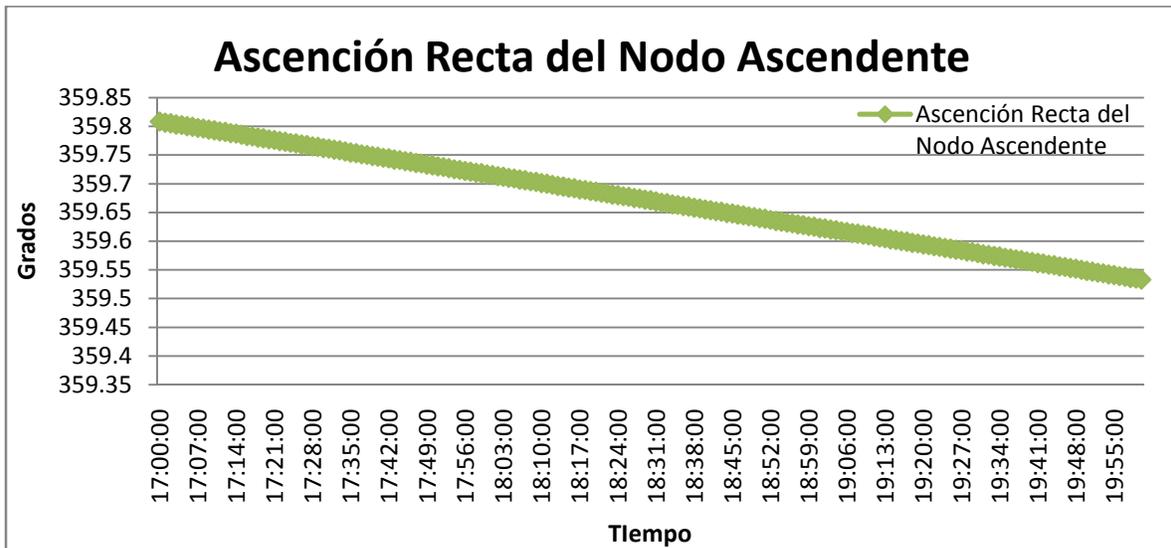


Gráfica 6.4 Datos del eje guiñada, Z, en grados.

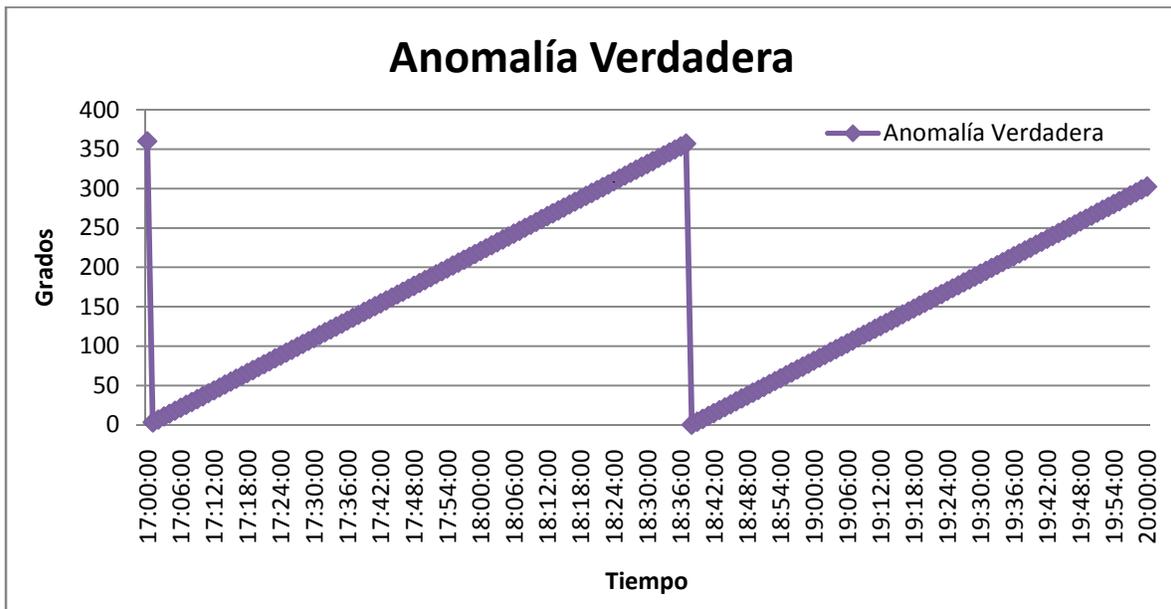
Para que el algoritmo TRIAD pueda ser usado correctamente, es necesario hacer uso de los parámetros orbitales, los cuales se obtuvieron por medio de las simulaciones realizadas en STK 10. En la tabla mostrada en el anexo C.2 se muestran los parámetros obtenidos para dos órbitas.



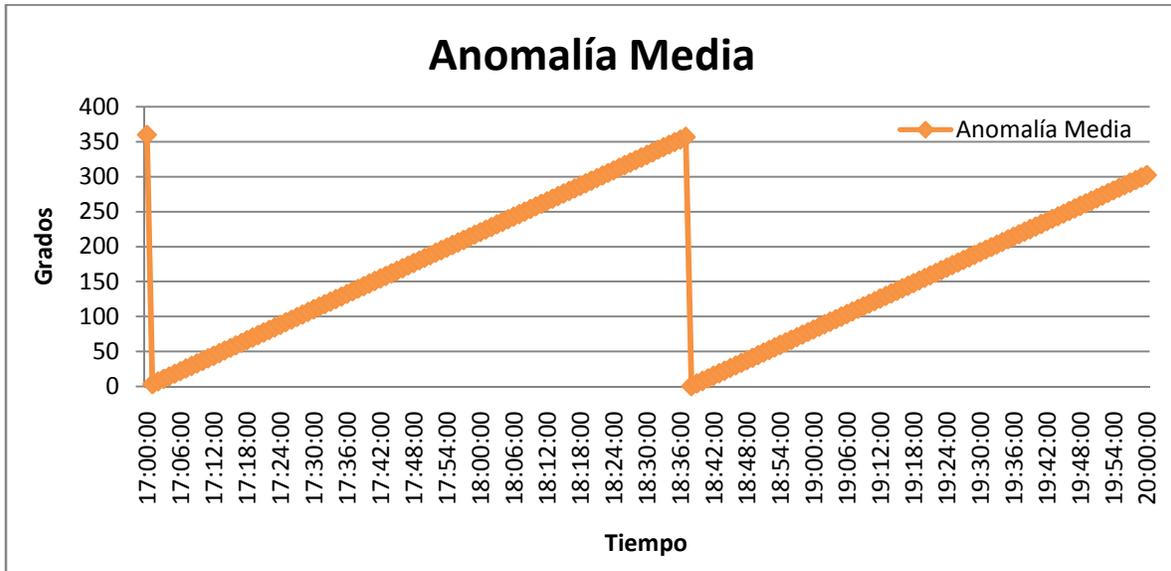
Gráfica 6.5 Inclinación (en grados). En esta figura observamos el comportamiento que tiene la inclinación de la órbita, se ve sufre una ligera disminución con el paso de cada órbita.



Gráfica 6.6 Ascensión recta del nodo ascendente (grados). Como se ve, va disminuyendo con el paso de cada órbita.



Gráfica 6.7 Anomalía Verdadera (grados). En esta gráfica se observa que la anomalía verdadera vuelve a su posición inicial en cada órbita.



Gráfica 6.8 Anomalía media (en grados). De forma similar a la anomalía verdadera, la anomalía media vuelve a su punto inicial en cada órbita.

Como podemos observar en las gráficas 6.5 y 6.6, la órbita se va degenerando con el paso del tiempo, es debido a que el satélite se encontrará en órbita baja, mientras que los datos mostrados en las gráficas 6.7 y 6.8 vuelven a su punto inicial con el movimiento del satélite en la órbita.

A continuación, se muestra la simulación realizada en el programa EOSim HIL, por medio del cual obtenemos los datos del vector solar y de horizonte. De la figura 6.9 a la 6.14 se muestran los resultados obtenidos de estos vectores.



Figura 6.9 Interfaz del programa EOSim HIL, indicando el tipo de sistema utilizado para realizar pruebas con el fin de detectar la orientación.



Figura 6.10 En esta imagen podemos observar las mediciones realizadas por medio del programa EOSim HIL.

En la figura 6.9 y 6.10, se observa la interfaz del programa EOSim HIL, por medio del cual se realizaron las pruebas para obtener el vector de nadir y el vector solar.

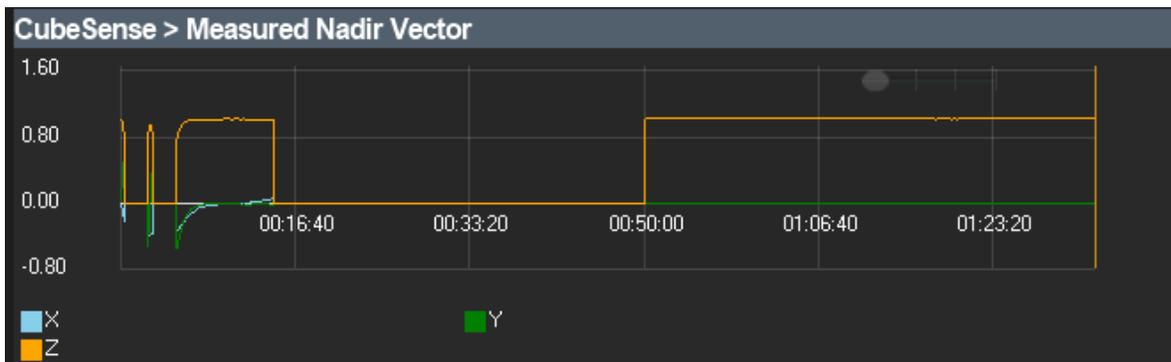


Figura 6.11 Vector de nadir obtenido por medio de la simulación realizada.

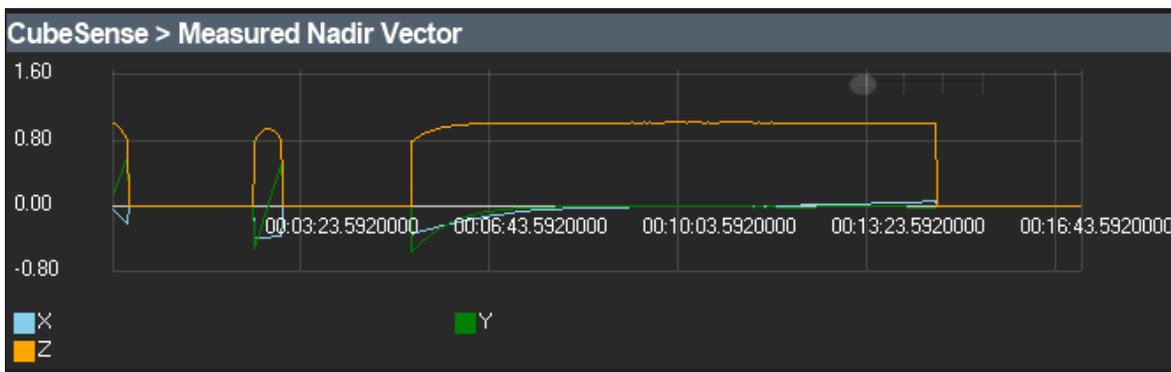


Figura 6.12 Vector de nadir obtenido en una órbita. En estas figuras podemos ver como va cambiando el vector con el movimiento del satélite.

En las figuras 6.11 y 6.12 podemos observar el vector de nadir, el cual nos es de utilidad para conocer el comportamiento de este vector con el movimiento del satélite en la órbita.

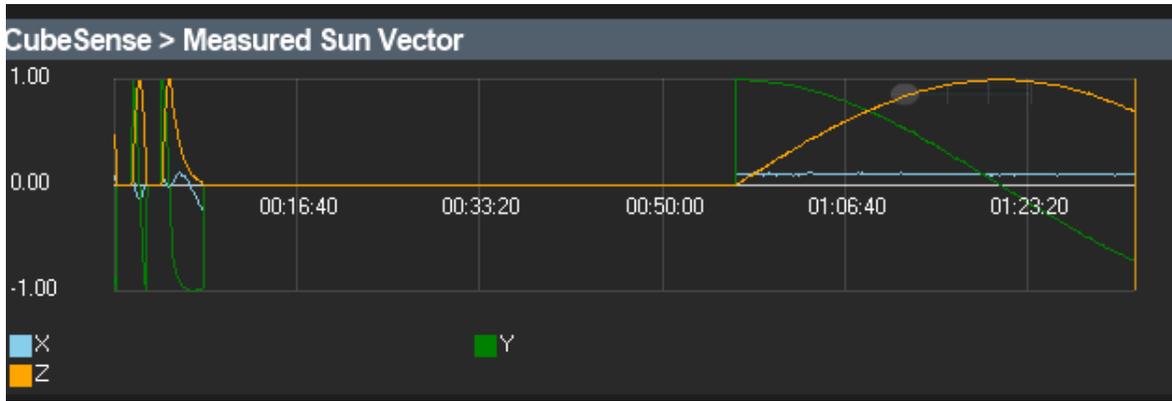


Figura 6.13 De forma similar, se muestra la respuesta del vector solar, donde de aprecia el cambio de éste con el movimiento del satélite en la órbita.

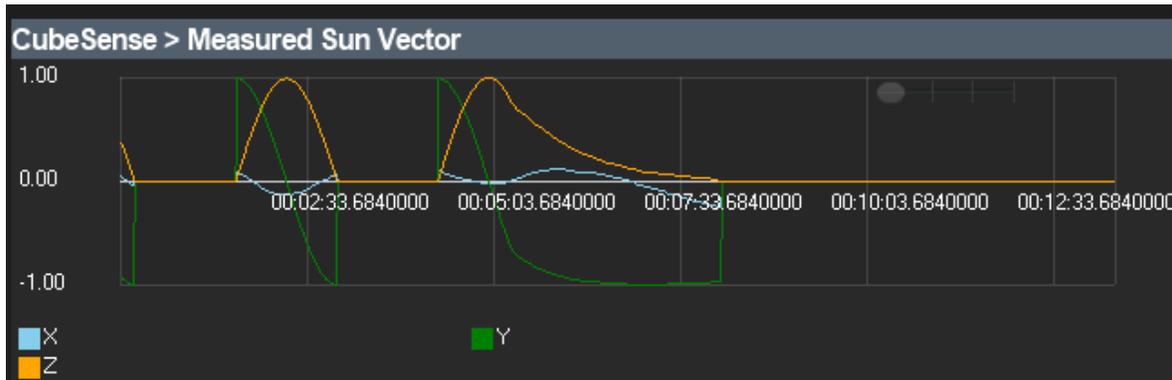


Figura 6.14 Obtención del vector solar realizada por medio del programa antes mencionado.

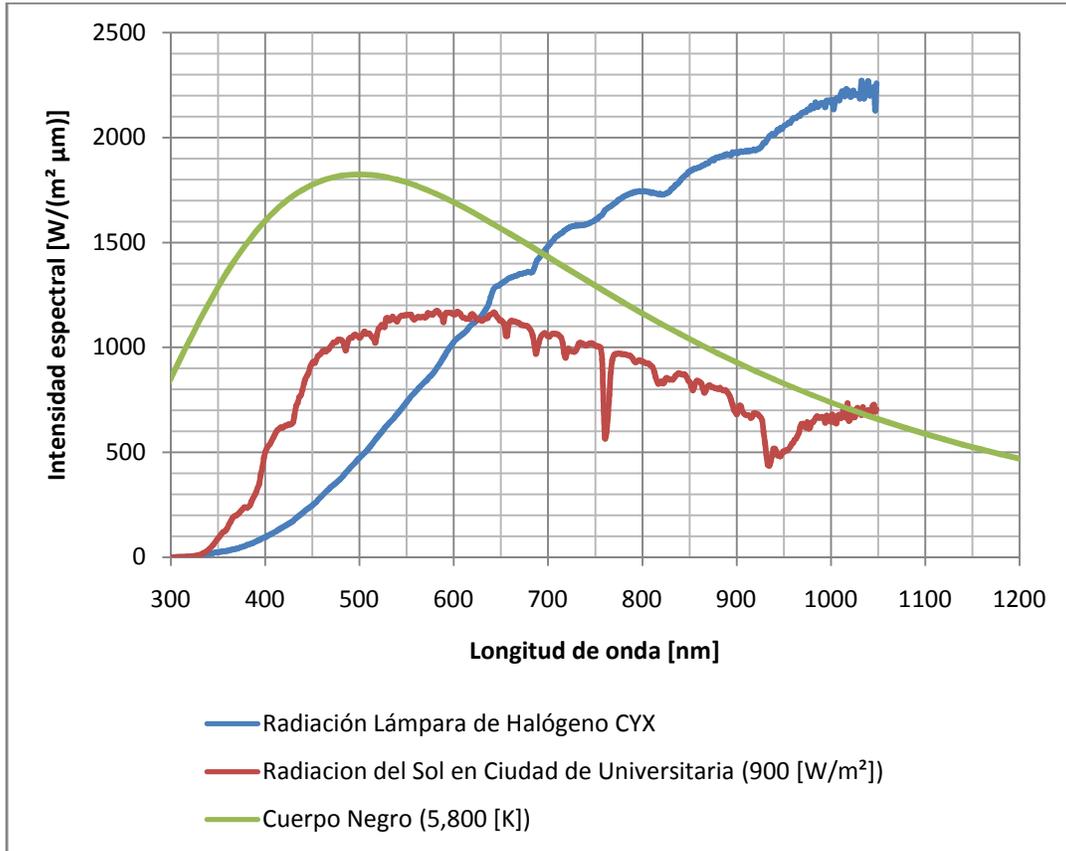
En las figuras 6.13 y 6.14 se muestra los datos obtenidos en la simulación realizada, como podemos ver en la parte de eclipse no se obtienen datos, por lo que sería necesario incluir un sensor extra, esto como una manera de tener datos de orientación en toda la órbita.

6.2 Pruebas con un Simulador Solar.

Para comprobar que los sensores tendrán el funcionamiento deseado, estos son colocados en una estructura con las mismas dimensiones del satélite en el cual será implementado el sistema. Estos sensores se encuentran localizados en el centro geométrico de la estructura

Para realizar las pruebas, se hace uso de un simulador solar, el cual consiste de una lámpara de halógeno cuya respuesta se muestra en la gráfica 6.9, donde se hace una

comparación entre su respuesta y la del Sol. Además el simulador cuenta con una platina, donde se coloca el satélite, que tiene un grado de libertad, para cambiar la inclinación.



Gráfica 6.9 Gráfica donde se compara la respuesta de la lámpara utilizada como simulador solar y el Sol. [61].

Esta lámpara de halógeno nos es útil para ser usada como simulador solar, además de que emite de manera importante en el espectro infrarrojo (de 900 a 1000 nm) es utilizada como simulador de horizonte, debido a que este sensor responde en el espectro infrarrojo (de 800 a 1600 nm) [61].

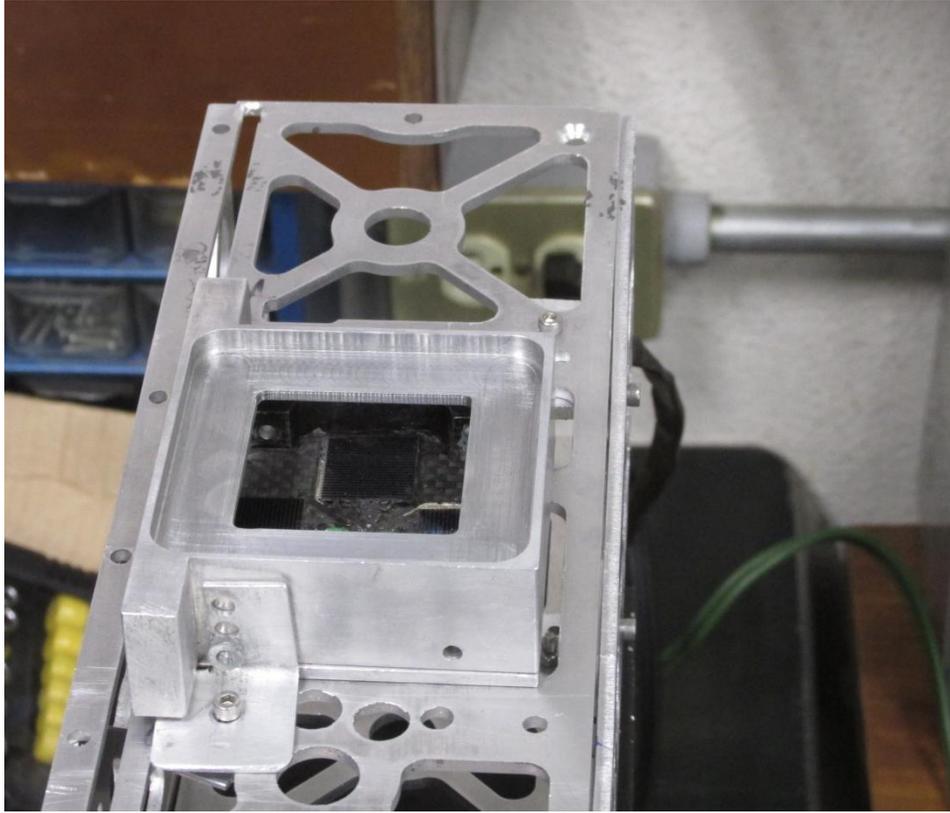


Figura 6.15 Sensor Solar montado sobre la estructura de un nanosatélite tipo Cubesat 3U.

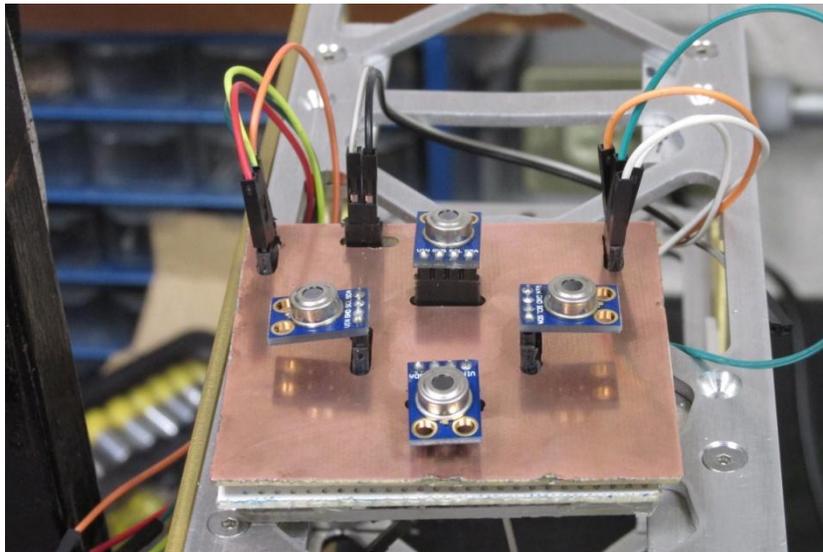


Figura 6.16 Sensor de Horizonte sobre la estructura del nanosatélite.

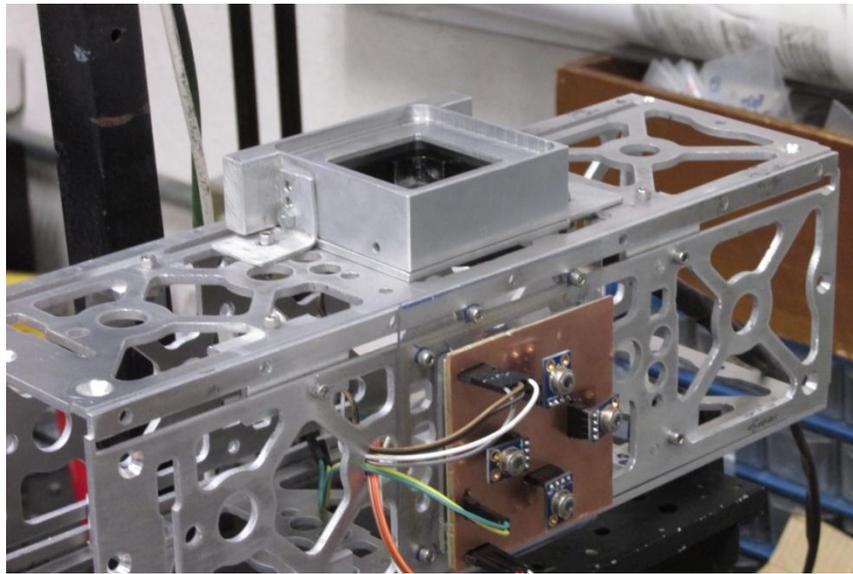


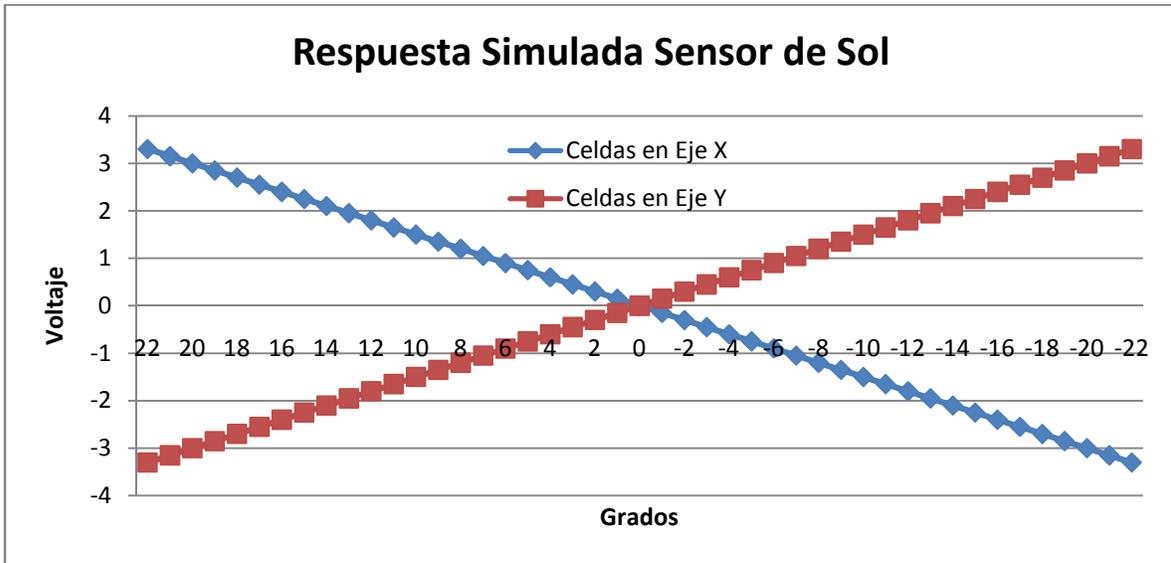
Figura 6.17 Sensores de Sol y Horizonte colocados en estructura de nanosatélite 3U para la realización de las simulaciones.

En la tabla 6.7 son mostradas las características de los sensores que se utilizaron, se incluyen datos del convertidor analógico digital (CAD), debido a que es parte del sensor.

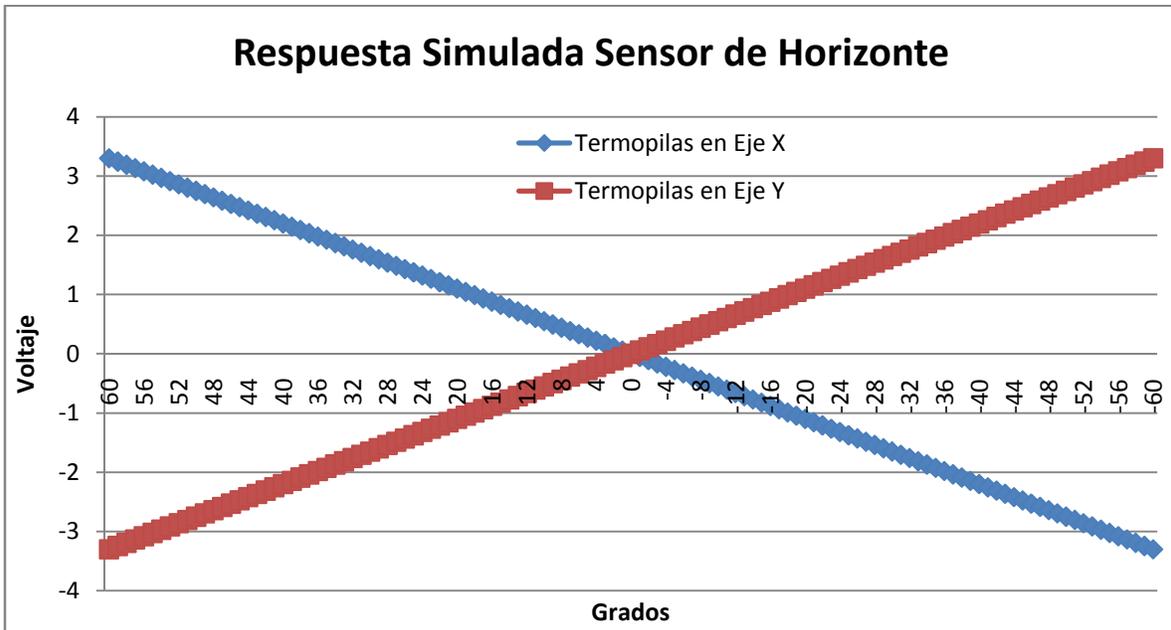
Tabla 6.7 Características eléctricas de los sensores a utilizar.

	Sensor de Sol.	Sensor de Horizonte.
Ángulo de visión.	44°	60°
Precisión.	± 0.1°	± 0.2°
CAD.	12 bits.	12 bits.
Comunicación.	SPI.	I ² C.
Alimentación.	3.3 VCD.	3.3 VCD.
Volts/grado.	0.15 V/°.	0.055 V/°.

En las gráficas 6.10 y 6.11 se muestra la respuesta esperada de los sensores de Sol y Horizonte, respectivamente, a diferentes grados de inclinación.

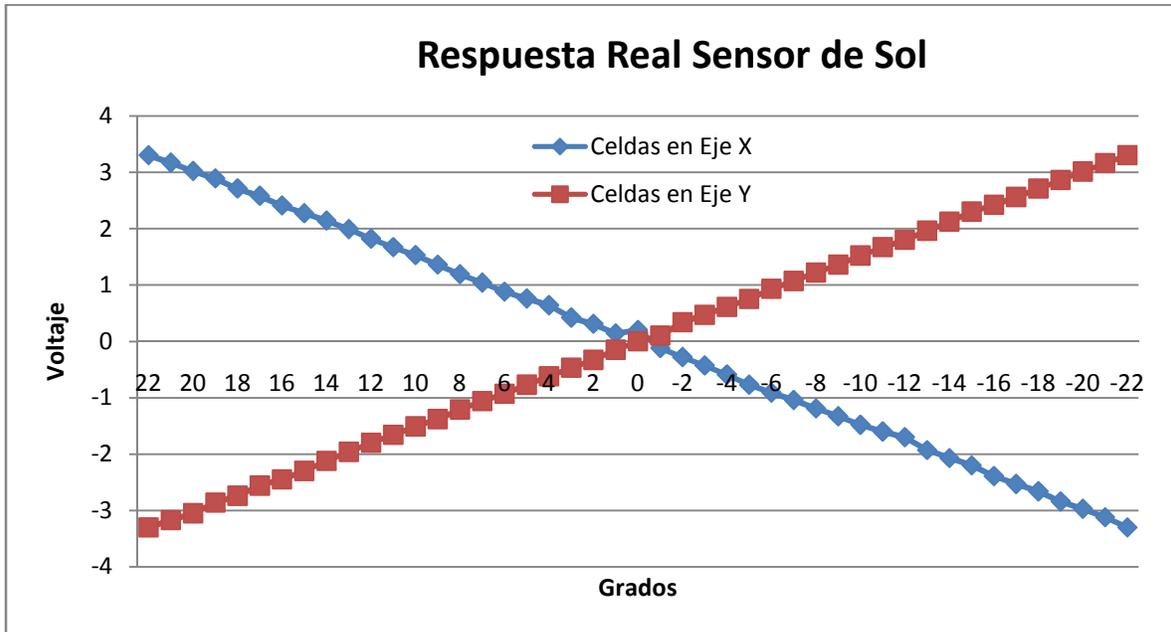


Gráfica 6.10 Respuesta esperada del sensor de sol en las celdas solares colocadas en los ejes X, Y.

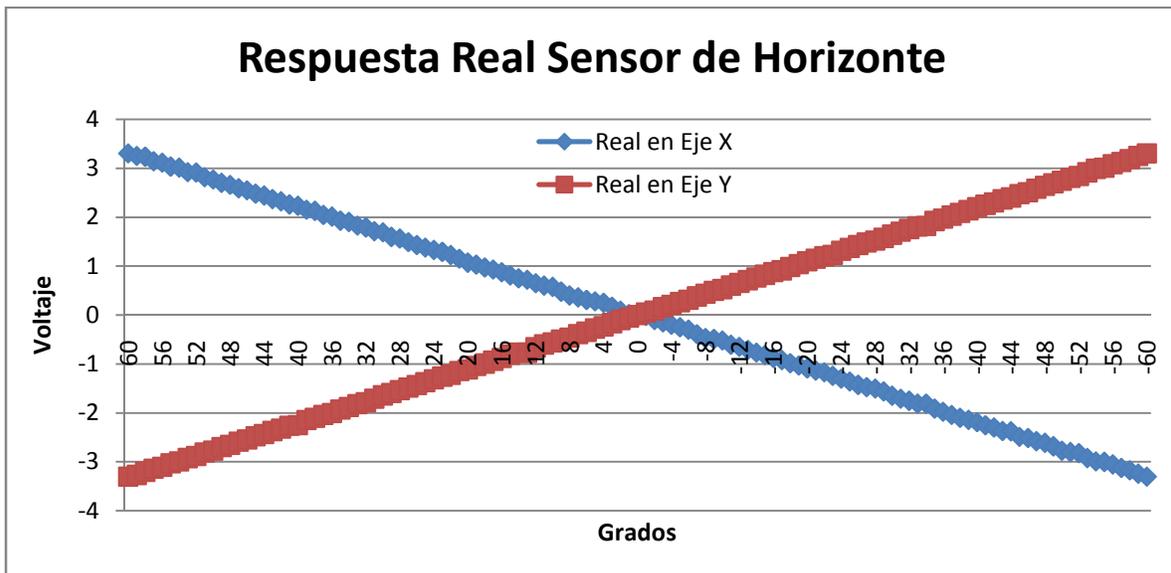


Gráfica 6.11 Respuesta esperada de las termopilas colocadas en los ejes X, Y.

En la gráfica 6.12 y 6.13 se muestran, respectivamente, la respuesta real de los sensores de Sol y Horizonte a diferentes grados de inclinación.

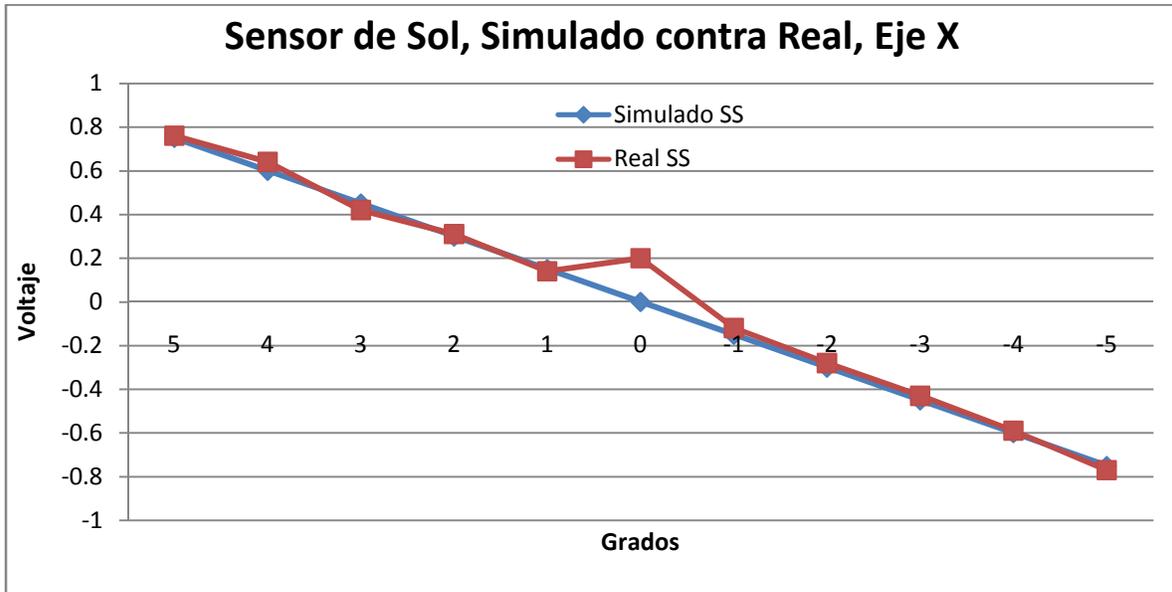


Gráfica 6.12 Respuesta real del sensor de Sol.

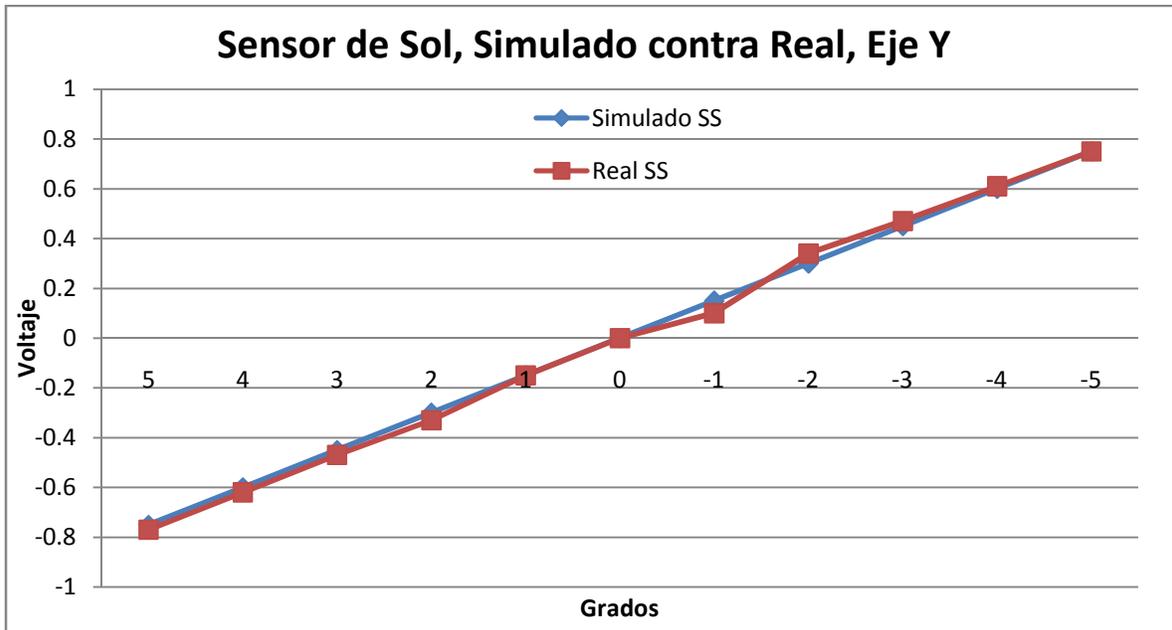


Gráfica 6.13 Respuesta real del sensor de Horizonte.

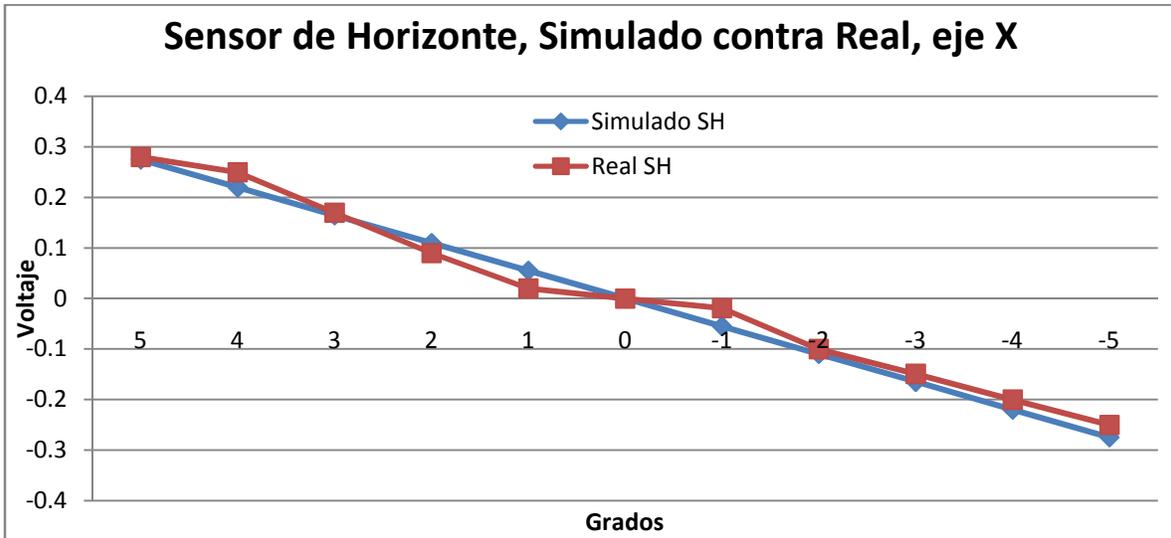
En las gráficas 6.14 y 6.15 se muestra una comparativa entre la respuesta simulada contra la real del sensor de Sol y de Horizonte, respectivamente. En estas gráficas se muestran en las variaciones de 10 grados, esto para poder apreciar la diferencia entre las respuestas obtenidas.



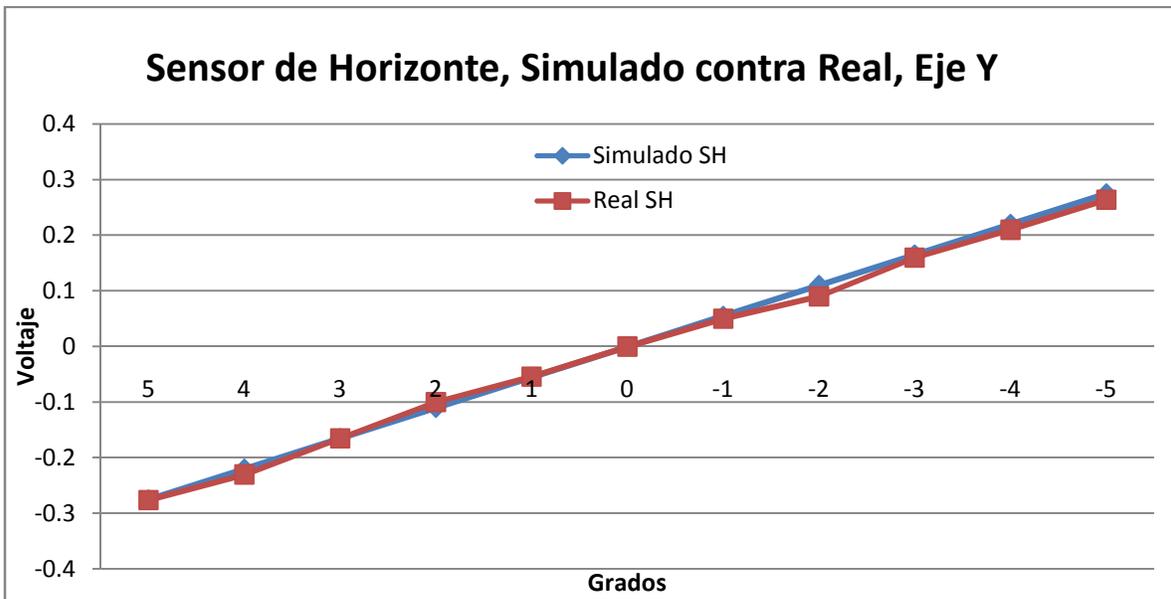
Gráfica 6.14a Respuesta simulada contra real, esto en el eje X.



Gráfica 6.14b Respuesta simulada contra real, obtenida en el eje Y.



Gráfica 6.15a Respuesta simulada contra real, esto en el eje X.



Gráfica 6.15b Respuesta simulada contra real, esto en el eje Y.

Capítulo 7

Conclusiones.

Durante esta tesis se utilizó el algoritmo TRIAD, el cual por medio de la información proporcionada través los sensores de Sol y Horizonte, obtenemos información de orientación en tres ejes. Este sistema será implementado en un nanosatélite Cubesat 3U.

El subsistema de detección de orientación y control de estabilización es uno de los más importantes dentro del nanosatélite, esto es debido a que la carga útil; que en este caso es una cámara que será utilizada para tomar imágenes de la Tierra, podemos mantener el apuntamiento hacia nadir. El algoritmo fue programado en python y la computadora utilizada es una Raspberry Pi 2 modelo B, que cumple muy bien con las tareas que tiene asignadas. Durante la revisión, se pudo ver que no se había realizado la implementación de los sensores de Sol y Horizonte en una computadora como la Raspberry Pi 2.

Se utilizó un sensor de Sol de cuatro cuadrantes, el cual consta de un arreglo de celdas solares colocadas en cruz. El voltaje de cada par de celdas varía de acuerdo al ángulo de incidencia del Sol en su eje respectivo.

Para la realización del sensor de Horizonte, se hace uso de cuatro termopilas colocadas en un arreglo de cruz, las cuales se utilizan para realizar un sensado de la capa de emisión de CO₂ de la atmósfera. Su resolución es de 12 bits y obtenemos 0.055 Volts por cada grado. Este sensor cuenta con filtros ópticos para atenuar otras longitudes de onda, por ello no es necesario utilizar óptica adicional.

Durante la realización de este trabajo, se optó por utilizar el algoritmo TRIAD, debido a que no requiere tanta carga computacional. Este algoritmo nos permite obtener información de orientación en tres ejes, a partir del uso de los sensores de Sol y Tierra y de las efemérides orbitales, cumpliendo de esta manera con el objetivo de este trabajo de tesis.

Recomendaciones.

Debido a que el nanosatélite estará trabajando en una órbita polar, en una parte de la misma, se va a encontrar en eclipse (es decir, en sensor de Sol no podrá proporcionar datos de orientación, por lo que es aconsejable que este sistema trabaje en conjunto con otro sensor (un magnetómetro), esto para mantener su precisión una vez que regrese de eclipse, ya que el proceso de determinación de la orientación, deberá comenzar sin datos previos precisos.

Respecto al sensor de sol, sería necesario considerar cambiar su tamaño, esto debido a las restricciones de espacio que se tiene en este tipo de estructura

Anexo A. Leyes de Kepler.

A.1 Primera Ley de Kepler. Ley de los Elipses.

Todo planeta que se mueve en un plano alrededor del sol en una trayectoria elíptica, con el sol fijo en uno de sus focos. El tamaño de la órbita dependerá de la longitud de su semieje mayor, mientras que su forma dependerá de la excentricidad, la cual será la relación entre su diámetro máximo (eje mayor) y su diámetro menor (eje menor). En la siguiente tabla se muestra la forma de la órbita, esto con base en la excentricidad que se tiene.

Tabla A.1 Forma de la órbita de acuerdo con la excentricidad de esta.

Excentricidad.	Forma de la órbita.
$e = 0.$	Círculo.
$e < 1.$	Elipse.
$e = 1.$	Parábola.
$e > 1.$	Hipérbola.

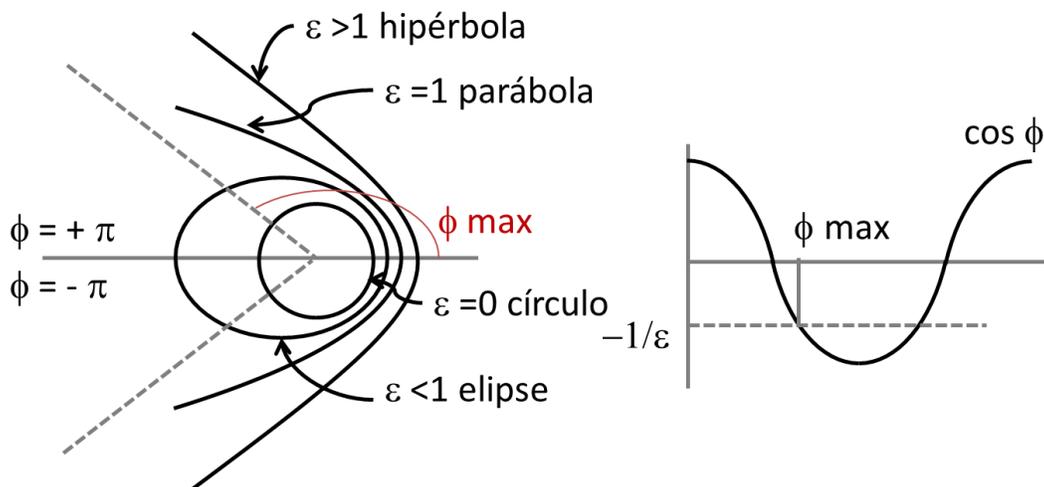


Figura A.1 Representación gráfica de las formas que puede tener la órbita.

A.2 Segunda Ley de Kepler. Ley de Áreas Iguales.

Si trazamos una línea entre el planeta en movimiento y el sol en distintos momentos pero en periodos iguales, la línea entre el sol y el planeta barre áreas iguales en tiempos iguales.

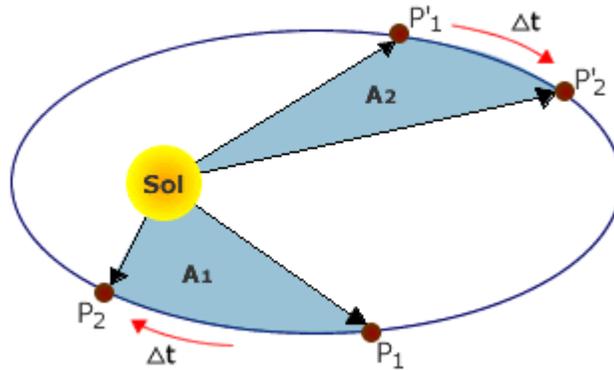


Figura A.2 Representación gráfica de la segunda ley de Kepler, donde se muestra un objeto orbitando en forma de elipse.

Tenemos $P_2 - P_1 = P'_2 - P'_1$, entonces $A_2 = A_1$.

A.3 Tercera Ley de Kepler. Ley de Armónicas.

La relación entre el cuadrado del periodo orbital del planeta con respecto al cubo del semieje mayor (a) de la órbita alrededor del sol es la misma para todos los planetas. Las órbitas de diferentes radios (a) tendrán un periodo (T) proporcional entre ellas. La ecuación (1.2) indica que en las órbitas elípticas, una misma velocidad angular (v) depende de la nueva distancia del semieje mayor (a), del nuevo radio (r), y por tanto, determina el nuevo periodo orbital (T).

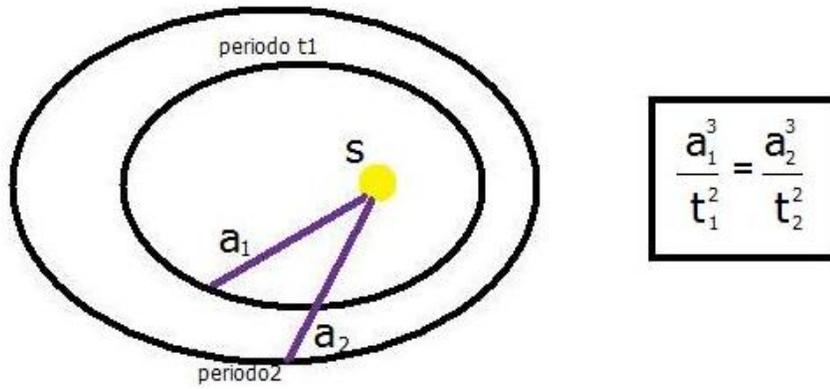


Figura A.3 Representación gráfica de la tercera ley de Kepler.

$$T^2 = \frac{4\pi a^3}{\mu}; T^2 \approx a^3 \quad (1.1)$$

$$a = \frac{v^2}{r} \quad (1.2)$$

Anexo B. Códigos Utilizados.

B.1 Código Utilizado en Matlab para Probar el TRIAD.

```
%Segundo algoritmo TRIAD, teniendo datos de los sensores de Sol y
%Horizonte, incluyendo la transformación entre sistemas de referencia y
el
%vector solar y de horizonte.
```

```
%Cambio entre marcos de referencia, debido a que el satélite apuntará a
%nadir, es necesario utilizar el marco LVLH.
```

```
clear;
clc;
```

```
%Parámetros orbitales
```

```
% u y v cambian con el movimiento del satélite a través de la órbita
```

```
na = 359.785; %fijo, nodo ascendente
```

```
i = 90.60; %fijo, inclinacion
```

```
v = 35.252; %Anomalia verdadera
```

```
w = 35.252; %Argumento del perijeo
```

```
u = v + w;
```

```
% Transformacion del marco ECI al LVLH
```

```
m1 = [0 1 0; 0 0 -1; -1 0 0];
```

```
m2 = [cos(u) sin(u) 0; -sin(u) cos(u) 0; 0 0 1];
```

```
m3 = [1 0 0; 0 cos(i) sin(i); 0 -sin(i) cos(i)];
```

```
m4 = [cos(na) sin(na) 0; -sin(na) cos(na) 0; 0 0 1];
```

```
LVLH = (m1 * m2 * m3 * m4)
```

```
%Vector solar
```

```
e = 0.4102; %ángulo entre el plano de la elíptica y el plano ecuatorial
```

```
l = ((2 * pi / 365.256363)*(365)); %longitud de la elíptica del sol
```

```
Sr = 22; %ángulo roll solar
```

```
Sp = 15; %ángulo pitch solar
```

```
Si = [cos(l); (cos(e) * sin(l)); (sin(e) * sin(l))]
```

```
Ss = [cos(Sr) sin(Sp) 0; -sin(Sr) cos(Sp) 0; 0 0 1]
```

```
ST = (Ss * Si) %vector solar resultante
```

```
%Vector de nadir
```

```
Hr = 12; %ángulo roll horizonte
```

```
Hp = 32; %ángulo pitch horizonte
```

```
HT = [-sin(Hp); ((sin(Hr) * cos (Hp))); (cos(Hr) * cos(Hp))]; %vector de
horizonte resultante
```

```
%normalizacion de los vectores
```

```
r1 = (ST ./ norm(ST))
```

```
r2 = (HT ./ norm(HT))
```

```

%Obtencion del tercer vector por medio del producto cruz de r1 y r2 y
%dividir el resultado por la normalización del vector resultante

rc = cross (r1,r2)
rn = norm (rc)
r3 = (rc /rn)

r4 = cross (r1,r3)

%Creamos el TRIAD, donde r4 es el producto cruz de r1 y r3
M = [r1 r4 r3]%Matriz resultante

Mt = transpose (M)

%Ahora se realiza la multiplicacion de las matrices, esto con el fin de
%obtener la matriz de orientacion.
A = [Mt .* LVLH] %Matriz de orientación

%Convertimos la matriz a cuaternion
q = rotm2quat(A)

```

B.2. Códigos en Python.

B.2.1 Programa del MCP3204 (ADC 12 bits).

```

import spidev
import time
import os

#Activación puertos SPI
spi = spidev.SpiDev()
spi.open(0, 0)

#Lectura del puerto SPI
def ReadChannel (channel):
adc = spi.xfer2([1, (4+channel)<<4,0])
data = ((adc[1] & 15) <<12) + adc[2]
return data

#Conversión a nivel de voltaje
def ConvertVolts(data, places):
volts = (data * 3.3) / float(1023)
volts = round(volts, places)
return volts

```

```

#Canales del sensor.
x1 = 0 #X Positivo
x2 = 1 #X Negativo
y1 = 2 #Y Positivo
y2 = 3 #Y Negativo

#Retraso entre las lecturas
delay = 2

while True:

#Lectura de datos
x1_adc = ReadChannel (x1)
x1_volts = ConvertVolts (x1_adc, 4)

x2_adc = ReadChannel (x2)
x2_volts = ConvertVolts (x2_adc, 4)

y1_adc = ReadChannel (y1)
y1_volts = ConvertVolts (y1_adc, 4)

y2_adc = ReadChannel (y2)
y2_volts = ConvertVolts (y2_adc, 4)

#Variables para almacenamiento de datos
vxp = float (x1_volts)
vxn = float (x2_volts)
vyp = float (y1_volts)
vyn = float (y2_volts)

#Diferencia de voltajes en X, Y.
dVx = vxp - vxn
dVy = vyp - vyn

#Muestreo de resultados.
print("_____")
print("Sensor Solar en Dos Ejes.")
print("Lectura del ADC: ", x1_adc)
print("Voltaje en X: ", x1_volts)

print("Lectura del ADC: ", x2_adc)
print("Voltaje en -X: ", x2_volts)

print("Lectura del ADC: ", y1_adc)
print("Voltaje en Y: ", y1_volts)

print("Lectura del ADC: ", y2_adc)
print("Voltaje en -Y: ", y2_volts)

print("Diferencia de Voltajes.")
print("Diferencia en eje X: ", dVx)
print("Diferencia en eje Y: ", dVy)

#Tiempo para reiniciar
time.sleep(delay)

```

B.2.2 Algoritmo TRIAD.

```
import math
import numpy as np
from numpy import linalg as LA

#Parámetros orbitales:
na = #nodo ascendente.
i = #inclinación.
v = #anomalía verdadera.
w = #argumento del perigeo.
u = (v + w) #Resultante.

#Componentes angulares para la transformación entre marcos de referencia.
cu, su = np.cos(u), np.sin(u)
ci, si = np.cos(i), np.sin(i)
cna, sna = np.cos(na), np.sin(na)

#Transformación de marcos de referencia ECI a LVLH
m1 = np.matrix(np.array([[0, 1, 0], [0, 0, -1], [-1, 0, 0]]))
m2 = np.matrix(np.array([[cu, su, 0], [-su, cu, 0], [0, 0, 1]]))
m3 = np.matrix(np.array([[1, 0, 0], [0, ci, si], [0, -si, ci]]))
m4 = np.matrix(np.array([[cna, sna, 0], [-sna, cna, 0], [0, 0, 1]]))

#Obtención del Marco LVLH.
LVLH = [m1 * m2 * m3 * m4]

#Cálculo del Vector Solar con la información proveniente del sensor de
Sol.
e = 0.4102 #Ángulo entre la eclíptica y el plano ecuatorial.
Sr = #Ángulo Roll
Sp = #Ángulo Pitch
l = ((2 * np.pi / 365.256363) * 365) #Longitud de la elíptica del sol.

#Componentes angulares para obtener datos del vector solar.
ce, se = np.cos(e), np.sin(e)
cl, sl = np.cos(l), np.sin(l)
cSr, sSr = np.cos(Sr), np.sin(Sr)
cSp, sSp = np.cos(Sp), np.sin(Sp)

#Vector Solar.
Si = np.matrix(np.array([[cl], [ce * sl], [se * sl]]))
Ss = np.matrix(np.array([[cSr, sSp, 0], [-sSr, cSp, 0], [0, 0, 1]]))
ST = np.matrix(np.array([[Ss * Si]]).reshape(3, 1))

#Cálculo del vector de Nadir, con datos del sensor de Horizonte.
Hr = #Ángulo Roll.
Hp = #Ángulo Pitch.

#Componentes angulares para la obtención de datos del vector de nadir.
cHr, sHr = np.cos(Hr), np.sin(Hr)
cHp, sHp = np.cos(Hp), np.sin(Hp)

#Vector de Nadir.
HT = np.matrix(np.array([[ -sHp], [sHr * cHp], [cHr * cHp]]))
```

```
#Normalización de los vectores obtenidos
r1 = (ST / LA.norm(ST))
r2 = (HT / LA.norm(HT))

#Obtenemos el tercer vector (r3) por medio del producto cruz entre r1 y
r2.
rc = np.cross(r1, r2, axis = 0)
rn = LA.norm(rc)
r3 = (rc / rn)
r4 = np.cross(r1, r3, axis = 0)

#Matriz de orientación TRIAD.
M = np.column_stack((r1, r4, r3))
Mt = np.transpose(M)

#Matriz de orientación A.
A = np.dot (Mt, LVLH)
```

Anexo C. Datos en Dos Órbitas.

C.1 Datos Obtenidos en Dos Órbitas Para los Ejes del Satélite.

Tiempo	Rotación, X (grados)	Cabeceo, Y (grados)	Guiñada, Z (grados)
17:00:00	-66.517	-89.756	-48.519
17:01:00	164.994	-86.477	-177.002
17:02:00	163.471	-82.799	-178.519
17:03:00	162.975	-79.119	-179.009
17:04:00	162.728	-75.44	-179.25
17:05:00	162.578	-71.76	-179.393
17:06:00	162.477	-68.08	-179.487
17:07:00	162.404	-64.4	-179.554
17:08:00	162.348	-60.72	-179.603
17:09:00	162.304	-57.04	-179.64
17:10:00	162.267	-53.359	-179.669
17:11:00	162.236	-49.679	-179.693
17:12:00	162.209	-45.999	-179.712
17:13:00	162.185	-42.319	-179.727
17:14:00	162.164	-38.639	-179.74
17:15:00	162.145	-34.959	-179.75
17:16:00	162.127	-31.279	-179.759
17:17:00	162.11	-27.599	-179.766
17:18:00	162.094	-23.918	-179.772
17:19:00	162.079	-20.238	-179.776
17:20:00	162.065	-16.558	-179.779
17:21:00	162.05	-12.878	-179.781
17:22:00	162.036	-9.198	-179.783
17:23:00	162.022	-5.518	-179.783
17:24:00	162.009	-1.838	-179.782
17:25:00	161.995	1.843	-179.781
17:26:00	161.98	5.523	-179.779
17:27:00	161.966	9.203	-179.775
17:28:00	161.951	12.883	-179.771
17:29:00	161.935	16.563	-179.765
17:30:00	161.918	20.243	-179.759
17:31:00	161.901	23.923	-179.751
17:32:00	161.882	27.604	-179.741
17:33:00	161.861	31.284	-179.73
17:34:00	161.839	34.964	-179.717

17:35:00	161.815	38.644	-179.701
17:36:00	161.788	42.324	-179.682
17:37:00	161.757	46.004	-179.66
17:38:00	161.721	49.684	-179.632
17:39:00	161.68	53.364	-179.599
17:40:00	161.63	57.044	-179.557
17:41:00	161.569	60.724	-179.505
17:42:00	161.493	64.404	-179.436
17:43:00	161.392	68.084	-179.343
17:44:00	161.253	71.764	-179.212
17:45:00	161.046	75.444	-179.013
17:46:00	160.703	79.123	-178.678
17:47:00	160.014	82.802	-177.997
17:48:00	157.898	86.477	-175.889
17:49:00	38.712	89.696	-56.711
17:50:00	-14.207	86.145	-3.8
17:51:00	-16.056	82.469	-1.959
17:52:00	-16.696	78.79	-1.328
17:53:00	-17.022	75.11	-1.01
17:54:00	-17.221	71.431	-0.82
17:55:00	-17.357	67.751	-0.693
17:56:00	-17.456	64.071	-0.604
17:57:00	-17.531	60.391	-0.537
17:58:00	-17.592	56.711	-0.486
17:59:00	-17.642	53.031	-0.446
18:00:00	-17.684	49.351	-0.414
18:01:00	-17.721	45.671	-0.388
18:02:00	-17.753	41.991	-0.367
18:03:00	-17.782	38.31	-0.349
18:04:00	-17.808	34.63	-0.335
18:05:00	-17.832	30.95	-0.323
18:06:00	-17.855	27.27	-0.313
18:07:00	-17.876	23.59	-0.305
18:08:00	-17.897	19.91	-0.299
18:09:00	-17.916	16.23	-0.295
18:10:00	-17.935	12.55	-0.291
18:11:00	-17.954	8.87	-0.289
18:12:00	-17.973	5.189	-0.288
18:13:00	-17.991	1.509	-0.289
18:14:00	-18.01	-2.171	-0.29
18:15:00	-18.028	-5.851	-0.293
18:16:00	-18.048	-9.531	-0.297

18:17:00	-18.068	-13.211	-0.302
18:18:00	-18.088	-16.891	-0.309
18:19:00	-18.11	-20.571	-0.318
18:20:00	-18.133	-24.252	-0.328
18:21:00	-18.158	-27.932	-0.34
18:22:00	-18.184	-31.612	-0.354
18:23:00	-18.213	-35.292	-0.371
18:24:00	-18.245	-38.972	-0.392
18:25:00	-18.281	-42.652	-0.416
18:26:00	-18.321	-46.332	-0.445
18:27:00	-18.367	-50.012	-0.481
18:28:00	-18.421	-53.692	-0.524
18:29:00	-18.486	-57.372	-0.578
18:30:00	-18.565	-61.052	-0.647
18:31:00	-18.666	-64.732	-0.737
18:32:00	-18.798	-68.412	-0.86
18:33:00	-18.982	-72.091	-1.033
18:34:00	-19.257	-75.771	-1.298
18:35:00	-19.72	-79.45	-1.751
18:36:00	-20.672	-83.127	-2.692
18:37:00	-23.792	-86.798	-5.802
18:38:00	-164.711	-89.408	-146.711
18:39:00	166.464	-85.812	-175.526
18:40:00	164.376	-82.138	-177.603
18:41:00	163.614	-78.46	-178.354
18:42:00	163.217	-74.781	-178.74
18:43:00	162.972	-71.101	-178.974
18:44:00	162.804	-67.422	-179.131
18:45:00	162.681	-63.742	-179.243
18:46:00	162.586	-60.062	-179.326
18:47:00	162.51	-56.382	-179.389
18:48:00	162.447	-52.702	-179.44
18:49:00	162.394	-49.022	-179.48
18:50:00	162.348	-45.342	-179.513
18:51:00	162.307	-41.662	-179.54
18:52:00	162.271	-37.982	-179.562
18:53:00	162.238	-34.302	-179.58
18:54:00	162.207	-30.622	-179.595
18:55:00	162.179	-26.942	-179.608
18:56:00	162.152	-23.262	-179.618
18:57:00	162.127	-19.582	-179.626
18:58:00	162.102	-15.901	-179.632

18:59:00	162.078	-12.221	-179.636
19:00:00	162.055	-8.541	-179.639
19:01:00	162.032	-4.861	-179.64
19:02:00	162.009	-1.181	-179.64
19:03:00	161.985	2.499	-179.638
19:04:00	161.962	6.179	-179.635
19:05:00	161.938	9.859	-179.63
19:06:00	161.913	13.539	-179.624
19:07:00	161.887	17.219	-179.616
19:08:00	161.86	20.899	-179.606
19:09:00	161.832	24.58	-179.593
19:10:00	161.801	28.26	-179.578
19:11:00	161.769	31.94	-179.561
19:12:00	161.733	35.62	-179.54
19:13:00	161.694	39.3	-179.514
19:14:00	161.65	42.98	-179.484
19:15:00	161.6	46.66	-179.448
19:16:00	161.543	50.34	-179.404
19:17:00	161.476	54.02	-179.351
19:18:00	161.395	57.7	-179.283
19:19:00	161.296	61.379	-179.197
19:20:00	161.171	65.059	-179.085
19:21:00	161.005	68.739	-178.932
19:22:00	160.774	72.418	-178.713
19:23:00	160.424	76.097	-178.376
19:24:00	159.829	79.775	-177.793
19:25:00	158.574	83.451	-176.551
19:26:00	154.144	87.116	-172.133
19:27:00	7.694	89.087	-25.696
19:28:00	-12.965	85.479	-5.05
19:29:00	-15.227	81.807	-2.801
19:30:00	-16.094	78.13	-1.947
19:31:00	-16.555	74.451	-1.499
19:32:00	-16.843	70.772	-1.225
19:33:00	-17.041	67.092	-1.04
19:34:00	-17.187	63.413	-0.908
19:35:00	-17.3	59.733	-0.809
19:36:00	-17.391	56.053	-0.733
19:37:00	-17.466	52.373	-0.673
19:38:00	-17.53	48.693	-0.624
19:39:00	-17.585	45.013	-0.585
19:40:00	-17.634	41.333	-0.553

19:41:00	-17.678	37.653	-0.526
19:42:00	-17.718	33.973	-0.504
19:43:00	-17.754	30.293	-0.486
19:44:00	-17.788	26.613	-0.471
19:45:00	-17.82	22.933	-0.458
19:46:00	-17.851	19.253	-0.449
19:47:00	-17.881	15.573	-0.441
19:48:00	-17.909	11.893	-0.436
19:49:00	-17.937	8.213	-0.432
19:50:00	-17.965	4.533	-0.431
19:51:00	-17.993	0.853	-0.431
19:52:00	-18.021	-2.827	-0.433
19:53:00	-18.049	-6.507	-0.437
19:54:00	-18.077	-10.187	-0.442
19:55:00	-18.107	-13.867	-0.45
19:56:00	-18.138	-17.547	-0.46
19:57:00	-18.17	-21.228	-0.472
19:58:00	-18.204	-24.908	-0.486
19:59:00	-18.24	-28.588	-0.504
20:00:00	-18.28	-32.268	-0.525

C.2 Datos de Parámetros Orbitales en Dos Órbitas.

Tiempo	α (km)	e	i (grados)	Ω (grados)	ω (grados)	M (grados)	τ (grados)
17:00:00	7028.137	0	72.002	359.81	0	359.898	359.898
17:01:00	7028.137	0	72.002	359.81	0	3.578	3.578
17:02:00	7028.137	0	72.002	359.81	0	7.259	7.259
17:03:00	7028.137	0	72.002	359.8	0	10.94	10.94
17:04:00	7028.137	0	72.002	359.8	0	14.62	14.62
17:05:00	7028.137	0	72.002	359.8	0	18.301	18.301
17:06:00	7028.137	0	72.002	359.8	0	21.982	21.982
17:07:00	7028.137	0	72.002	359.8	0	25.662	25.662
17:08:00	7028.137	0	72.002	359.8	0	29.343	29.343
17:09:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	33.024	33.024
17:10:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	36.704	36.704
17:11:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	40.385	40.385
17:12:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	44.065	44.065
17:13:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	47.746	47.746
17:14:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	51.427	51.427
17:15:00	7028.137	0	72.002	359.79	0	55.107	55.107
17:16:00	7028.137	0	72.002	359.78	0	58.788	58.788
17:17:00	7028.137	0	72.002	359.78	0	62.469	62.469
17:18:00	7028.137	0	72.002	359.78	0	66.149	66.149
17:19:00	7028.137	0	72.002	359.78	0	69.83	69.83
17:20:00	7028.137	0	72.002	359.78	0	73.511	73.511
17:21:00	7028.137	0	72.002	359.78	0	77.191	77.191
17:22:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	80.872	80.872
17:23:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	84.553	84.553
17:24:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	88.233	88.233
17:25:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	91.914	91.914
17:26:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	95.594	95.594
17:27:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	99.275	99.275
17:28:00	7028.137	0	72.002	359.77	0	102.956	102.956
17:29:00	7028.137	0	72.002	359.76	0	106.636	106.636
17:30:00	7028.137	0	72.002	359.76	0	110.317	110.317
17:31:00	7028.137	0	72.002	359.76	0	113.998	113.998
17:32:00	7028.137	0	72.002	359.76	0	117.678	117.678
17:33:00	7028.137	0	72.002	359.76	0	121.359	121.359
17:34:00	7028.137	0	72.002	359.76	0	125.04	125.04
17:35:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	128.72	128.72
17:36:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	132.401	132.401
17:37:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	136.081	136.081

17:38:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	139.762	139.762
17:39:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	143.443	143.443
17:40:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	147.123	147.123
17:41:00	7028.137	0	72.002	359.75	0	150.804	150.804
17:42:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	154.485	154.485
17:43:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	158.165	158.165
17:44:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	161.846	161.846
17:45:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	165.527	165.527
17:46:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	169.207	169.207
17:47:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	172.888	172.888
17:48:00	7028.137	0	72.002	359.74	0	176.568	176.568
17:49:00	7028.137	0	72.002	359.73	0	180.249	180.249
17:50:00	7028.137	0	72.002	359.73	0	183.93	183.93
17:51:00	7028.137	0	72.002	359.73	0	187.61	187.61
17:52:00	7028.137	0	72.002	359.73	0	191.291	191.291
17:53:00	7028.137	0	72.002	359.73	0	194.972	194.972
17:54:00	7028.137	0	72.002	359.73	0	198.652	198.652
17:55:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	202.333	202.333
17:56:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	206.014	206.014
17:57:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	209.694	209.694
17:58:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	213.375	213.375
17:59:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	217.056	217.056
18:00:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	220.736	220.736
18:01:00	7028.137	0	72.002	359.72	0	224.417	224.417
18:02:00	7028.137	0	72.002	359.71	0	228.097	228.097
18:03:00	7028.137	0	72.002	359.71	0	231.778	231.778
18:04:00	7028.137	0	72.002	359.71	0	235.459	235.459
18:05:00	7028.137	0	72.002	359.71	0	239.139	239.139
18:06:00	7028.137	0	72.002	359.71	0	242.82	242.82
18:07:00	7028.137	0	72.002	359.71	0	246.501	246.501
18:08:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	250.181	250.181
18:09:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	253.862	253.862
18:10:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	257.543	257.543
18:11:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	261.223	261.223
18:12:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	264.904	264.904
18:13:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	268.584	268.584
18:14:00	7028.137	0	72.002	359.7	0	272.265	272.265
18:15:00	7028.137	0	72.002	359.69	0	275.946	275.946
18:16:00	7028.137	0	72.002	359.69	0	279.626	279.626
18:17:00	7028.137	0	72.002	359.69	0	283.307	283.307
18:18:00	7028.137	0	72.002	359.69	0	286.988	286.988
18:19:00	7028.137	0	72.002	359.69	0	290.668	290.668

18:20:00	7028.137	0	72.002	359.69	0	294.349	294.349
18:21:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	298.03	298.03
18:22:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	301.71	301.71
18:23:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	305.391	305.391
18:24:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	309.072	309.072
18:25:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	312.752	312.752
18:26:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	316.433	316.433
18:27:00	7028.137	0	72.002	359.68	0	320.113	320.113
18:28:00	7028.137	0	72.002	359.67	0	323.794	323.794
18:29:00	7028.137	0	72.002	359.67	0	327.475	327.475
18:30:00	7028.137	0	72.002	359.67	0	331.155	331.155
18:31:00	7028.137	0	72.002	359.67	0	334.836	334.836
18:32:00	7028.137	0	72.002	359.67	0	338.517	338.517
18:33:00	7028.137	0	72.002	359.67	0	342.197	342.197
18:34:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	345.878	345.878
18:35:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	349.559	349.559
18:36:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	353.239	353.239
18:37:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	356.92	356.92
18:38:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	0.6	0.6
18:39:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	4.281	4.281
18:40:00	7028.137	0	72.002	359.66	0	7.962	7.962
18:41:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	11.642	11.642
18:42:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	15.323	15.323
18:43:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	19.004	19.004
18:44:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	22.684	22.684
18:45:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	26.365	26.365
18:46:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	30.046	30.046
18:47:00	7028.137	0	72.002	359.65	0	33.726	33.726
18:48:00	7028.137	0	72.002	359.64	0	37.407	37.407
18:49:00	7028.137	0	72.002	359.64	0	41.087	41.087
18:50:00	7028.137	0	72.002	359.64	0	44.768	44.768
18:51:00	7028.137	0	72.002	359.64	0	48.449	48.449
18:52:00	7028.137	0	72.002	359.64	0	52.129	52.129
18:53:00	7028.137	0	72.002	359.64	0	55.81	55.81
18:54:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	59.491	59.491
18:55:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	63.171	63.171
18:56:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	66.852	66.852
18:57:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	70.533	70.533
18:58:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	74.213	74.213
18:59:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	77.894	77.894
19:00:00	7028.137	0	72.002	359.63	0	81.575	81.575
19:01:00	7028.137	0	72.001	359.62	0	85.255	85.255

19:02:00	7028.137	0	72.001	359.62	0	88.936	88.936
19:03:00	7028.137	0	72.001	359.62	0	92.616	92.616
19:04:00	7028.137	0	72.001	359.62	0	96.297	96.297
19:05:00	7028.137	0	72.001	359.62	0	99.978	99.978
19:06:00	7028.137	0	72.001	359.62	0	103.658	103.658
19:07:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	107.339	107.339
19:08:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	111.02	111.02
19:09:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	114.7	114.7
19:10:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	118.381	118.381
19:11:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	122.062	122.062
19:12:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	125.742	125.742
19:13:00	7028.137	0	72.001	359.61	0	129.423	129.423
19:14:00	7028.137	0	72.001	359.6	0	133.103	133.103
19:15:00	7028.137	0	72.001	359.6	0	136.784	136.784
19:16:00	7028.137	0	72.001	359.6	0	140.465	140.465
19:17:00	7028.137	0	72.001	359.6	0	144.145	144.145
19:18:00	7028.137	0	72.001	359.6	0	147.826	147.826
19:19:00	7028.137	0	72.001	359.6	0	151.507	151.507
19:20:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	155.187	155.187
19:21:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	158.868	158.868
19:22:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	162.549	162.549
19:23:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	166.229	166.229
19:24:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	169.91	169.91
19:25:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	173.591	173.591
19:26:00	7028.137	0	72.001	359.59	0	177.271	177.271
19:27:00	7028.137	0	72.001	359.58	0	180.952	180.952
19:28:00	7028.137	0	72.001	359.58	0	184.632	184.632
19:29:00	7028.137	0	72.001	359.58	0	188.313	188.313
19:30:00	7028.137	0	72.001	359.58	0	191.994	191.994
19:31:00	7028.137	0	72.001	359.58	0	195.674	195.674
19:32:00	7028.137	0	72.001	359.58	0	199.355	199.355
19:33:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	203.036	203.036
19:34:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	206.716	206.716
19:35:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	210.397	210.397
19:36:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	214.078	214.078
19:37:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	217.758	217.758
19:38:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	221.439	221.439
19:39:00	7028.137	0	72.001	359.57	0	225.119	225.119
19:40:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	228.8	228.8
19:41:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	232.481	232.481
19:42:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	236.161	236.161
19:43:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	239.842	239.842

19:44:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	243.523	243.523
19:45:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	247.203	247.203
19:46:00	7028.137	0	72.001	359.56	0	250.884	250.884
19:47:00	7028.137	0	72.001	359.55	0	254.565	254.565
19:48:00	7028.137	0	72.001	359.55	0	258.245	258.245
19:49:00	7028.137	0	72.001	359.55	0	261.926	261.926
19:50:00	7028.137	0	72.001	359.55	0	265.606	265.606
19:51:00	7028.137	0	72.001	359.55	0	269.287	269.287
19:52:00	7028.137	0	72.001	359.55	0	272.968	272.968
19:53:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	276.648	276.648
19:54:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	280.329	280.329
19:55:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	284.01	284.01
19:56:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	287.69	287.69
19:57:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	291.371	291.371
19:58:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	295.052	295.052
19:59:00	7028.137	0	72.001	359.54	0	298.732	298.732
20:00:00	7028.137	0	72.001	359.53	0	302.413	302.413

Anexo D. Circuitos Desarrollados

D.1 Circuito del Convertidor Analógico Digital.

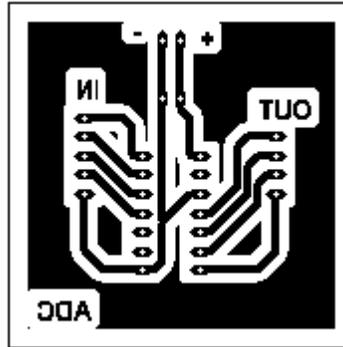


Figura D.1 Vista de impresión del convertidor analógico digital.

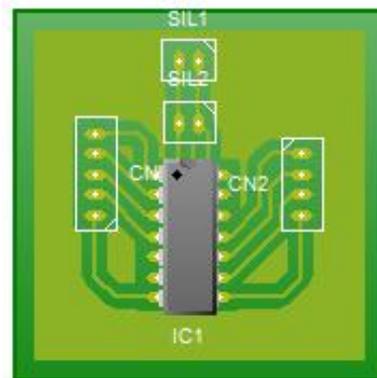


Figura D.2 Vista del circuito en programa PCB Wizard.

D.2 Circuito del Sensor de Horizonte.

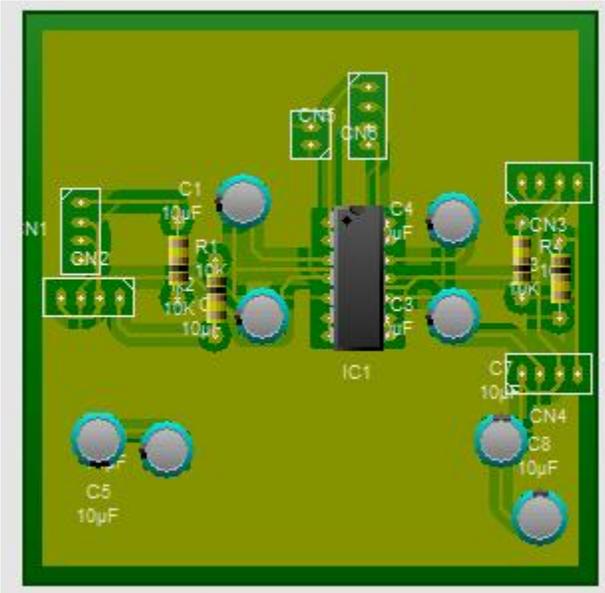


Figura D.3 Vista de la Primera capa en el programa PCB Wizard.

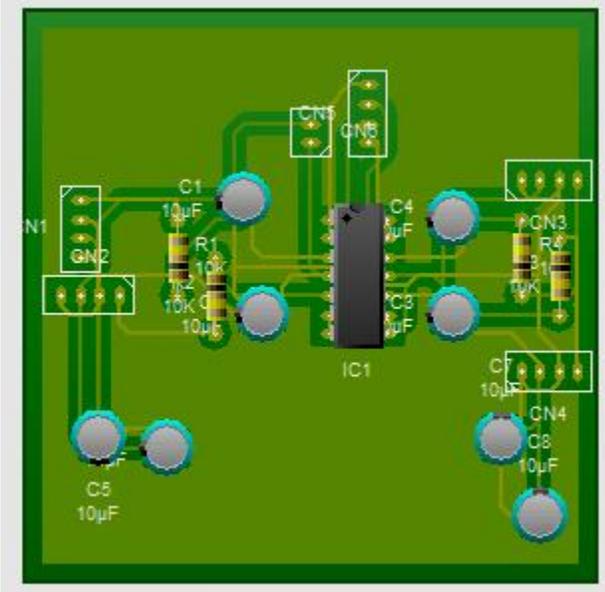


Figura D.3.1 Vista de la segunda capa.

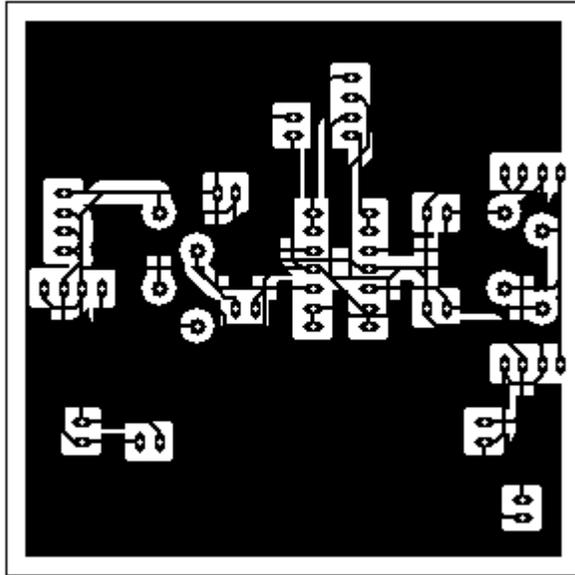


Figura D.4 Vista de impresión de la primera capa.

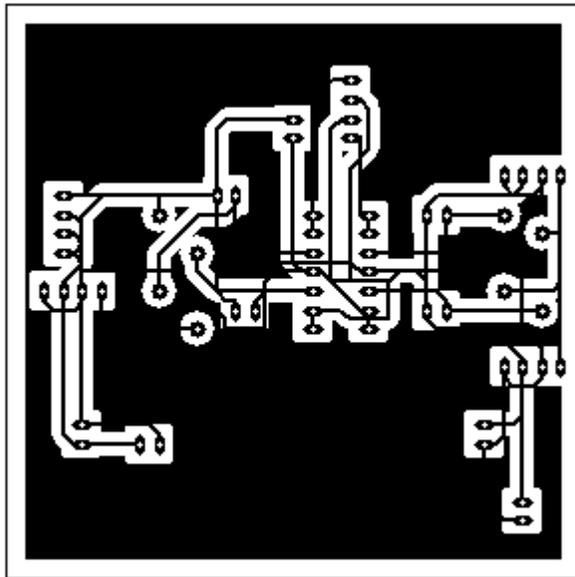


Figura D.5 Vista de impresión de la segunda capa.

Anexo E. Información de los Sensores.

E.1 Información Simulada y Real del Sensor de Sol.

Ángulo.	Simulado Eje X	Real en Eje X	Simulado en Eje Y	Real en Eje Y
22	3.3	3.3	-3.3	-3.3
21	3.15	3.17	-3.15	-3.17
20	3	3.02	-3	-3.05
19	2.85	2.89	-2.85	-2.86
18	2.7	2.71	-2.7	-2.74
17	2.55	2.58	-2.55	-2.56
16	2.4	2.41	-2.4	-2.45
15	2.25	2.27	-2.25	-2.3
14	2.1	2.14	-2.1	-2.12
13	1.95	1.99	-1.95	-1.96
12	1.8	1.82	-1.8	-1.8
11	1.65	1.67	-1.65	-1.66
10	1.5	1.53	-1.5	-1.51
9	1.35	1.36	-1.35	-1.38
8	1.2	1.19	-1.2	-1.21
7	1.05	1.04	-1.05	-1.06
6	0.9	0.88	-0.9	-0.93
5	0.75	0.76	-0.75	-0.77
4	0.6	0.64	-0.6	-0.62
3	0.45	0.42	-0.45	-0.47
2	0.3	0.31	-0.3	-0.33
1	0.15	0.14	-0.15	-0.15
0	0	0.2	0	0
-1	-0.15	-0.12	0.15	0.1
-2	-0.3	-0.28	0.3	0.34
-3	-0.45	-0.43	0.45	0.47
-4	-0.6	-0.59	0.6	0.61
-5	-0.75	-0.77	0.75	0.75
-6	-0.9	-0.91	0.9	0.93
-7	-1.05	-1.04	1.05	1.07
-8	-1.2	-1.19	1.2	1.22
-9	-1.35	-1.33	1.35	1.36
-10	-1.5	-1.48	1.5	1.52
-11	-1.65	-1.6	1.65	1.67
-12	-1.8	-1.7	1.8	1.8
-13	-1.95	-1.93	1.95	1.96

-14	-2.1	-2.07	2.1	2.12
-15	-2.25	-2.2	2.25	2.3
-16	-2.4	-2.39	2.4	2.42
-17	-2.55	-2.53	2.55	2.56
-18	-2.7	-2.66	2.7	2.71
-19	-2.85	-2.84	2.85	2.86
-20	-3	-2.97	3	3.01
-21	-3.15	-3.12	3.15	3.16
-22	-3.3	-3.3	3.3	3.3

E.2 Información Simulada y Real del Sensor de Horizonte.

Ángulo.	Simulado en Eje X	Real en Eje X	Simulado en Eje Y	Real en Eje Y
60	3.3	3.3	-3.3	-3.3
59	3.245	3.25	-3.245	-3.266
58	3.19	3.233	-3.19	-3.2
57	3.135	3.14	-3.135	-3.139
56	3.08	3.112	-3.08	-3.1
55	3.025	3.03	-3.025	-3.027
54	2.97	3.01	-2.97	-2.99
53	2.915	2.917	-2.915	-2.92
52	2.86	2.91	-2.86	-2.88
51	2.805	2.813	-2.805	-2.807
50	2.75	2.767	-2.75	-2.77
49	2.695	2.699	-2.695	-2.696
48	2.64	2.658	-2.64	-2.65
47	2.585	2.59	-2.585	-2.588
46	2.53	2.547	-2.53	-2.54
45	2.475	2.479	-2.475	-2.477
44	2.42	2.441	-2.42	-2.43
43	2.365	2.37	-2.365	-2.369
42	2.31	2.322	-2.31	-2.32
41	2.255	2.26	-2.255	-2.26
40	2.2	2.231	-2.2	-2.25
39	2.145	2.152	-2.145	-2.146
38	2.09	2.127	-2.09	-2.1
37	2.035	2.044	-2.035	-2.039
36	1.98	2.01	-1.98	-2
35	1.925	1.928	-1.925	-1.93
34	1.87	1.9	-1.87	-1.88
33	1.815	1.827	-1.815	-1.819
32	1.76	1.791	-1.76	-1.78
31	1.705	1.712	-1.705	-1.707
30	1.65	1.69	-1.65	-1.64
29	1.595	1.596	-1.595	-1.593
28	1.54	1.561	-1.54	-1.535
27	1.485	1.488	-1.485	-1.482
26	1.43	1.43	-1.43	-1.429
25	1.375	1.378	-1.375	-1.373
24	1.32	1.33	-1.32	-1.314
23	1.265	1.29	-1.265	-1.257
22	1.21	1.226	-1.21	-1.218

21	1.155	1.15	-1.155	-1.144
20	1.1	1.07	-1.1	-1.11
19	1.045	1.03	-1.045	-1.039
18	0.99	0.97	-0.99	-0.99
17	0.935	0.93	-0.935	-0.933
16	0.88	0.874	-0.88	-0.879
15	0.825	0.81	-0.825	-0.81
14	0.77	0.749	-0.77	-0.768
13	0.715	0.72	-0.715	-0.77
12	0.66	0.651	-0.66	-0.659
11	0.605	0.6	-0.605	-0.601
10	0.55	0.574	-0.55	-0.56
9	0.495	0.477	-0.495	-0.499
8	0.44	0.4	-0.44	-0.46
7	0.385	0.36	-0.385	-0.388
6	0.33	0.31	-0.33	-0.34
5	0.275	0.28	-0.275	-0.276
4	0.22	0.25	-0.22	-0.23
3	0.165	0.17	-0.165	-0.165
2	0.11	0.09	-0.11	-0.1
1	0.055	0.02	-0.055	-0.054
0	0	0	0	0
-1	-0.055	-0.019	0.055	0.05
-2	-0.11	-0.1	0.11	0.09
-3	-0.165	-0.149	0.165	0.16
-4	-0.22	-0.2	0.22	0.21
-5	-0.275	-0.25	0.275	0.264
-6	-0.33	-0.3	0.33	0.31
-7	-0.385	-0.39	0.385	0.38
-8	-0.44	-0.47	0.44	0.437
-9	-0.495	-0.49	0.495	0.494
-10	-0.55	-0.521	0.55	0.53
-11	-0.605	-0.609	0.605	0.601
-12	-0.66	-0.651	0.66	0.658
-13	-0.715	-0.71	0.715	0.712
-14	-0.77	-0.768	0.77	0.768
-15	-0.825	-0.82	0.825	0.823
-16	-0.88	-0.876	0.88	0.879
-17	-0.935	-0.92	0.935	0.912
-18	-0.99	-0.983	0.99	0.981
-19	-1.045	-1.03	1.045	1.04
-20	-1.1	-1.09	1.1	1.1

-21	-1.155	-1.135	1.155	1.149
-22	-1.21	-1.17	1.21	1.2
-23	-1.265	-1.24	1.265	1.23
-24	-1.32	-1.3	1.32	1.312
-25	-1.375	-1.359	1.375	1.37
-26	-1.43	-1.427	1.43	1.429
-27	-1.485	-1.472	1.485	1.482
-28	-1.54	-1.5	1.54	1.52
-29	-1.595	-1.56	1.595	1.575
-30	-1.65	-1.647	1.65	1.64
-31	-1.705	-1.71	1.705	1.702
-32	-1.76	-1.752	1.76	1.758
-33	-1.815	-1.809	1.815	1.81
-34	-1.87	-1.81	1.87	1.82
-35	-1.925	-1.91	1.925	1.92
-36	-1.98	-1.975	1.98	1.97
-37	-2.035	-2.04	2.035	2.031
-38	-2.09	-2.1	2.09	2.087
-39	-2.145	-2.14	2.145	2.142
-40	-2.2	-2.19	2.2	2.199
-41	-2.255	-2.25	2.255	2.251
-42	-2.31	-2.297	2.31	2.3
-43	-2.365	-2.37	2.365	2.362
-44	-2.42	-2.374	2.42	2.4
-45	-2.475	-2.49	2.475	2.471
-46	-2.53	-2.51	2.53	2.51
-47	-2.585	-2.576	2.585	2.58
-48	-2.64	-2.61	2.64	2.637
-49	-2.695	-2.68	2.695	2.691
-50	-2.75	-2.77	2.75	2.743
-51	-2.805	-2.799	2.805	2.799
-52	-2.86	-2.82	2.86	2.841
-53	-2.915	-2.92	2.915	2.914
-54	-2.97	-2.99	2.97	2.985
-55	-3.025	-3	3.025	3.01
-56	-3.08	-3.05	3.08	3.079
-57	-3.135	-3.124	3.135	3.124
-58	-3.19	-3.17	3.19	3.185
-59	-3.245	-3.24	3.245	3.249
-60	-3.3	-3.3	3.3	3.3

Referencias.

- [1] Ley Wilfried, Wittmann Klaus, Hallmann Willi; *"Handbook of space technology"*; John Wiley & Sons Ltd; 2009.
- [2] Markley F. Landis; Crassidis John L.; *"Fundamentals of spacecraft attitude determination and control"*; Springer Space technology library; 2014.
- [3] <http://www.teledet.com.uy/figuras/fig46.jpg> con acceso el 26 - oct - 2016
- [4] Mauro De Sanctis, Marina Ruggieri, Pietro Salvini; *"Low cost orbital positioning for small satellites"*; IEEE Aerospace Conference Proceedings; pag. 2859 – 2865; 2004.
- [5] M. Yu. Ovchinnikov, A.I. Dyachenko; *"Modern small satellites projects"*; pag. 231 – 238; 1997.
- [6] Arpit Saxena, Amir Anvar; *"Development of small satellite automated attitude control with deployable solar panel for the oceanic study"*; 13th International conference on control, automation, robotics & vision; pag. 1799 - 1804; 2014.
- [7] Montenbruck Oliver, Gill Eberhard; *"Satellite orbits: models, methods, applications"*; Physics and astronomy Springer; 2001.
- [8] <https://www.aboutespanol.com/orbitas-alrededor-de-la-tierra-3294574> con acceso el 16/10/2017.
- [9] Karatas Yasin, Ince Fuat; *"The place of small satellites in fulfilling the earth observation requirements of a development country"*; IEEE; pag. 333 - 339; 2009.
- [10] https://i.blogs.es/8dc837/cubesat/450_1000.jpg
- [11] <http://www.adrianacisneros.com/wp-content/uploads/2014/06/ACG-Blog-Image-Bringing-Space-Down-to-Earth.jpg>
- [12] Lawrance Dale A., Holden Timothy E., Padiou Francois, Axelrad Penina, Malone Michael; *"Disturbance learning control for small satellites"*; Proceedings of the american control conference; pag. 2882 - 2884; 1994.
- [13] Farahanifar, Mohammad, Assadin, Nima; *"Integrated magnetometer-horizon sensor low-earth orbit determination using UKF"*; Acta Astronautica 106; pag. 13 - 23; 2015.
- [14] Ivanov D., Ovchinnikov, M., Ivlev, N., Karpenko, S; *"Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms"*; Acta Astronautica 116; pag. 339 - 348; 2015.
- [15] Kiari, Maryam, Pourtakdoust, Seid H.; *"Adaptive Square-Root Cubature-Quadrature Kalman Particle Filter for satellite attitude determination using vector observations"*; Acta Astronautica 105; pag. 109 - 116; 2014.

- [16] Pham, M. D., Low, K. S., Goh, S. T., Chen Shoushun; *"Gain Scheduled Extended Kalman Filter for nanosatellite Attitude Determination System"*; IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems Vol. 51, No. 2; pag. 1017 - 1026; 2015.
- [17] Andrew D. Anderson, Jerry I. Sellers, Yoshi Hashida; *"Attitude Determination and Control System Simulation and Analysis for Low-Cost Micro-satellites"*; IEEE Aerospace Conference Proceedings; pag. 2935 - 2949; 2004.
- [18] Daffalla, Mirghani Moutaman, TagElsir, Ahmed, Kajo, Asia Saeed; *"Hardware selection for attitude determination and control subsystem of 1U cube satellite"*; International Conference on Computing, Control, Networking, Electronics and Embedded Systems Engineering; pag. 118 - 122; 2015.
- [19] Tassano Matias, Monzon Pablo, Pechiar Juan; *"Attitude determination an control system of the uruguyan cubesat, Antelsat"*; IEEE; 2013.
- [20] John Barnes, Cheng Liu, Kartik Ariyur; *"A hemispherical sun sensor for orientation and geolocation"*; IEEE sensors journal Vol. 14, No. 12; pag. 4423 - 4432; 2014.
- [21] Maqsood Ishtiaq, Akram Tahir; *"Development of a low cost sun sensor using quadphotodiode"*; IEEE; pag. 639 - 644; 2010.
- [22] Sumathi M., Ranjan Ravi, Singh Ramesh Kumar, Kumar Prashant; *"Performance analysis of sun sensors for satellite systems"*; International conference on advanced electronic system; pag. 10 - 14; 2013.
- [23] Ran Dechao, Sheng Tao, Cao Lu, Chen Xiaoqian, Zhao Young; *"Attitude control system desing and on-orbit performance analysis of nano-satellite 'Tian Tuo 1'"*; Chinese Journal of Aeronautics 27; pag. 593 - 601; 2014.
- [24] Barbara Kegerreis Lunde; *"A reliable earth sensor for attitude sensing"*; IEEE; pag. 4.1 - 4.6;
- [25] Xianbin Hu, Jianhui Zhao, Yan Zhao, Zhijun Tu; *"Moon/Sun interference analysis, identification and suppression on dual cone earth sensor"*; Optik 127; pag. 1665 - 1670; 2016.
- [26] Gerald Fabel; *"A low weight/power/cost infrared earth sensor"*; IEEE Aerospace conference proceedings; pag. 2716 - 2722; 2004.
- [27] Bouwmeester J., Guo J.; *"Survey of world wide pico and nano satellite missions, distributions and subsystem technology"*; Acta astronautica 67; pag. 854 - 862; 2010.
- [28] Springmann John C., Cutler James W.; *"Flight results of a low cost attitude determination system"*; Acta Astronautica 99; pag. 201 - 214; 2014.

[29] Le Huy Xuan, Matunga Saburo; *"A residual adaptive unscented Kalman filter for fault recovery in attitude determination system of microsatellites"*; Acta astronautica 105; pag. 30 - 39; 2014.

[30] Matias Tassano, Pablo Monzon, Juan Pechiar; *"Attitude Determination And Control System Of The Uruguayan Cubesat, ANTELSAT"*; IEEE; 2013.

[31] Reyhanoglu Mahmut, Drakunov Sergey; *"Attitude stabilization of small satellites using only magnetic actuation"*; IEEE; pag. 103 -106; 2008.

[32] Ortega Pablo, López - Rodríguez Gema, Ricart Jordi, Domínguez Manuel, Castañer Luis M., Quero José M., Tarrida Cristina L., García Juan, Reina Manuel, Gras Ana, Angulo Manuel; *"A miniaturized two axis sun sensor for attitude control of nanosatellites"*; IEEE Sensors journal vol. 10; pag. 1623 - 1630; 2010.

[33] Emre Koyuncu, Elgiz Baskaya, Melahat Cihan, Soner Isiksal, Melih Fidanoglu, Caner Akay, Aykut Cetin, Burak, Karadag, Yigit Kaya, Berat Karyot, Cingiz Hacıyev, Ibrahim Ozkol, Metin Orhan Kaya and Gokhan Inalhan; *"ITU-pSAT II: High-precision Nanosatellite ADCS Development Project"*; IEEE; pag. 500 - 505;

[34] Ting-Yang Lin, Jyh-Ching Juang, Vina ; *"Design and Verification of the operating Procedure of Attitude Determination and Control Subsystem of a Nanosatellite"*; 2014 CACS International Automatic Control Conference (CACS 2014); IEEE; 2014.

[35] Alexander Kirillin, Igor Belokonov, Ivan Timbai, Andrey Kramlikh, Mariya Melnik, Efim Ustiugov, Andrey Egorov, Stepan Shafran; *"SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration"*; Procedia Engineering 104 (2015); pag. 97 – 106; 2015.

[36] Jefferson R. Chaurais, Henrique C. Ferreira, Joao Y. Ishihara, Renato A. Borges, Anatoliy M. Kulabukhov, Vladimir A. Larin, Vladimir V. Belikov; *"A High Precision Attitude Determination and Control System for the UYS-1 Nanosatellite"*; IEEE; pag. 1 - 12; 2013.

[37] Tian Xiang, Tao Meng, Hao Wang, Ke Han, Zhong-He Jin; *"Design and on-orbit performance of the attitude determination and control system for the ZDPS-1A picosatellite"*; Acta Astronautica 77; pag. 182 - 196; 2012.

[38] Michel Capderou; *"Satellites orbits and missions"*; Springer; 2005.

[39] Montenbruck Oliver, Gill Eberhard; *"Satellite orbits: models, methods, applications"*; Physics and astronomy Springer; 2001.

[40] <http://info-radiofrecuencia.es/wp-content/uploads/2017/04/espectro-electromagnetico.jpg>

[41] F. Landis Markley, John L. Crassidiss; *"Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control "*; Space Technology Library; Springer; 2014.

- [42] Prado Molina Jorge; *"Sistema de simulación para prueba de algoritmos de orientación y control de satélites pequeños"*; Tesis de doctorado; 2007.
- [43] Karatas S., *"Leo Satellites: Dynamic Modelling, Simulations And Some Nonlinear Attitude Control Techniques"*, Tesis de Maestría, Middle East Technical University, Turquía, 2006.
- [44] Malcom Mcdonald, Viorel Badescu; *"The International Handbook of Space Technology"*; Springer Praxis Books, Astronautical Engineering; 2014.
- [45] Chad Frost, Elwood Agasid, David Biggs, John Conley, Andres Dono Perez, Nicolas Faber, Anthony Genova, Andrew Gonzales, Alessandro Grasso, James Harpur, Steven Hu, Luke Idziak, Sarah Jolitz, Jonas Jonsson, John Love, Yosuke Nakamura, Andrew Nuttall, Robin Reil, Vibha Srivastava, Travis Swenson, and Sasha Weston; *"Small Spacecraft Technology State of the Art"*; NASA Ames Research Center, Mission Design Division; February, 2014.
- [46] <https://www.cubesatshop.com/product/mai-ss-space-sextant/>
- [47] <https://www.labkafe.com/auxiliary-boards/2935-triple-axis-magnetometer-breakout-hmc5883l-comps-hmc5883l.html?nosto=nosto-page-product1>
- [48] Jesús Felipe Elguera García; *"Calibración de Giróscopos para eliminar la deriva en un Sistema de Navegación Inercial de un Nanosatélite"*; Tesis de Maestría UNAM; 2015.
- [49] <http://tienda.bricogeek.com/descatalogado/313-giroscopio-mems-adxrs613.html>
- [50] <https://es.slideshare.net/Ryuuzakiii/fa07-08-procesos-de-transporte>
- [51] Hari B. Hablani; *"Roll/Pitch Determination with Scanning Horizon Sensors: Oblateness and Altitude Corrections"*; Journal of Guidance, Control and Dynamics Vol. 18, No. 6, Nov - Dec; 1995.
- [52] Gerald Fabel; *"A low weight/power/cost infrared earth sensor"*; IEEE Aerospace conference proceedings; pp. 2716 - 2722; 2004.
- [53] Kaplan, C *"LEO satellites: attitude determination and control components; some linear attitude control techniques"*, Tesis de maestría, Middle East Technical University, Turquía, páginas 1 – 174, 2006.
- [54] Vaibhav Vasant Unhelkar, *"Satellite Attitude Estimation Using Sun Sensor, Horizon sensors and Gyros"*; Department of Aerospace Engineering Indian Institute of Technology, Bombay; 2012.
- [55] Gerald M. Lerner; *"Three-Axis Attitude Determination"*.
- [56] F. Landis Markley; *"Attitude determination using Two Vector Measurements"*.

[57] Sajid Ghuffar; *"Design and Implementation of attitude determination algorithm for Cubesat UWE-3"*; Tesis de Maestría; Lulea University of Technology; 2010.

[58] <https://www.agi.com/products/engineering-tools>

[59] <https://es.mathworks.com/products/matlab.html>

[60] James R. Wertz; *"Spacecraft Attitude Determination and Control"*; Kluwer Academic Publishers; 1978.

[61] Ricardo Hernández Abraham; *"Sensor Solar para Aplicación Espacial"*; Tesis de Licenciatura UNAM; 2014.

[62] M. A. Si Mohammed; *"Performance comparison of attitude determination, attitude estimation and Nonlinear observers Algorithms"*; Journal of Physics: Conference Series; 2017.

Nota: Las imágenes fueron tomadas por el autor de la tesis, excepto donde se indique lo contrario.