

TESIS DE MAESTRÍA

**Una Novedosa Plataforma Educativa Levitada Magnéticamente
para la Determinación, Control y Simulación de la Actitud de
Pequeños Satélites**

Rodrigo Martínez Díaz

Directores:

Ing. Joao Luis Ealo Cuello, PhD. Grupo de Investigación IDEXA

Ing. José Tomás Buitrago, MSc. Grupo de Investigación GICI



**Universidad del Valle
Facultad de Ingenierías
Maestría en Ingeniería Aeroespacial
Santiago de Cali
2020**

Una Novedosa Plataforma Educacional Levitada Magnéticamente para la Determinación, Control y Simulación de la Actitud de Pequeños Satélites

Rodrigo Martínez Díaz

**Como requisito parcial para optar al título de
Magíster en Ingeniería Aeroespacial**



**Universidad del Valle
Facultad de Ingenierías
Maestría en Ingeniería Aeroespacial
Santiago de Cali
2020**

TABLA DE CONTENIDO

INTRODUCCIÓN.....	1
Antecedentes	4
El problema de investigación	9
Justificación	10
Objetivos	11
La estructura de este documento	12
CAPÍTULO I. LA PLATAFORMA EDUCACIONAL MAGLEV	13
I.A. El Subsistema de Suspensión Electromagnética	13
I.A.1. La suspensión/levitación magnética y los sistemas relacionados.	14
I.A.2. Diseño del prototipo de suspensión electromagnética.	14
I.A.3. El prototipo UVSat1 en la plataforma de suspensión electromagnética.	17
I.A.3.a. La estructura del UVSat1.	18
I.B. El subsistema de determinación y control de la actitud	19
I.B.1. El proceso del ADCS.	20
CAPÍTULO II. FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA Y MODELOS MATEMÁTICOS	21
II.A. Marco teórico y modelos para el subsistema EMS.....	21
II.A.1. Estabilidad de los sistemas de suspensión/levitación electromagnética.	22
II.A.2. Modelo del campo magnético real para el EMS.....	24
II.A.3.	24
II.A.4. La medición experimental de la inducción magnética B.....	26
II.A.5. Modelo de fuerza y determinación del punto de operación para el EMS.....	29
II.A.6. El modelo matemático del EMS.	31
II.A.7. Linealización de las ecuaciones del modelo del EMS.....	33
II.A.8. Estabilidad, estabilizabilidad y controlabilidad.	34
II.B. Marco teórico y modelos para el subsistema ADCS.....	34
II.B.1. Las órbitas satelitales. A continuación, se revisan los criterios básicos sobre los tipos de órbita utilizadas y sus características.....	34
II.B.2. Clasificación de las Naves Espaciales	36
II.B.3. El estándar Cubesat.....	37
II.B.4. El Poly PicoSatellite Deployer.....	37
II.B.5. Los marcos o sistemas de referencia coordenados.	38
II.B.6. El entorno espacial.....	39
II.B.6.a. Modelos matemáticos para los disturbios ambientales.	40
II.B.6.b. Torque de gradiente de gravedad.	40
II.B.6.c. Arrastre o rozamiento atmosférico.....	43
II.B.6.d. Presión de la radiación solar.	43
II.B.7. El campo magnético de la tierra.....	44
II.B.7.a. La IGRF (Referencia Geomagnética Internacional).	44
II.B.8. La determinación y el control de la actitud de un satélite.....	46
II.B.9. La determinación de la actitud.	46

II.B.9.a. Los dispositivos para la determinación de actitud.	46
II.B.10. La representación de la actitud.	48
II.B.10.a. Los ángulos de Euler.	48
II.B.10.b. La matriz de rotación/orientación.	49
II.B.10.c. La matriz de cosenos directores o matriz de actitud.	50
II.B.10.d. Eje y ángulo de Euler.	51
II.B.10.e. Los quaternions.	54
II.B.11. El control de actitud.	57
II.B.11.a. Actuadores para el control de actitud (ACS).	60
II.B.12. Dinámicas de actitud de cuerpo rígido.	62
II.B.12.a. Velocidad angular.	62
II.B.12.b. La matriz de inercia.	62
II.B.12.c. El momento angular.	63
II.B.13. El Modelo matemático general de un satélite.	64
II.B.13.a. Modelo de las dinámicas de un satélite.	64
II.B.13.b. Modelo para las cinemáticas del satélite.	65
II.B.13.c. Linealización de los modelos matemáticos.	66
II.B.13.d. Linealización de las ecuaciones cinemáticas.	67
II.B.13.e. Linealización de la matriz de rotación.	67
II.B.13.f. Linealización de la velocidad angular.	68
II.B.13.g. Linealización del término de acoplamiento cruzado.	68
II.B.13.h. Linealización del torque de gradiente de gravedad.	68
II.B.13.i. Linealización del modelo de las bobinas electromagnéticas (magnetobobinas).	68
II.B.14. El modelo matemático linealizado del satélite con bobinas electromagnéticas (magnetobobinas) como actuadores.	69
II.B.15. Parametrización de los modelos matemáticos linealizados para el UVSat1.	70
II.B.1. Valores de los Parámetros del UVSat1.	70
II.B.2. Cálculo de los torques de disturbio para el UVSat1.	71
II.B.2.a. Gradiente de gravedad.	71
II.B.2.b. Torque de radiación solar.	72
II.B.2.c. Torque aerodinámico.	72
II.B.1. Modelo linealizado en espacio de estado para el UVSat1.	73
II.B.1.a. Controlabilidad.	73
II.B.1.b. Cálculo de las magnetobobinas.	73

CAPÍTULO III. EL CONTROL Y LAS SIMULACIONES PARA LA PLATAFORMA EDUCACIONAL MAGLEV.75

III.A. Control lineal clásico para el EMS.	75
III.A.1. Diseño y prueba del control mediante el LGDR. La función de transferencia del EMS es:	75
III.A.2. Diseño y prueba del controlador para el EMS mediante asignación de polos en el espacio de estado.	79

III.B. Control no lineal para el EMS	80
III.C. El control de actitud y las simulaciones para el UVSat1.....	86
III.C.1. Ambiente de simulación	86
III.C.2. Implementación del control de actitud ACS.....	87
III.C.2.a. Controlador lineal por el método del Lugar Geométrico de las Raíces.....	87
III.C.2.b. Controlador lineal por asignación de polos.	93
CAPÍTULO IV. CONTROL NO LINEAL DE LA ACTITUD EN LOS TRES EJES.....	97
IV.A. Linealidad vs. No linealidad	97
IV.B. El control de sistemas no lineales.....	97
IV.B.1. Estabilidad en sistemas no lineales	97
IV.C. Teoría de la estabilidad para sistemas dinámicos.....	98
IV.D. Control de la orientación.....	100
IV.D.1. Introducción al control por modos deslizantes.....	100
IV.E. Diseño del controlador por modos deslizantes	101
IV.E.1. Simulaciones en Matlab y Simulink.....	106
CAPÍTULO V. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	115
V.A. El UVSat2: Una perspectiva general	116
V.A.1. Arquitectura del UVSat2.	118
REFERENCIAS	121
ANEXOS	135

ÍNDICE DE FIGURAS

Fig. 1 Plataforma Educacional MagLev. Subsistemas ADCS y EMS.	1
Fig. 2 Diagrama de bloques del ADCS	2
Fig. 3. Órbitas satelitales	4
Fig. 4. El subsistema EMS	15
Fig. 5 Bobina del electromagneto	16
Fig. 6. Estructura y dimensionamiento del sistema prototipo. Vista lateral.	16
Fig. 7 Estructura y dimensionamiento del sistema prototipo. Vista superior.	17
Fig. 8 El cuerpo del UVSat1	18
Fig. 9 Esfera de suspensión MagLev	18
Fig. 10 UVSat1 suspendido	19
Fig. 11. Esquema general del proceso de determinación y control de actitud	20
Fig. 12 Equilibrio silla de montar	23
Fig. 13 Prototipo EMS para medición de la inducción magnética B	25
Fig. 14 Sistema de adquisición de datos	25
Fig. 15. Diagrama del dispositivo de medición y toma de datos	26
Fig. 16 Datos experimentales y datos ajustados	27
Fig. 17 Comprobación de la linealidad de B respecto a I .	28
Fig. 18 Esquema electromecánico del EMS	31
Fig. 19. Tipo de órbitas satelitales	35
Fig. 20. Órbitas LEO, MEO y GEO	35
Fig. 21. a) Un CubeSat. b) El CubeSat UPM2	37
Fig. 22. Poly-Pico Orbital Satellite Deployer	38
Fig. 23. Marco ECI de referencia	39
Fig. 24. Marco de referencia SBRF del cuerpo y de órbita	39
Fig. 25. Torques típicos en el entorno espacial	40
Fig. 26 Satélite en órbita alrededor de la tierra	42
Fig. 27. El campo magnético terrestre	44
Fig. 28. La referencia internacional del campo geomagnético, 2005	45
Fig. 29. Giroscopio	47
Fig. 30. Magnetómetros - MEMS	47
Fig. 31. El origen de la DCM	51
Fig. 32. Rotación de un vector x en tres dimensiones por eje/ángulo de Euler	52
Fig. 33. Rotación eje/ángulo de Euler	53
Fig. 34. Factores que inciden en la selección del ACS	58
Fig. 35. a) Torsion Bar, b) Magnetic Coil	60
Fig. 36 Fuerzas de Lorentz en una espira conductora sometida a un campo magnético B	61
Fig. 37 LGDR del EMS en lazo abierto	75
Fig. 38 Sistema de control en lazo cerrado. Compensador en adelanto	76
Fig. 39 Respuesta al escalón unitario. Compensador en adelanto	76

Fig. 40 Sistema con un compensador en adelante y un integrador	77
Fig. 41 Sistema con dos compensadores en adelante y un integrador	77
Fig. 42 Sistema con acción PID. Polos de lazo cerrado	78
Fig. 43 Respuesta con acción PID	78
Fig. 44. Modelo para simulación del EMS en espacio de estado	79
Fig. 45. Respuesta al escalón unitario - Lazo cerrado	80
Fig. 46 Sistema general de control. Bloques	83
Fig. 47 Bloque bobina del electromagneto y planta no lineal	83
Fig. 48 Bloque modelo no lineal de la planta	84
Fig. 49 Respuestas al escalón con diferentes valores de c	84
Fig. 50 Corriente en la bobina y acción de control	85
Fig. 51 Respuesta del SMC ante disturbios	86
Fig. 52. Diagrama de bloques del ADCS	87
Fig. 53. Circuito eléctrico de la bobina	88
Fig. 54. Diagrama de control del satélite	89
Fig. 55 Diagrama de bloques. Sistema en lazo cerrado	90
Fig. 56. LGDR de Magnetobobinas + Satélite	91
Fig. 57 LGDR ampliado - Ganancia K de ajuste, polos de lazo cerrado	92
Fig. 58. Respuesta a maniobra en escalón - Lazo cerrado	93
Fig. 59. Velocidad angular en quaternions. Condiciones iniciales pequeñas.	94
Fig. 60. Velocidad angular en rad/s. Condiciones iniciales pequeñas.	94
Fig. 61 Velocidad angular en grados/s. Condiciones iniciales pequeñas.	94
Fig. 62 Velocidad angular en quaternions. Condiciones iniciales aumentadas.	95
Fig. 63. Velocidad angular en rad/s. Condiciones iniciales aumentadas.	95
Fig. 64. Velocidad angular en grados/s. Condiciones iniciales aumentadas.	95
Fig. 65 Posición angular en quaternions.	96
Fig. 66. Posición angular en radianes.	96
Fig. 67. Posición angular en ángulos de Euler (grados).	96
Fig. 68 Implementación del control por modos deslizantes	101
Fig. 69 Propagación de quaternions	107
Fig. 70 Velocidades angulares	107
Fig. 71 Comportamiento de las señales de control para el SMC	108
Fig. 72 Superficies s generadas por los 3 quaternions	109
Fig. 73 Diagrama de bloques en Simulink	110
Fig. 74 Estabilización de la orientación	111
Fig. 75 Velocidad angular	111
Fig. 76 Orientación en radianes	112
Fig. 77 Señal de control 1	112
Fig. 78 Señal de control 2	113
Fig. 79 Señal de control 3	113

Fig. 80 Superficie s1	114
Fig. 81 Superficie s2	114
Fig. 82 Superficie s3	114
Fig. 83. Cuerpo del <i>UVSat2</i>	117
Fig. 84. Arquitectura genérica de un Cubesat:	118
Fig. 85. Esquema eléctrico y de telecomunicaciones – NCUBE	119
Fig. 86. Interruptores y resortes en el Cubesat	119
Fig. 87. a) Detalle del AAUSAT; b) Vista exploratoria detallada del OUFTI-1	120

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1 Algunas aplicaciones de la tecnología de suspensión/levitación magnética	13
Tabla 2 Sistemas de suspensión/levitación magnética	14
Tabla 3 Parametrización de los componentes del prototipo EMS	17
Tabla IV Coeficientes de regresión doble exponencial	29
Tabla V Clasificación de las naves espaciales por su masa	36
Tabla VI Disturbios ambientales - Regiones	45
Tabla VII Propiedades del <i>UVSat1</i>	71
Tabla VIII Torques de disturbio resultantes para el <i>UVSat1</i> - Peor caso	72
Tabla 9 Iteraciones para el estado de quaternion 1	104
Tabla 10 Iteraciones para el estado del quaternion 2	105
Tabla 11 Iteraciones para el estado del quaternion 3	105

ÍNDICE DE ANEXOS

Anexo A. Algunas aplicaciones de la suspensión/levitación magnética	135
Anexo B. Los campos magnetostáticos	139
Anexo C. Código para el algoritmo para adquisición de datos	141
Anexo D. Datos adquiridos. Experimentales	142
Anexo E. Otros sensores para la determinación de actitud	145
Anexo F. Modelos matemáticos de sensores para la determinación de actitud.	147
Anexo G. Otros actuadores para el control de actitud	149
Anexo H. Divulgación	151

RESUMEN

Este trabajo se ocupa del diseño, modelamiento y simulación del desempeño de una Plataforma Educacional Levitada para la Determinación y Control de Actitud (ADCS) de picosatélites fundamentada en un subsistema de suspensión electromagnética (EMS). Lo novedoso consiste en la utilización de la suspensión/levitación magnética simulando las condiciones de ingravidez y baja fricción del espacio exterior. Se consiguen tres grados completos de libertad con giro de 360^0 alrededor de los ejes x , y , y z al cuerpo de la nave, a diferencia de los sistemas construidos con cojinetes de aire comprimido en donde estas rotaciones están restringidas por la presencia de conductos de aire.

La determinación y el control de actitud son procesos críticos para la operación de los satélites. El prototipo de plataforma se concibe como un laboratorio de pruebas para la determinación, control y simulación de actitud de pequeños satélites desde el nivel de componentes al nivel del sistema integrado. Sus posibilidades de aplicación se extienden a pruebas de sensores, actuadores, algoritmos de control y experimentación en áreas afines como el electromagnetismo, la radiocomunicación, la comunicación digital y las antenas. Las maniobras del control de actitud se ejecutan con únicamente tres bobinas electromagnéticas que sirven como actuadores primarios.

Se realiza un estudio combinado experimental y teórico donde el cuerpo del picosatélite se suspende a través de un subsistema maglev. Un subsistema ADCS controla los tres ángulos de Euler (*roll*, *pitch*, *yaw*). Este diseño se fundamenta en el método de los Quaternions, superando los inconvenientes de las singularidades en las soluciones que surgen en otros métodos, como en la formulación de las ecuaciones cinemáticas en términos de los ángulos de Euler. Los resultados se visualizan y analizan a través de simulaciones computarizadas.

Palabras Clave: ADCS, MagLev, Simulación, Control, Quaternion.

SUMMARY

This work deals with the design, modeling and simulation of the performance of a Levitated Educational Platform for the Determination and Control of Attitude (ADCS) of picosatellites based on an electromagnetic suspension subsystem (EMS). What is new is the use of magnetic suspension / levitation simulating the conditions of weightlessness and low friction in outer space. Three full degrees of freedom are achieved with rotation of 360^0 around the x , y , and z axes to the body of the ship, unlike systems built with compressed air bearings where these rotations are restricted by the presence of air ducts.

Determination and attitude control are critical processes for the operation of satellites. The platform prototype is conceived as a test laboratory for the determination, control and simulation of the attitude of small satellites from the component level to the integrated system level. Its application possibilities extend to testing of sensors, actuators, control algorithms and experimentation in related areas such as electromagnetism, radio communication, digital communication and antennas. Attitude control maneuvers are performed with only three electromagnetic coils serving as primary actuators.

A combined theoretical and experimental study is carried out where the body of the picosatellite is suspended through a maglev subsystem. An ADCS subsystem controls the three Euler angles (roll, pitch, yaw). This design is based on the Quaternions method, overcoming the drawbacks of singularities in the solutions that arise in other methods, such as in the formulation of the kinematic equations in terms of Euler's angles. The results are visualized and analyzed through computer simulations.

Keywords: ADCS, MagLev, Simulation, Control, Quaternion.

INTRODUCCIÓN

El trabajo que se realiza en esta tesis integra dos áreas de vanguardia en las tecnologías de punta del mundo actual. Se trata de la integración de los campos de la Suspensión/Levitación Magnética (MagLev)¹ y los Sistemas para la Determinación y el Control de Actitud de naves espaciales (ADCS). Se busca aprovechar las ventajas de cada área para lograr el diseño y simulación de una plataforma con fines educacionales que simule la ingravidez del espacio exterior, como un laboratorio para la experimentación en tierra del comportamiento de picosatélites.

Una visión de conjunto de la plataforma educacional MagLev. La integración de un subsistema de suspensión magnética (EMS)² y un subsistema³ para el control y determinación de la actitud (ADCS) permite la implementación de una plataforma educacional para realizar experimentos en un laboratorio en tierra sobre satélites pequeños, en este caso picosatélites. La Fig. 1 es una representación general de la idea.

El subsistema EMS se encarga de mantener suspendido magnéticamente el cuerpo del satélite a una altura que permite su rotación libre, sin obstáculos. Esto se logra por medio de campos magnéticos generados por bobinas acopladas a un bastidor no ferromagnético, manipulados mediante un sistema de control automático realimentado.

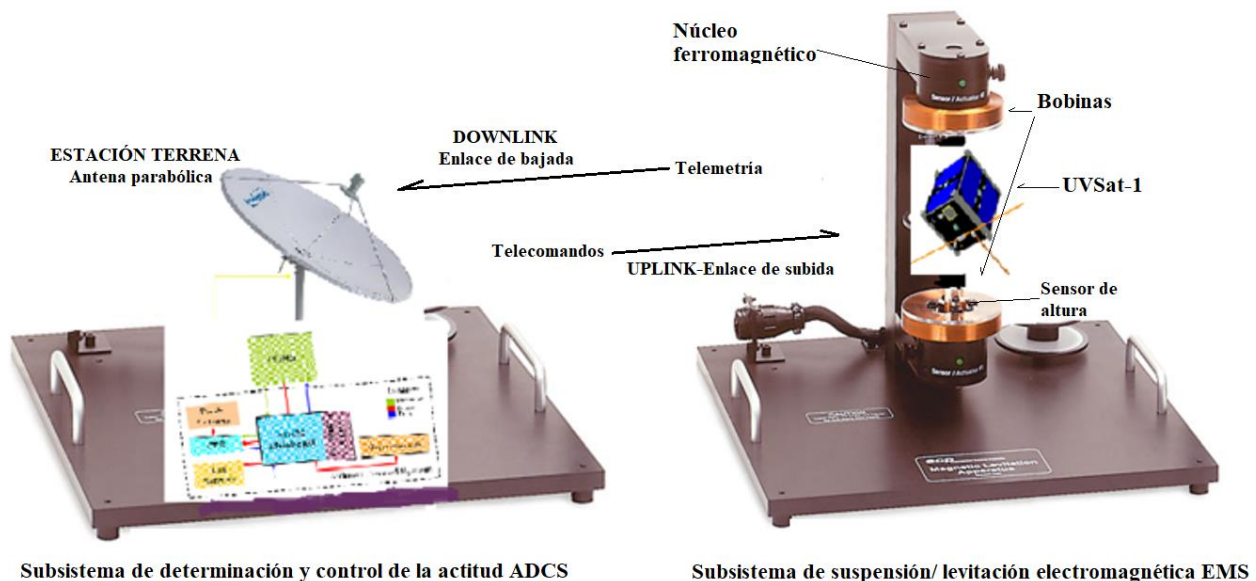


Fig. 1 Plataforma Educacional MagLev. Subsistemas ADCS y EMS.

Fuente: Adaptado de http://www.ecpsystems.com/controls_maglevit.htm

¹ Magnetic Levitation en inglés.

² EMS en inglés, Electromagnetic Suspension System o Sistema de Suspensión Electromagnética.

³ Un sistema corresponde a una combinación de partes o componentes que interactúan entre sí y se relacionan a través de un conjunto particular de variables conocidas como estados del sistema que determinan completamente el comportamiento del sistema en un momento dado y que se comportan como una entidad única (Haddad & Chellaboina, 2008).

El subsistema ADCS simula la estación terrena que recibe los datos medidos correspondientes a la actitud instantánea o telemetría de la nave que se obtienen de un giroscopio y un magnetómetro dentro del cuerpo del satélite y, emite instrucciones de control a través de telecomandos para modificar la actitud del satélite en respuesta a las diferencias entre la medición recibida desde la sensórica en el cuerpo del satélite y la actitud deseada. Las señales de comando y medición o telemetría se propagan a través de enlaces uplink (subida) y downlink (bajada) de radio comunicación sin conductores que puedan limitar su libertad de giro. En el diagrama de bloques de la Fig. 2 se presenta una visión sintética del ADCS.

La novedad de la plataforma propuesta en esta tesis se condensa en las siguientes razones:

- Supera el problema de localización del centro de masa necesaria en los sistemas típicos ya que la técnica MagLev hace que el cuerpo del CubeSat⁴ logre su condición de equilibrio través de un sistema de control automático sin necesidad de mecanismos de balanceo.
- Alcanzada la condición de equilibrio el cuerpo del CubeSat puede girar libremente sobre los ejes x , y y z (*pitch*, *roll* y *yaw*) sin restricciones de ángulo.
- La inclusión del principio de los Quaternions como herramienta matemática para el diseño del sistema de control automático permite el control en todos los ángulos de giro superando el escollo de las singularidades que se presentan en la técnica matemática de los ángulos de Euler.

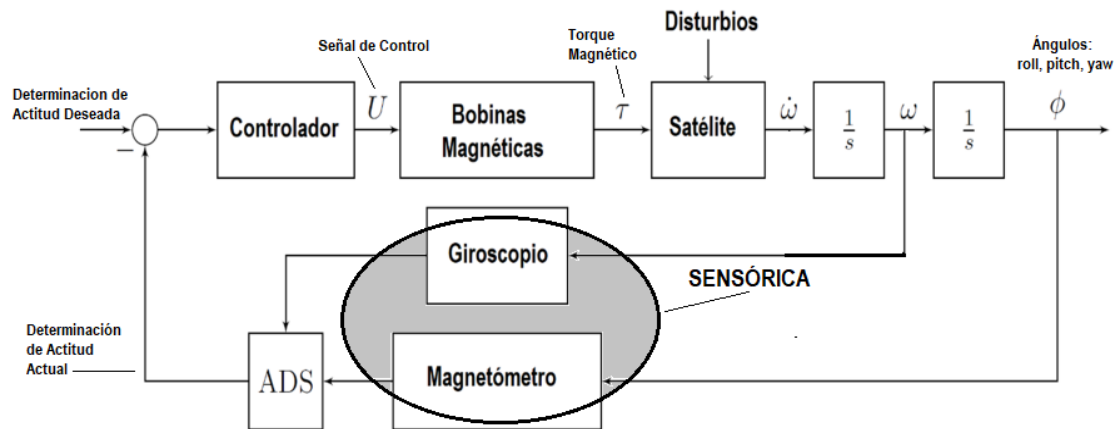


Fig. 2 Diagrama de bloques del ADCS

La combinación de la técnica MagLev y el ADCS, ofrece un sistema de características más parecidas al espacio exterior que las otras técnicas empleadas hoy. A continuación, se revisan sucintamente algunos aspectos esenciales relativos a estas especialidades.

Los sistemas de suspensión/levitación magnética. El desafío de la fuerza de gravedad suspendiendo un cuerpo libremente en el espacio sin ninguna acción de contacto mecánico y el control de sus seis grados de libertad para implementar su utilización en diferentes dispositivos, ha sido un campo de atención e investigación desde hace muchos años (Jayawant, 1988);(Sinha, 1987). Esta posibilidad tecnológica tiene un alto potencial para aplicaciones industriales si se tiene en cuenta que con su aplicación se superan los problemas de contacto mecánico y se posibilita la

⁴ Picosatélite cúbico de 10 cm de lado y 1 kg de peso máximo. Dimensiones definidas en la norma CubeSat.

ausencia de fricción, generación de polvo, ruido y diferentes efectos dinámicos propios de los cuerpos en movimiento (Yaghoubi, 2012).

La suspensión/levitación magnética corresponde a un concepto de acople electromecánico donde un objeto es mantenido en el aire o en el vacío sin más soporte que los campos magnéticos controlados. Los campos se emplean para invertir o contra-actuar sobre la fuerza gravitacional. Los principios de la suspensión/levitación magnética son conocidos desde hace más de 100 años cuando se concibieron los primeros trenes levitados magnéticamente o MagLevs (Magnetic Levitation). Aunque el interés mundial ha estado enfocado en este tipo de vehículos, esta tecnología no se limita a viajes en tren, sino que ofrece un horizonte de aplicación bastante más amplio. Los sensores, los actuadores magnéticos, los motores, las turbinas de tecnología MagLev y sus elementos componentes pueden operar en entornos de condiciones difíciles sin presentar problemas por fricción, abrasión, ruido o lubricación.

Los satélites artificiales y sus órbitas. El uso de satélites para los sistemas de comunicación es un hecho muy común en nuestros días. Los satélites son un componente fundamental de los sistemas de comunicación en el transporte de grandes cantidades de información, bien sea imagen, sonido, telefonía y datos de variado interés como el estado del clima, los niveles de polución, la situación de la capa de ozono y diferentes aplicaciones como GPS, etc. Los satélites ofrecen una serie de ventajas sobre otros dispositivos de comunicación dado que grandes áreas de la tierra son visibles desde un satélite. Los satélites pueden asociarse en redes para cubrir vastas regiones y llegar a usuarios que están separados por grandes distancias. Además *el cubrimiento de los satélites no está limitado geográficamente, ni políticamente* (Roddy, 2001, p. 1). Las órbitas están en función de la distancia del satélite a la tierra y se seleccionan de acuerdo con la misión para la que es diseñado cada uno. Se utilizan cuatro tipos básicos de órbita (Chatters Edward P., Maj; Eberhardt, Maj Bryan; Warner, 2009). La Fig. 3 corresponde a una visión sintética de las diferentes órbitas que se utilizan típicamente en el campo satelital.

Un aspecto esencial en el trabajo con satélites es su *actitud*, que se refiere a su orientación en el espacio con respecto a la tierra, el sol, los planetas o estrellas o a algún otro punto de referencia sideral. *La determinación de la actitud* se refiere a la medición de la orientación del cuerpo del satélite con respecto a algún marco de referencia. *El control de actitud* determina y ejerce las acciones necesarias sobre el satélite para lograr la correcta orientación de las antenas y demás dispositivos como cámaras o sensores, hacia la tierra o hacia algún punto de referencia en razón a que en general son direccionales y de foco angosto o la orientación de las celdas solares hacia el sol, por ejemplo. *El control de órbita* satelital se refiere al proceso de generar empuje para mantener la nave en una órbita particular en presencia de perturbaciones orbitales. La existencia de diferentes fuerzas desestabilizadoras que pueden actuar sobre el satélite, como las fuerzas gravitacionales del sol, la luna, los planetas, el campo magnético de la tierra (Ippolito Jr., 2008) y los torques debidos a los disturbios ambientales propios del entorno espacial (Gießelmann, 2006);(Wertz, 1980);(Wertz & Larson, 1999) obligan a una operación constante de los mecanismos de

determinación y control de la actitud y de órbita. En conjunto son tareas fundamentales para asegurar el éxito de las misiones espaciales a pesar de los disturbios externos que se puedan presentar (Lovera, 2006).

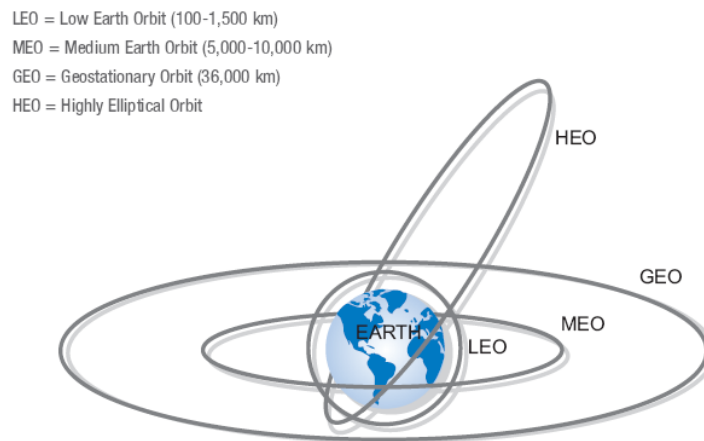


Fig. 3. Órbitas satelitales

Tomado de: http://www.coimbraweb.com/documentos/radio/8.2_orbitas.pdf

El presente trabajo tiene un doble propósito: en primer lugar lograr una mejor realización, con respecto a otros proyectos, de las condiciones de ingravidez y atmósfera enrarecida del espacio exterior en la órbita LEO⁵ (Al-Majed & Alsuwaidan, 2009);(Prado et al., 2005);(Kato et al., 2011);(Tu et al., 2004);(Crowell, 2011), a través del diseño y uso de un sistema MagLev para la suspensión del cuerpo de un *CubeSat* bajo estudio. En segundo lugar, se explora, se modela y se construye un entorno de simulación para la determinación y el control de la actitud (ADCS) de una nave espacial tipo picosatélite.

Antecedentes

Los sistemas MagLev. La posibilidad de mantener un objeto suspendido en el espacio con la utilización de campos eléctricos y magnéticos sin ningún contacto mecánico resulta atractiva para la industria en general. También para desarrollos de tecnología de punta, como en la industria aeronáutica⁶ y astronáutica⁷, en donde puede requerirse la eliminación de rozamientos, ruidos o contaminación de los ambientes debida a polución por desgastes. Existe una amplia variedad de investigaciones y aplicaciones realizadas en el campo de los MagLev a nivel mundial que están a disposición en la Web. En Colombia se ha incursionado en el área de la suspensión/levitación magnética en variados trabajos de investigación de diferentes universidades como la EAFIT (Ríos Ruiz, 2010), la Universidad Nacional de Colombia (Rondón et al., 2009);(Acero Romero et al.,

⁵ Low Earth Orbit u Órbita Baja de la Tierra.

⁶ Se refiere a naves que operan en el espacio que contiene aire: aviones, helicópteros, etc.

⁷ Considera las naves operando fuera de la atmósfera terrestre: satélites, estaciones espaciales, sondas interplanetarias, entre otros.

2016), la Universidad Distrital (Rairán, 1999), la Universidad Autónoma de Occidente (Morianó & Naranjo, 2012), la Universidad del Valle (Martínez Díaz, 2000);(González et al., 2005);(Caballero & Martínez Díaz, 2005).

Los CubeSat. El contexto de este trabajo de investigación de maestría está vinculado al proyecto *CubeSat*, el cual fue presentado por California Polytechnic State University (Cal Poly State) y la Universidad de Stanford. El proyecto CubeSat se ha fundamentado en un estándar de diseño que ha venido actualizándose periódicamente a partir del año 2005 hasta el año 2014. Este estándar proporciona las especificaciones en cuanto a requerimientos generales, mecánicos, eléctricos y operacionales y las exigencias de pruebas de vibración aleatoria, vacío térmico, impacto e inspección visual de los satélites (California Polytechnic State University, 2014);(Heidt et al., 2001);(CubeSat Community, 2017). Diferentes proyectos de desarrollo de microsatélites en el mundo ya han colocado sus dispositivos en órbita.

Entre los *CubeSat* de tipo picosatélite se pueden considerar algunos ejemplos como el proyecto *SwissCube* que lanzó en el año 2008 un *CubeSat* con pequeñas cargas útiles científicas y tecnológicas. El propósito de esta misión fue la observación y medición del fenómeno del resplandor nocturno (Foletti, 2006).

La Universidad de Sidney lanzó el *CASsat* en junio del 2003, un satélite educacional construido por estudiantes, incentivando la participación en grupos interdisciplinarios (Alminde et al., 2003).

El Laboratorio para los Sistemas Espaciales del Instituto de Tecnología de Tokio lanzó en el año 2003 el *CUTE-1*. Este satélite tuvo tres misiones relacionadas con comunicación, sensórica y despliegue (Nakaya et al., 2003).

El *nCube* fue colocado en órbita por el Departamento de Ingeniería Cibernética de la Universidad de Ciencia y Tecnología de Trondheim, Noruega. Se utilizó un filtro Kalman para la estimación de los parámetros del modelo matemático del satélite y los resultados se compararon con un filtro Kalman extendido. Los propósitos de este proyecto consideraban la construcción de competencias en los campos relacionados al espacio entre los profesores y estudiantes y también la construcción de competencias para la actividad noruega en satélites (Svartveit, 2003);(Riise, Å.G.; Samuelson, B. C. H.; Sokolova et al., 2004).

El CANX-1 fue un programa de picosatélites del Laboratorio de Vuelos Espaciales de la Universidad de Toronto para estudiantes graduados. Estuvo dirigido al diseño, desarrollo, pruebas y operación de pequeños satélites con masa inferior a 1 Kg. El objetivo fue comprobar la funcionalidad de algunas tecnologías electrónicas novedosas en el ambiente orbital como las imágenes en color y monocromáticas (Wells, G. James; Stras, Luke; Jeans, 2002). La verificación del sistema en órbita no pudo realizarse ya que la comunicación falló luego del lanzamiento.

En cuanto a los nanosatélites se pueden mencionar el CANX-2 lanzado en abril de 2008. Es un triple-CubeSat de la Agencia Canadiense de Experimentos Avanzados con Satélites

Nanoespaciales. Se propuso la evaluación de tecnologías para vuelos en formación y la demostración de los costos efectivos de acceso al espacio (Sarda et al., 2005).

El *UNISAT-3* es un proyecto de la Universidad de Roma, lanzado en Junio de 2005, se reportó operacional en febrero de 2006 (Graziani, F.; Santoni, 2002).

El *Flying Laptop*, un microsatélite, fue lanzado a finales del 2006 en una órbita síncrona por el Instituto de Sistema Espaciales de la Universidad de Stuttgart. La carga útil del satélite incluyó una cámara que opera en el rango visible, en el rango infrarrojo y en la región térmica. La cámara se utiliza para monitorear la superficie de la tierra. También se trata de recolectar datos para describir la atenuación en la banda *Ka* para diferentes condiciones del tiempo en Europa Central (Schoenermark, M. v.; Roeser, H.-P.; Huber, F., G.; Grillmayer, M.; Lengowski, S.; Walz, 2005).

El Instituto Nacional de Aeronáutica y el Espacio y la Universidad Técnica de Berlín crearon el programa *LAPAN-TUBSAT*. La misión de este proyecto consiste en la observación de la tierra (tráfico, agricultura, monitoreo de desastres), demostración de tecnologías (sensor de estrellas, mecanismos de reenfoque) y entrenamiento de ingenieros (Hardhienata et al., 2004). El satélite se colocó en una órbita polar LEO a 625 Km de la tierra, con inclinación de 97.6° en enero de 2007 (*Sharing Earth Observation Resources*, 2021).

El Departamento de Sistemas Electrónicos de la Universidad de Aalborg en Dinamarca lanzó en abril de 2008 el *AAUSAT-II*, que fue el segundo CubeSat construido en esa Institución. El proyecto inició en el año 2003. La misión principal del satélite (Nielsen, 2009) fue:

- Establecer comunicación de una vía
- Establecer comunicación en doble vía
- Probar un ADCS
- Medir la radiación gamma en el espacio exterior utilizando un medidor desarrollado por el Instituto Danés de Investigación Espacial (DSRI).

Dos lanzamientos de CubeSat se han cristalizado Colombia, uno realizado por la Universidad Sergio Arboleda (Triana et al., 2015) y otro reciente ejecutado por la Fuerza Aérea Colombiana (EMAVI, 2018). Se ha investigado en esta temática por parte de la Universidad Libre (Robayo Sepúlveda & Novoa Triana, 2013), la Universidad Distrital Francisco José de Caldas (Martínez, 2015);(García et al., 2016);(Castellanos & Pico, 2014), la Universidad Javeriana (Cepeda Gómez, 2010);(Rosso Bayona & Vieira Martínez, 2010) y la Universidad Pedagógica y Tecnológica de Colombia (Espíndola & Mesa Lara, 2011) en Bogotá. También la Universidad de Antioquia (Jaramillo Gómez, 2013) y la Universidad Nacional (Suárez-Fajardo et al., 2016) y la Universidad del Valle en Cali con trabajos de Diego Felipe Moná (2013) y Rodrigo Martínez (2015; 2017), entre otras. Los trabajos de investigación son de dominio público en la Web.

Los satélites de comunicaciones en Latinoamérica y en Colombia. Los países latinoamericanos han estado rezagados en cuanto a la incorporación a la TV y los satélites. México, Brasil, Argentina, Panamá, Chile y Perú fueron los primeros en ingresar al sistema *INTELSAT* entre 1968 y 1969. Bolivia, Guatemala y Uruguay se incorporaron en 1980. Los primeros países con satélites

nacionales son México y Brasil en 1985. Se espera que estos dos países sean los líderes en el lanzamiento de satélites de difusión directa. Se han diseñado proyectos regionales como *Cóndor* y *Panamsat*, en donde participa Colombia. En 1980 se realizaron estudios para un proyecto colombiano llamado *Satcol*, pero este proyecto quedó paralizado por diferentes asuntos de orden político. Los proyectos *Cóndor* y *Panamsat* tampoco han podido cristalizarse totalmente (Fadul, Ligia Maria; Fernández Christlieb, 2000). Colombia creó en julio de 2006 la Comisión Colombiana del Espacio (CCE) que asocia diferentes ministerios, organismos públicos, centros de investigación y universidades. La CCE se encarga de las telecomunicaciones, la observación de la tierra, la astronomía, la astronáutica, la medicina aeroespacial, la infraestructura colombiana de datos espaciales y la gestión del conocimiento y la investigación (Colombia, 2011). A pesar de múltiples intentos, iniciativas y proyectos, la incursión del país en materia aeroespacial sigue siendo tímida, por decir lo menos.

La Universidad Sergio Arboleda de Bogotá colocó en órbita el 18 de Abril de 2007 un picosatélite llamado *Libertad 1* a bordo del cohete Dnepr-1 desde el Cosmódromo de Baikonur. El satélite logró hacer más de 2320 transmisiones y envió más de 11.600 paquetes de datos, de mediciones de temperaturas en tiempo real (Universidad Sergio Arboleda, 2014). En septiembre del año 2011 se realizó en Cali la XI plenaria de la Comisión Colombiana del Espacio (CCE). Los representantes de las diferentes entidades que componen la CCE se concentraron en la creación de la Agencia Colombiana de Asuntos Espaciales (ACAE). En ese marco se propuso la actualización del proyecto “*Satélite Colombiano de Observación de la Tierra*” (Espacio, 2011). En noviembre de 2018 la Fuerza Aérea Colombiana lanzó el satélite FACSAT-1, construido en Dinamarca, con el que la apuesta a la innovación tecnológica e investigativa.

Las plataformas y bancos de prueba como laboratorios para simular el comportamiento de pequeños satélites. Los picosatélites como el *UVSat1*⁸, se han venido utilizando ampliamente a escala global en diferentes universidades del mundo entero con el objetivo primario de aportar a la educación en el área aeroespacial. En esta línea, se han diseñado y probado diferentes plataformas que se puedan utilizar como laboratorios en tierra tratando de conseguir condiciones similares a las del espacio exterior. Varios desarrollos han utilizado cojinetes de aire y otros mecanismos para reducir la fricción y contrarrestar los efectos de la gravedad en la idea de simular las condiciones de ingravidez y falta de fricción del espacio exterior.

La validación experimental de la determinación y el control de actitud del desempeño de estos subsistemas mediante dispositivos en laboratorios en tierra, se convierte en una condición esencial, en la medida en que se logran evaluar los diseños de nuevos satélites antes del lanzamiento con costos y riesgos ambientales bajos (Tavakoli et al., 2017).

La plataforma *PACE* (*Platform for Attitude Control Experiment*) es un doble CubeSat construido en la Universidad Nacional Cheng Kung en el año 2004 para fines educacionales, estabilizado en

⁸ Un CubeSat de volumen reducido respecto a la norma, que se emplea en este trabajo para la realización de los modelamientos y simulaciones.

los tres ejes. Se emplea un doble CubeSat con peso menor a 2 Kg., y utiliza una rueda de momento y bobinas magnéticas para generar los torques de control. Entre los sensores se incorporan magnetómetros, giroscopios y sensores de sol (Tu et al., 2004).

Prado et al diseñaron y construyeron una plataforma de simulación para llevar a cabo pruebas de orientación de satélites pequeños basada en cojinetes de aire comprimido. Se propone como un medio para realizar de forma efectiva pruebas de funcionamiento de sensores, actuadores y algoritmos desde una perspectiva experimental. La plataforma está provista de tres ruedas inerciales y tres bobinas como actuadores. El balanceo de la plataforma relocalizando el centro de masa sobre el centro geométrico del cojinete de aire comprimido reduce significativamente los pares gravitacionales (Prado et al., 2005).

En la División de Mecánica Espacial y Control del INPE (Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais) en Brasil, se ha construido un Laboratorio de Simulación (LabSim) para estudiar el ambiente de control de satélites. Un Simulador de Sistemas de Control de Actitud (SSCAS), el cual opera basado en una plataforma en forma de disco suspendida por aire comprimido, sobre la que se instalan los diferentes dispositivos de un ADCS, permite investigar el comportamiento del sistema y los dispositivos (Conti Filo, 2006).

Una plataforma experimental para la determinación de actitud y el subsistema de control fue diseñada por Al-Majed & Alsuwaidan (2009). La plataforma proporciona condiciones de gravedad cercana a cero utilizando un mecanismo de rótula con cojinetes de aire. El aire comprimido pasa a través de cinco perforaciones colocadas dentro de la parte soporte del cojinete para mantener la separación entre las dos partes del cojinete. La plataforma proporciona libertad de giro total en el eje *yaw*, pero el *roll* y *pitch* están limitados a $\pm 30^\circ$ (Al-Majed & Alsuwaidan, 2009).

Kato et al., elaboraron la plataforma *FACE* (*Free Attitude Control Experiment Plattform*) en el Instituto de Sistemas Espaciales del Centro Alemán Aeroespacial, con el objetivo de desarrollar y verificar los sistemas de control de actitud de pequeños satélites. Su tarea principal consiste en crear un entorno artificial que simula, de la mejor manera posible, las condiciones del entorno espacial (gravedad cero, radiación solar, campo magnético y fondo estelar, entre otras). Consiste en una plataforma que incluye los componentes del satélite, contenida dentro de una semiesfera que funciona como un cojinete hemisférico de aire. Para lograr mínima fricción, el centro de masa de la plataforma se calibra automáticamente a través de software especializado (Kato et al., 2011).

El Laboratorio de Sistemas Espaciales del Instituto de Tecnológico de Massachusetts (MIT) desarrolló en el año 2011 un banco de pruebas con capacidad para simular la fricción reducida y la microgravedad del entorno espacial. El banco de pruebas consiste en una mesa con tres grados de libertad, basado en cojinetes rotacionales de aire. Incluye todo el equipamiento necesario para permitir las pruebas en lazo cerrado de los componentes individuales e integrados del sistema ADCS en el ambiente inercial simulado (Crowell, 2011).

En el Worcester Polytechnic Institute, Farhat & otros, como un segundo objetivo de su tesis, han realizado el diseño de un banco de prueba basado en cojinetes de aire para la verificación

experimental de las políticas de control para proyectos de CubeSat que permite giros de 45° en los ejes x , y y de 360° en el eje z (Farthad et al., 2013).

La revisión del estado de avance del diseño y construcción de plataformas o bancos de prueba para la simulación de la ingravidez del espacio exterior evidencia la tendencia al diseño y construcción de sistemas basados en cojinetes de aire comprimido. Estos dispositivos presentan entre sus inconvenientes la necesidad de realizar periódicamente un ajuste del cuerpo de la plataforma en relación con el punto de aplicación de la fuerza del chorro de aire comprimido. La fuerza debe localizarse en el centro de masa del conjunto para obtener su equilibrio antes de proceder a realizar las pruebas. Otras limitaciones de esta técnica consisten en la restricción de los grados de libertad de la mesa de instrumentos, ya que los desplazamientos en los ejes x , y y z no se permiten. Además, los ángulos de giro *pitch*, *roll* y *yaw* solo pueden alcanzar unos 30° máximo en razón a la existencia de la columna de suministro del aire comprimido. La *Plataforma Educativa MagLev* presentada en esta investigación supera las deficiencias que se evidencian en la exposición anterior, permitiendo el giro sin limitaciones en los tres ejes. Además, no existen conexiones físicas entre el CubeSat y los dispositivos de la plataforma, ya que las señales de medición y comando se transmiten y reciben vía radio. La energía para la transmisión/recepción y los actuadores se suministra a través de baterías a bordo. La operación del sistema es sencilla y permite la ejecución con múltiples estrategias de control.

El problema de investigación

Descripción del problema. La necesidad de contar con elementos que permitan realizar pruebas en tierra en el área de la navegación satelital ha llevado a diferentes investigadores al desarrollo de plataformas, equipos y dispositivos tratando de simular las condiciones de ingravidez y ausencia de rozamiento propias del espacio exterior. Se han realizado proyectos en donde estas características se tratan de lograr a través del uso de cojinetes de aire. Esta técnica presenta el inconveniente de la limitación de los ángulos de giro de las plataformas debido a la existencia del conducto de suministro de aire comprimido. En la mayoría de estos aparatos este conducto, utilizado como columna de soporte para el cojinete de aire, interfiere el libre movimiento de las plataformas. Los movimientos de traslación no se permiten.

La utilización en este proyecto de la técnica de suspensión/levitación magnética MagLev permite mantener el cuerpo del *CubeSat* flotando en el aire. No hay conexiones eléctricas o mecánicas del *CubeSat* con el resto de los elementos componentes del sistema. La interacción del *CubeSat* con el subsistema de suspensión/levitación se logra a través de campos magnéticos controlados utilizando exclusivamente fuerzas a distancia, no existe absolutamente ninguna fuerza contacto. El campo magnético del subsistema MagLev es cuasi-estacionario por lo que no presenta efectos inductivos apreciables sobre los componentes del ADCS. Las señales de telemetría y telecomando para el ADCS se envían y reciben vía radiocomunicación. De esta manera el CubeSat podrá “*volteretear*” (*tumbling* en inglés) libremente de forma análoga a como lo haría cuando sea liberado por el P-

POD⁹ desde la Estación Espacial Internacional (ISS) al espacio exterior en cumplimiento de su misión. Al mismo tiempo se propone construir un sistema integrado al levitador, con un simulador local para la experimentación en las diferentes temáticas del área de énfasis en satélites en donde se superan las restricciones de giro debido a la presencia de los conductos de aire comprimido típicos en otras realizaciones.

Amplitud del problema. Colombia se encuentra rezagada en cuanto al ingreso al grupo de países que tienen sus propios satélites de comunicación. El proyecto del satélite geoestacionario *Satcol* que debería comprarse en 2013 se encuentra estancado. Esta área se encuentra considerada dentro de los servicios de alta tecnología en telecomunicaciones. Algunas empresas colombianas han estado participando en proyectos para la construcción y lanzamiento de picosatélites como *Sequoia Space* (<https://www.civico.com/lugar/sequoia-space-bogota/>). Se han elaborado diferentes proyectos, pero aún no fructifican, dejando al país atrasado en temáticas aeroespaciales. A pesar de que se ha constituido la Comisión Colombiana del Espacio (CCE) y se ha propuesto la creación del Programa Satelital Colombiano de Observación de la Tierra, hasta el año 2009 no se vieron resultados concretos (Gómez G., 2009). Solo la Universidad Sergio Arboleda envió un picosatélite al espacio en el año 2007 y en el 2018 la Fuerza Aérea Colombiana coloca en órbita el FACSAT-1. En el documento CONPES “*Lineamientos para implementar el proyecto satelital de comunicaciones de Colombia*” (2009) dentro de los fines de ampliar la cobertura en conectividad a través del Programa Compartel, se menciona que:

“Sin embargo, la realidad de la infraestructura nacional de telecomunicaciones muestra que la gran mayoría de las instituciones objetivo de esta conectividad, se encuentran localizadas en regiones alejadas de las redes de interconexión nacional de fibra óptica o de microondas (por ejemplo, Costa Pacífica, Orinoquía y Amazonía), y por lo tanto la única posibilidad de interconexión es la comunicación satelital. Además, la complejidad de la geografía del territorio nacional dificulta la expansión de las redes terrestres, por lo cual continúa la dependencia de las tecnologías satelitales” (CONPES, 2009).

El mismo documento insiste en que para Colombia, los sistemas “*satelitales se consideran como la solución más apta para la prestación de servicios en regiones aisladas y de difícil acceso a los sistemas terrenos, debido a sus características de cubrimiento geográfico y fácil instalación*”. Esto resalta la necesidad de contar con profesionales de alta formación en el área aeroespacial, al mismo tiempo se requiere que las instituciones cuenten con equipos y sistemas que permitan simular las condiciones en las que las naves espaciales se van a desempeñar. Por tanto, es imprescindible formar el personal de profesores y estudiantes con la experticia y el dominio en los campos relacionados al espacio.

Justificación

La suspensión/levitación magnética de los cuerpos, supera las dificultades de los sistemas con cojinetes de aire comprimido y permite al cuerpo rígido, en este caso el *CubeSat*, rotar libremente

⁹ P-POD. Poly-Pico Satellite Orbital Deployer. Dispositivo para el lanzamiento de múltiples cargas secundarias útiles desde un vehículo como la estación espacial internacional.

sobre sus tres ejes, sin límite. Esta estructura elimina la necesidad de calibración del centro de masa de las plataformas, obligatorio en los bancos de prueba típicos. Además, hace que el objeto suspendido/levitado se manifieste como si la fuerza fuese aplicada al centro de masa¹⁰.

Se proporcionan las bases para la implementación de un laboratorio para la experimentación con prototipos en los estudios de las dinámicas de cuerpos en condiciones de inestabilidad y no linealidad¹¹, el electromagnetismo, el control automático, la comunicación digital y la simulación de sus respectivos modelos computarizados y posibles estudios futuros de control de órbita y lanzamiento de cohetes para los programas de Maestría en Ingeniería Aeroespacial, Maestría en Ingeniería Mecánica y Doctorado en Ingeniería Mecánica. Además de otras temáticas asociadas a los programas de las disciplinas de la electrónica y la automática en la Universidad del Valle. La dificultad de contar en el Programa de Maestría en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad del Valle con un laboratorio local para simular las condiciones el espacio exterior es otro de los problemas que obstaculiza la experimentación en la línea de énfasis en satélites.

Se da apertura para que la Universidad del Valle asuma el liderazgo en el programa aeroespacial que se adelanta en el país y su participación en proyectos para la puesta en el espacio de un primer satélite colombiano para la educación. Se busca ampliar la experiencia de los Grupos de Investigación en Control Industrial (GICI), en Mejoramiento Industrial (GIMI) y el Equipo de Investigación en Desarrollo y Exploración Aeroespacial (IDEXA) de la Universidad del Valle, en el campo de la suspensión/levitación magnética e incursionar el área de la determinación, control y simulación de actitud de satélites empleando fundamentación teórica avanzada y tecnologías de punta. En el aspecto académico se abre la posibilidad para diversos trabajos futuros de pregrado, maestría y doctorado. El desarrollo de esta tesis aporta a la construcción de competencias en los campos relacionados al espacio entre los profesores y estudiantes y a la construcción de competencias para la actividad colombiana en aeronáutica y astronáutica.

Objetivos

Objetivo general. Concebir, modelar y simular una plataforma educacional suspendida magnéticamente (MagLev) que permita experimentar en tierra las condiciones del espacio exterior para la determinación y control de actitud (ADCS) de pequeños satélites.

Objetivos específicos:

- *Dimensionar y/o seleccionar los componentes de un prototipo de laboratorio:* 1) la estructura del CubeSat; 2) el subsistema MagLev y; 3) el subsistema ADCS.
- *Realizar el modelamiento matemático* de los diferentes componentes de cada subsistema
- *Diseñar, ajustar y validar controladores para cada subsistema* mediante simulaciones computarizadas y examinar el desempeño de cada uno de ellos.

¹⁰ Centro de masa

¹¹ En este tipo de sistemas las respuestas no corresponden a una proporción fija de las señales de entrada.

La estructura de este documento

En la Introducción se tratan los aspectos generales de la investigación. Se incluye una visión de conjunto de la plataforma educativa MagLev que se concibe y diseña en este trabajo y una exposición a modo de introducción de aspectos como los sistemas de suspensión/levitación magnética, los satélites, sus órbitas y sus estrategias de control, el Control y Determinación de la Actitud (ADC) y el Control de Órbita (OC). Se revisan los antecedentes tanto para los sistemas MagLevs como para los Cubesats y las plataformas y bancos de prueba que se han implementado como laboratorios en tierra para simular el comportamiento de pequeños satélites. Finalmente se trata el problema de investigación, la justificación de la investigación y los objetivos.

El Capítulo I describe la plataforma educativa Maglev. Se incluye información sobre algunos avances. Y se plantea el diseño de un prototipo que se construye y utiliza para el desarrollo de un modelo no lineal del campo magnético. Se presenta un CubeSat unitario de dimensiones reducidas a escala 1:15 respecto del estándar, que en adelante se denomina *UVSat1*¹².

En el Capítulo II se aborda el estudio de los fundamentos teóricos y el modelamiento matemático tanto para el subsistema de suspensión electromagnética como para el subsistema de determinación y control de la actitud. Se incluye el proceso de obtención del modelo no lineal del campo magnético en condiciones reales y la linealización de las ecuaciones del subsistema. En cuanto al ADCS se revisa lo referente al entorno espacial, las temáticas asociadas a la representación de la actitud, el control de la actitud y los actuadores, el modelo general de un satélite, sus dinámicas y cinemáticas y los procedimientos de linealización de estos modelos.

El Capítulo III está dedicado a los diseños y simulaciones del control, inicialmente para el subsistema de suspensión electromagnética y luego para el subsistema ADCS. Para ambos subsistemas se diseñan y simulan controladores clásicos por el método del LGDR y por asignación de polos en el espacio de estados y controladores no lineales por modos deslizantes.

El Capítulo IV trata sobre las conclusiones y el trabajo futuro en el área de satélites en Univalle. Se presentan las consideraciones básicas sobre la arquitectura de un prototipo CubeSat preliminar que sería estudiado, validado e implementado en futuros trabajos de investigación en equipo. Se pretende que estas recomendaciones puedan conducir en un mediano plazo a la puesta en órbita del primer satélite *UVSat2* de la Universidad del Valle.

¹² Los términos: nave espacial, picosatélite, CubeSat y UVSat1, se refieren al sistema propuesto en este trabajo como modelo experimental reducido para el desarrollo cálculos, diseños y simulaciones requeridos. UVSat1, en particular, es un nombre que involucra la sigla identificativa de la Universidad del Valle.

Capítulo I. LA PLATAFORMA EDUCACIONAL MAGLEV

La plataforma está compuesta de dos subsistemas como se pueden observar en la Fig. 1:

- *El Subsistema de Suspensión Electromagnética EMS*
- *El Subsistema de Determinación y Control de la Actitud ADCS*

I.A. El Subsistema de Suspensión Electromagnética

La aplicación de campos electromagnéticos como medios de actuación es una técnica estudiada desde hace más de seis décadas. En un principio estos métodos se utilizaron en actuadores electromagnéticos con solenoides, grúas magnéticas e interruptores eléctricos. Luego se incursionó en los trenes levitados magnéticamente y en una variedad de productos para suplir la demanda de nuevas tecnologías de comando. En la actualidad, la actuación magnética se muestra como una alternativa factible para dispositivos de control posicional ultrafino. Los subsistemas EMS se componen de un grupo de partes de naturaleza eléctrica, magnética y mecánica. En este trabajo un EMS es dedicado a la suspensión de un CubeSat a una distancia fija del núcleo de un electromagneto por medio de control automático en lazo cerrado. Los sistemas de suspensión electromagnética han sido utilizados ampliamente en razón a las ventajas que ofrecen en comparación con los sistemas electromecánicos convencionales. En la Tabla 1 se presentan algunas de sus aplicaciones.

Tabla 1 Algunas aplicaciones de la tecnología de suspensión/levitación magnética

APLICACIÓN	AUTORES
Trenes magnéticamente levitados	(Yaghoubi et al., 2012);(Ramírez-Neria M. et al., 2014);(Sharma et al., 2014);(Yaghoubi, 2013);(Bhatt & Yewale, 2015)
Estereolitografía	(Shobhit Verma & Kim, 2004)
Fotolitografía	(W. Kim & David L., 1998);(Owen et al., 2006);(Kwang & Yoon, 2002);(Redmond & Tucker, 1995);(Wronosky et al., 1996)
Transporte en producción limpia de semiconductores	(Park et al., 1996);(Chen et al., 1999)
Teleoperación	(Unger & Hollis, 2004);(S.E. Salcudean, N.M. Wong, 1995);(Salcudean et al., 1992)
Suspensión electromagnética activa de vehículos	(Gysen et al., 2008);(Mulla, 2013);(Hederic et al., 2013)
Rodamientos magnéticos activos	(Chien-Chang Wang et al., 2006);(Chen Seng-Chi et al., 2014);(Yin & Zhao, 2007);(Bonnet et al., 2009);(Du et al., 2010)
Micromaquinado	(Banucu et al., 2011)
Túneles de viento	(Oshima et al., 2016);(Huang & Wang, 2015);(Chin E. Lin et al., 1996);(Sawada et al., 2002);(Oshima et al., 2015);(Martindale et al., 1985);(J.-S. Lee et al., 2013)
Turbinas de viento	(Shuqin, 2011);(Nagarkar & Khan, 2013);(John et al., 2014)
Propulsión magnética	(Batzel & Lee, 2005)
Micro-robótica	(Chong H. & Mark G., 1992);(Cugat et al., 2003)
Bombas maglev para el corazón	(K.-X. Qian & ;Wei-Min Ru, 2007);(Huachun Wu et al., 2011);(Huanchun Wu et al., 2012)

Las aplicaciones más avanzadas de la suspensión/levitación magnética sin contacto son los cojinetes magnéticos para altas velocidades y los vehículos magnéticamente levitados para el

transporte terrestre (Pechev, 2004). Algunas de estas aplicaciones se describen con mayor detalle en el Anexo A. El alcance de las aplicaciones prácticas y potenciales de la suspensión/ levitación magnética es muy amplio tanto en la industria, como en aplicaciones automotrices, domésticas, decorativas y el hogar. Pueden mencionarse otras opciones de aplicación: *compresores, enfriadores y bombas de gas; bombas turbo; elevadores; análisis de composición química de alimentos y bebidas; máquinas lavadoras; vehículos; simuladores de espacios ingravidos; lámparas ornamentales* (Yaghoubi, 2012, p. 41:53).

I.A.1. La suspensión/levitación magnética y los sistemas relacionados. Existen muchas clases de sistemas MagLev como los operados con base en superconductores, los de tipo electromagnético, los de magnetos permanentes, etc. De acuerdo con el principio de generación de la fuerza de suspensión, los sistemas de suspensión/levitación magnética se pueden clasificar como tecnologías por derecho propio (Tabla 2).

Tabla 2 Sistemas de suspensión/levitación magnética

LEVITACIÓN	SUSPENSIÓN
Con fuerzas de repulsión entre magnetos permanentes	Mediante circuitos sintonizados RLC ¹³ y la fuerza magnética de atracción entre dos placas
Usando fuerzas repulsivas y materiales diamagnéticos	Empleando circuitos RLC sintonizados y la fuerza magnética de atracción entre un electromagneto y un objeto ferromagnético
Utilizando magnetos superconductores	Por electromagnetos controlados de DC ¹⁴ y la fuerza de atracción entre cuerpos magnetizados.
Por fuerzas de repulsión obtenidas por corrientes parásitas.	Con un circuito sintonizado RLC y la fuerza de atracción magnética entre un electromagneto y un objeto ferromagnético
Por fuerzas sobre un conductor lineal de corriente dentro de un campo magnético	

El espectro de posibilidades es bastante amplio y cada tipo de suspensión/levitación magnética tiene sus ventajas y desventajas (V. B. Jayawant, 1998, p. 246).

I.A.2. Diseño del prototipo de suspensión electromagnética. El propósito del subsistema EMS consiste en suspender magnéticamente en posición estable una esfera ferromagnética hueca con una masa 0.066 Kgf, de 20 mm de radio, a una distancia de 0.030 m del núcleo de la bobina de un electromagneto, como se aprecia en la Fig. 4. La fuerza magnetomotriz necesaria para lograr la suspensión es 0.64 N. La bobina se diseña con las dimensiones de la Fig. 5. Para producir el flujo magnético en el punto de operación se cuenta con una fuente DC de 3.5 amperios. La longitud de la trayectoria del circuito magnético es 0.230 m.

¹³ Circuitos compuestos por resistencias, inductancias y condensadores.

¹⁴ Direct Current o Corriente Directa: flujo de portadores de carga en una sola dirección.

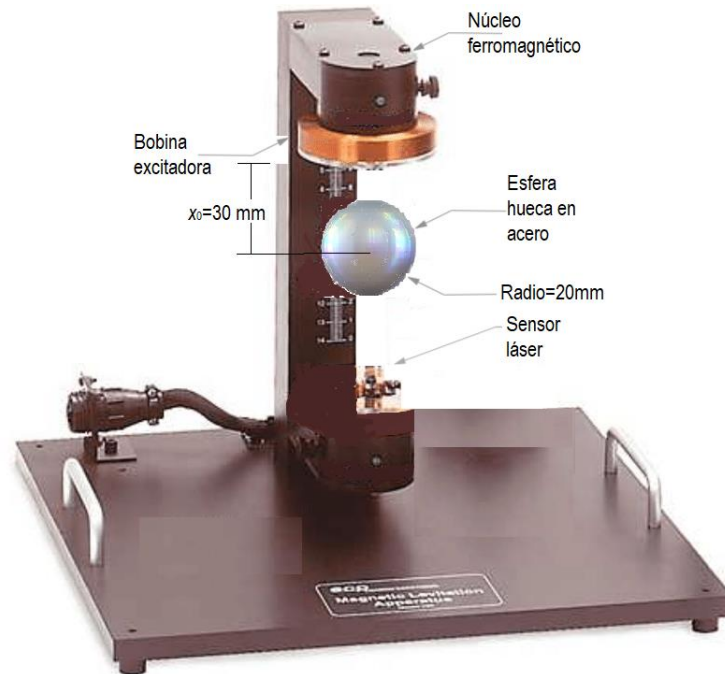


Fig. 4. El subsistema EMS

Fuente: Adaptado de http://www.ecpsystems.com/controls_maglevit.htm

El número N de espiras de la bobina se calcula con base en (Gourishankar, 1986, p. 240):

$$N^2 = \frac{2fc^2}{i^2 A \mu_0} = \frac{2 * 0.64 * (0.23)^2}{3.5^2 * 1.256 * 10^{-3} * 4\pi * 10^{-7}} = 0.3502321 \times 10^7; \Rightarrow N = 1872 \quad (1)$$

donde:

- N número de espiras de la bobina
- f fuerza de atracción (newton)
- c longitud de la trayectoria magnética (m)
- i corriente de excitación de la bobina (amperios)
- A superficie sobre la que se manifiestan los efectos del campo magnético (m²)
- μ_0 permeabilidad magnética del vacío

Se construye una bobina con 2000 espiras. De tablas para capacidad de corriente se escoge un conductor calibre 20 AWG con resistencia 32 ohm/ km, en cobre, para trabajar con ventilación forzada. La longitud de la espira promedio es de 0.340 m. La inductancia de la bobina del electromagneto se calcula como (Gourishankar, 1986, p. 240):

$$L = \mu_0 \frac{N^2 A}{l} = 4\pi 10^{-7} \frac{2000^2}{0.05} \pi 0.035^2 = 0.386 H \quad (2)$$

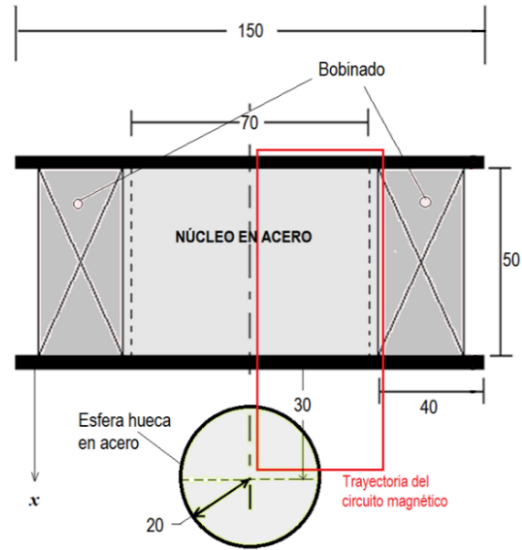


Fig. 5 Bobina del electromagneto

Se presenta un esquema ilustrativo para el diseño y dimensionamiento de la estructura del prototipo para el subsistema de suspensión electromagnética en la Fig. 6 y en la Fig. 7. Las dimensiones están en mm.

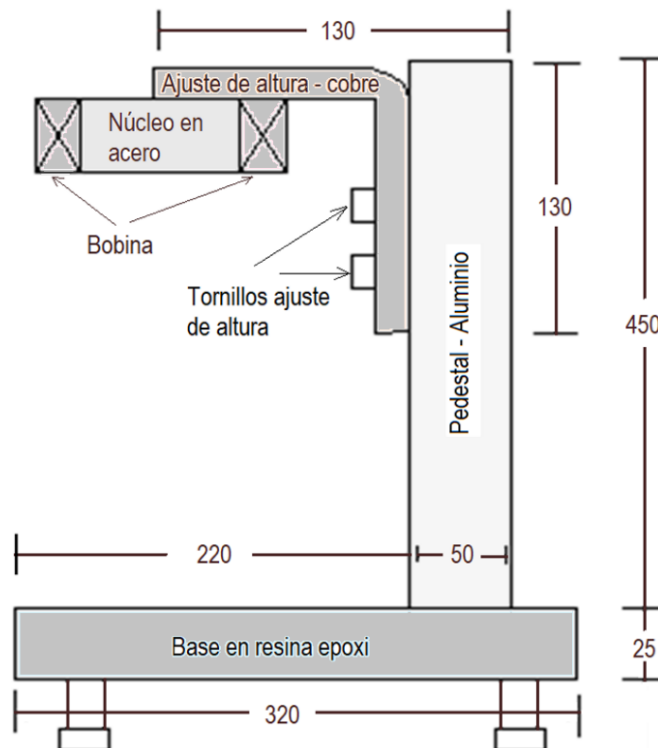
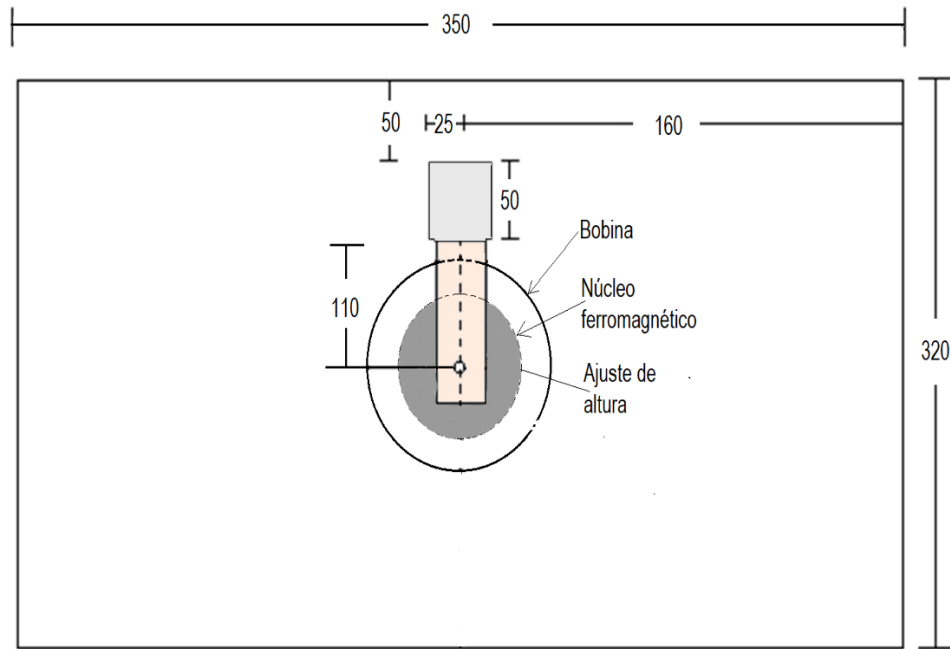


Fig. 6. Estructura y dimensionamiento del sistema prototipo. Vista lateral.



* Todas las dimensiones en mm

Fig. 7 Estructura y dimensionamiento del sistema prototipo. Vista superior.

En la Tabla 3 se consignan los detalles de los componentes del prototipo EMS.

Tabla 3 Parametrización de los componentes del prototipo EMS

DETALLE		PARÁMETRO	VALOR
General	Esfera ferromagnética	Masa	0.066 [Kgf]
		Diámetro	40 [mm]
	Corriente de estado estacionario	I_0	3.5 [Amp]
	Distancia de suspensión - estado estacionario	X_0	30 [mm]
Bobina	Material del conductor		Cobre
	Número de espiras	N	2000 [esp.]
	Resistencia	R	21.76 [Ohm]
	Calibre del conductor		20 [AWG]
	Diámetro del núcleo		70 [mm]
	Longitud		50[mm]
	Inductancia		0.386[H]

I.A.3. El prototipo UVSat1 en la plataforma de suspensión electromagnética. En el diseño del UVSat1 no es necesario el estudio de la traslación del satélite en su órbita ya que en la plataforma experimental solo se producen movimientos de rotación pura y no se produce desplazamiento traslacional de tipo orbital. Los modelos matemáticos de cuerpo rígido en el espacio se estructuran con base en la dinámica que es función de la cantidad de movimiento angular y en la parte cinemática que está asociada a la orientación del objeto.

I.A.3.a. La estructura del UVSat1. El diseño mecánico de la estructura y los componentes del *UVSat1* está definido como un cubo de 40 mm de lado (Fig. 8) suspendido magnéticamente por la

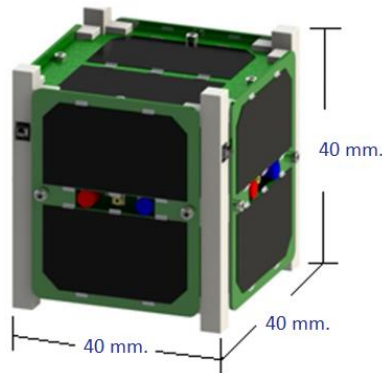


Fig. 8 El cuerpo del UVSat1

atracción magnética ejercida sobre una esfera hueca de acero forjado de 20 mm de radio inscrita dentro de este, como se aprecia en la Fig. 9.

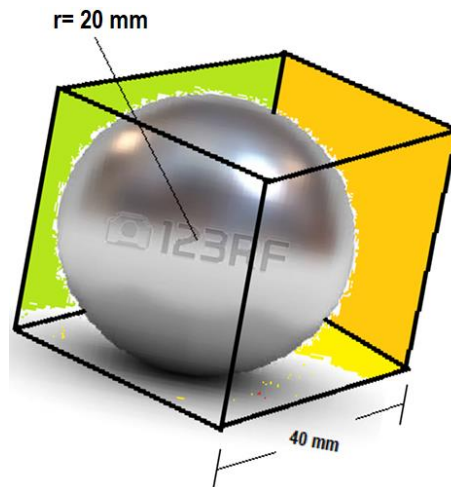


Fig. 9 Esfera de suspensión MagLev

El punto de operación de la esfera en el subsistema EMS se establece con una distancia de separación de la cara inferior del núcleo ferromagnético de 30 mm como se presenta en la Fig. 10. Corresponde a un montaje con el *UVSat1* suspendido, como se espera que opere al implementar el prototipo.

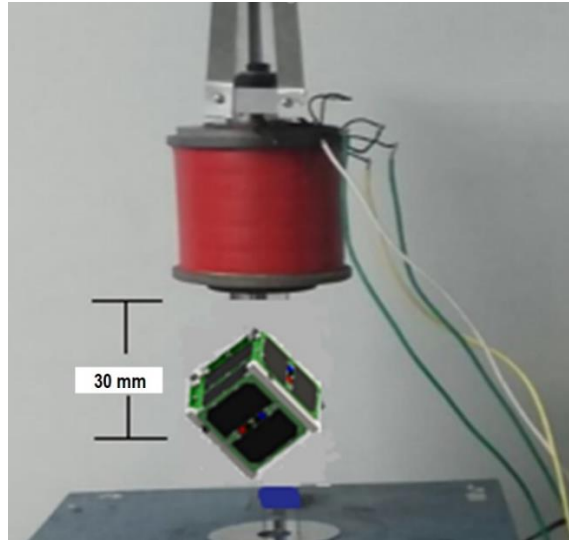


Fig. 10 UVSat1 suspendido

I.B. El subsistema de determinación y control de la actitud

El movimiento de una nave espacial rígida se especifica mediante su posición¹⁵ y velocidad¹⁶ orbitales, su actitud y el movimiento de actitud. Las primeras dos variables describen el movimiento traslacional del centro del cuerpo de la nave sobre su centro de masa y corresponden al tema de este trabajo. La utilidad de los dispositivos aeroespaciales como los CubeSat depende de manera directa y definitiva de su orientación en el espacio en todo momento. Es indispensable garantizar que la actitud de la nave espacial, que representa la orientación tridimensional relativa de un cuerpo rígido en el espacio entre él mismo y un sistema de referencia, pueda ser controlada efectivamente desde la estación terrena. Independientemente de la órbita que un satélite describe cuando es liberado en el espacio sus antenas, las cámaras instrumentos y demás dispositivos deberán apuntar en la dirección correcta de acuerdo con los fines de cada proyecto. El tema es suficientemente amplio, las ecuaciones de movimiento referidas a la actitud son mucho más complicadas que las ecuaciones de movimiento de posición de la nave espacial. En el caso de un cuerpo libre, rígido y giratorio las ecuaciones de movimiento son no lineales, están acopladas y no son resueltas a través de funciones elementales. La determinación y el control de actitud es *“generalmente considerada como la más compleja y menos intuitiva de las disciplinas de diseño de vehículos espaciales”* (Griffin & Fench, 2004) y se convierte en una condición crucial para el éxito de cualquier misión espacial (Wertz, 1978);(Shuster & Dellinger, 2005).

¹⁵ La posición orbital está dada por un vector que parte del centro de la tierra hasta el centro de masa del satélite sobre la curva que describe su trayectoria, bien sea circular o elíptica (De Ruiter et al., 2013, p. 103).

¹⁶ La velocidad orbital es un vector tangente a la trayectoria de la órbita que indica la velocidad angular del vector de posición orbital del satélite (De Ruiter et al., 2013, p. 673).

I.B.1. El proceso del ADCS. La secuencia de operación típica del ADCS se presenta en la Fig. 11. En la operación secundaria, se deshabilita el controlador de detumbling y se habilitan la adquisición de actitud y el controlador principal para iniciar el control de actitud mediante un proceso de estabilización de la nave.

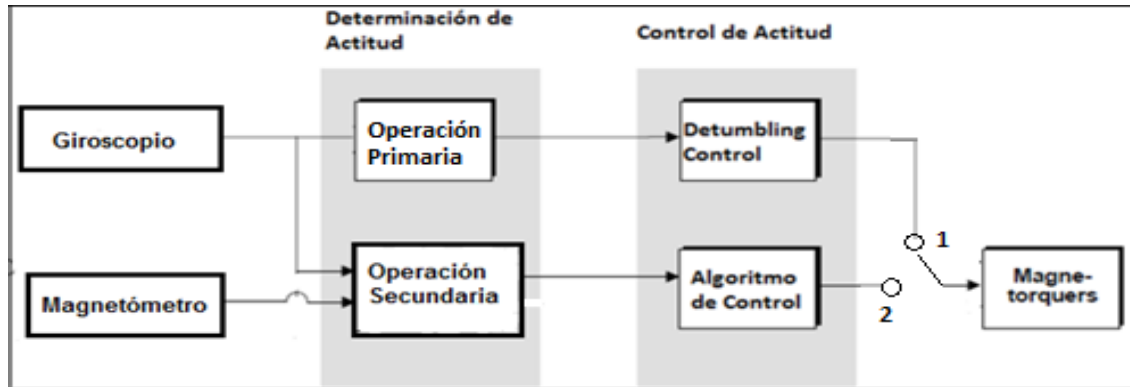


Fig. 11. Esquema general del proceso de determinación y control de actitud

Fuente: Adaptado de Wisnewski, 1996

Capítulo II. FUNDAMENTACIÓN TEÓRICA Y MODELOS MATEMÁTICOS

Para lograr la suspensión estable del CubeSat por medio de controladores activos se requiere conocer el modelo matemático de la densidad de flujo magnético B que ejerce la fuerza de atracción necesaria para equilibrar la fuerza de la gravedad en un punto de operación seleccionado a conveniencia. Se presentan dificultades para el establecimiento de este modelo desde la teoría electromagnética convencional debido a la característica no lineal de la distribución del campo magnético en el espacio, ya que se asume una distribución idealizada del campo magnético y una variación lineal de la inductancia de la bobina con la distancia. En la realidad, la distribución del campo magnético en el espacio no es consistente con los supuestos de la derivación teórica. Las características magnéticas dependen de la estructura del circuito magnético, el material del núcleo y el objeto suspendido. Por tanto, la mejor manera para establecer un modelo exacto de la fuerza magnética consiste en realizar las mediciones del campo magnético sobre un sistema real (Lin et al., 1992). Con base en estas consideraciones en este trabajo se diseña y construye un prototipo para la medición de la densidad de flujo magnético B en un ambiente real.

II.A. Marco teórico y modelos para el subsistema EMS

Para el análisis es sustancial la caracterización del tipo de problema que se requiere abordar, por tanto, es importante definir factores como las cargas, las condiciones de frontera y la región espacial de solución. En este trabajo la provisión de energía magnética se logra a través de un electromagneto el cual es alimentado desde una fuente externa de DC. La región espacial de solución se comprende como de tipo interior lo que indica que las fronteras del sistema son acotadas a valores finitos. El material utilizado en el prototipo es de hierro magnético suave con propiedades magnéticas homogéneas, esto supone que las propiedades magnéticas no son funciones de variables espaciales. Las propiedades no dependen de la dirección, es decir, el material es isotrópico.

La fuente de DC y el subsistema de suspensión están debidamente aterrizados por lo cual no existe carga eléctrica libre disponible en este subsistema. Tampoco existen corrientes de alta frecuencia en el sistema. El ancho de banda calculada para este subsistema de suspensión y otros proyectos similares es cercano a 20 Hz (Shameli, 2008), lo que implica que no se presentan corrientes de alta frecuencia en el dispositivo. El campo magnético generado por la bobina de suspensión se considera como cuasi-estacionario (Plonsey & Collin, 1961).

La teoría de campos magnetostáticos es aplicable a fenómenos de frecuencias bajas con dimensiones de la región de interés relativamente pequeñas respecto a la longitud de onda del campo magnético que está afectando esa región. En este caso el subsistema está alojado en una región cúbica de 0.50 m. de arista. Asumiendo que en el subsistema aparece un campo espurio (electromagnético, armónico en el tiempo) que se propaga a la velocidad de la luz (3×10^8 m/s) dentro del espacio de interés, cualquier cambio en ese campo se manifiesta a través de la región en 1.67 ns. Como el sistema tiene un ancho de banda típico de 20 Hz, el período de esta frecuencia es 0.05 s. Esto implica que el campo electromagnético del subsistema cambia 3×10^7 veces más lento que el tiempo necesario para la propagación del campo parásito a través de la región de interés

(Shameli, 2008), por lo que sus efectos son despreciables y por tanto para este trabajo la utilización del enfoque de la magnetostática es válido. Las ecuaciones principales de la magnetostática y el método para el cálculo de las variables electromagnéticas se presentan en el Anexo B.

II.A.1. Estabilidad de los sistemas de suspensión/levitación electromagnética. El electromagnetismo clásico es el área de la electricidad que se dedica al estudio de la interacción mutua entre los fenómenos eléctricos y los fenómenos magnéticos (Pramanik, 2008, p. 42). Hasta el año 1820 se creía que eran fenómenos independientes (Shanahan, 1989, p. 287). Es una teoría de campos, es decir, sus predicados se fundamentan en magnitudes físicas vectoriales o tensoriales que dependen de la posición en el tiempo y el espacio. Describe fenómenos físicos donde se interrelacionan cargas eléctricas estáticas o dinámicas a través de campos eléctricos y magnéticos. Es una teoría macroscópica que no es aplicable a nivel atómico o molecular, en donde es apropiada la mecánica cuántica (Purcell, 2011, p. 2:8).

Para los fines de este trabajo es pertinente precisar que la levitación magnética estable usando cualquier combinación de imanes permanentes¹⁷ y cargas eléctricas fijas no es posible de acuerdo con el teorema de Earnshaw (1805-1888), quien fundamentado en un principio de energía y en el estudio de la ley de clásica del inverso del cuadrado de las fuerzas para los campos de la gravedad, la electrostática y el magnetismo comprobó matemáticamente que la levitación estable es imposible para un cuerpo colocado en un campo de fuerza estática atractivo o repulsivo, a menos que se elimine un grado de libertad por medio de restricciones mecánicas (Wang & Wang, 2018, p. 64:69).

El cálculo del potencial de la energía para tales campos implica que no puede existir un mínimo de energía local, o un sumidero potencial en las regiones del campo, por lo que un objeto en suspensión en campos regidos por leyes cuadráticas inversas se encuentra en equilibrio inestable al menos para una de sus seis posibles direcciones de movimiento (tres direcciones de traslación y tres direcciones de rotación). El teorema de Earnshaw aplica, estrictamente en situaciones estáticas, (Sangster, 2012, p. 35:36) para partículas cargadas, polos y dipolos magnéticos.

Las partículas que experimentan fuerzas originadas en este tipo de campos vectoriales deben cumplir la ecuación diferencial parcial conocida como la *Ecuación de Laplace* cuya solución no admite mínimos ni máximos locales, sino únicamente equilibrios inestables de tipo silla de montar, como en la Fig. 12 (Moon, 2004, p. 9). Entonces: “Una partícula cargada en el campo de un conjunto fijo de cargas no puede descansar en equilibrio estable” (Jeans, 1927, p. 167:168).

Matemáticamente el teorema de Earnshaw puede sintetizarse como una consecuencia de que en el vacío para un campo magnético estático no existen fuentes ni sumideros. Por tanto, el campo magnético $\vec{B}$ ¹⁸ es solenoidal, es decir, su divergencia es nula:

$$\nabla \cdot \vec{B} = 0 \quad (3)$$

¹⁷ El término *imanes permanentes* se refiere específicamente al ferromagnetismo

¹⁸ Densidad de flujo magnético en tesla o weber/m².

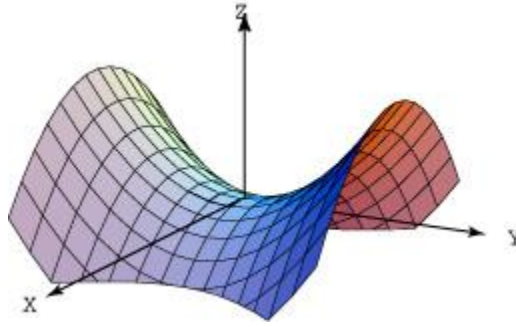


Fig. 12 Equilibrio silla de montar

Fuente: http://sheidydy.blogspot.com/p/enero_2.html

Por otra parte, el rotacional para la intensidad $\vec{H}^{19}$ de un campo magnético estático en función de la densidad de corriente eléctrica $\vec{J}^{20}$ es:

$$\nabla \times \vec{H} = \vec{J} \quad (4)$$

Pero, $\vec{B}$ y $\vec{H}$ están relaciones a través de la permeabilidad μ del medio, en este caso la permeabilidad magnética el vacío μ_0 , como:

$$\vec{B} = \mu_0 \vec{H}, \quad (5)$$

y la ley de Ampere -Maxwell establece en general, para la densidad de un campo magnético que:

$$\nabla \times \vec{B} = \mu_0 \vec{J} + \mu_0 \epsilon_0 \frac{\delta \vec{E}}{\delta t}, \quad (6)$$

donde ϵ_0 es la permitividad eléctrica²¹ del medio: el vacío; $\vec{E}$ corresponde a la intensidad del campo eléctrico²². En el caso que interesa no hay campos eléctricos cambiando en el tiempo, ni cargas eléctricas moviéndose, es decir corrientes eléctricas. Entonces, la densidad de corriente $\vec{J}$ es nula y el segundo término de la ecuación también lo es. Esto ocasiona que el rotacional de un campo magnético estático es nulo:

$$\nabla \times \vec{B} = 0 \quad (7)$$

Si se pretende levitar un dipolo magnético con momento dipolar magnético²³ $\vec{m}$ dentro de un campo magnético $\vec{B}$, la energía del dipolo es:

¹⁹ Intensidad de campo magnético en amperios/m.

²⁰ Densidad de corriente eléctrica en amperios/m².

²¹ En faradios/metro.

²² En voltios/metro.

²³ El campo magnético generado por un dipolo es equivalente al campo generado por una espira circular de radio r por donde circula una corriente I . El producto $\vec{m} = \pi r^2 I$ se conoce como el momento dipolar magnético. El torque sobre el dipolo magnético correspondiente al par que tiende a alinear el dipolo con el campo magnético $\vec{B}$ es $\vec{\tau} = \vec{m} \times \vec{B}$ (Ilie & Schrecengost, 2016, p. 4-1:4-26).

$$U = -\vec{m} \cdot \vec{B} = -(m_x B_x + m_y B_y + m_z B_z), \quad (8)$$

donde m_x , m_y , y m_z son constantes.

El laplaciano de la energía del dipolo se define como la divergencia del gradiente de un campo escalar. Como segunda derivada el laplaciano advierte sobre la curvatura de la función:

$$\nabla^2 U = \nabla \cdot \nabla U = \frac{\delta^2 U}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 U}{\delta y^2} + \frac{\delta^2 U}{\delta z^2} \quad (9)$$

El dipolo solo levita de manera estable si existen puntos de energía mínima, lo que implica que el laplaciano de la energía sea mayor que cero:

$$\nabla^2 U > 0 \quad (10)$$

Como la divergencia y el rotacional del campo magnético $\vec{B}$ son nulos y los términos m_i son constantes, los laplacianos de los componentes individuales de la energía también son nulos, lo que conduce a:

$$\nabla^2 U = -m_x \nabla^2 B_x - m_y \nabla^2 B_y - m_z \nabla^2 B_z = 0, \quad (11)$$

por tanto, el dipolo no puede tener ni un mínimo, ni un máximo de energía. Esto indica que no existe ningún punto en el espacio de trabajo en donde el dipolo sea estable o inestable en todas las direcciones, lo que comprueba el teorema de Earnshaw. De acuerdo con lo anterior, es claro que la suspensión estable de un objeto ferromagnético requiere la introducción de dispositivos dinámicos en la red de control.

II.A.2. Modelo del campo magnético real para el EMS. Diseño y construcción de un sistema prototipo de suspensión electromagnética para toma de datos. Se construye un prototipo del EMS para explorar y determinar una expresión no lineal para la inducción magnética B en condiciones reales que consta de dos partes funcionando integradamente. En la Fig. 13 se presenta una vista del subsistema EMS con la bobina del electromagneto, el bastidor, la tarjeta de adquisición de datos, el sistema de suministro de potencia DC, los instrumentos de medición, y el UVSat1.

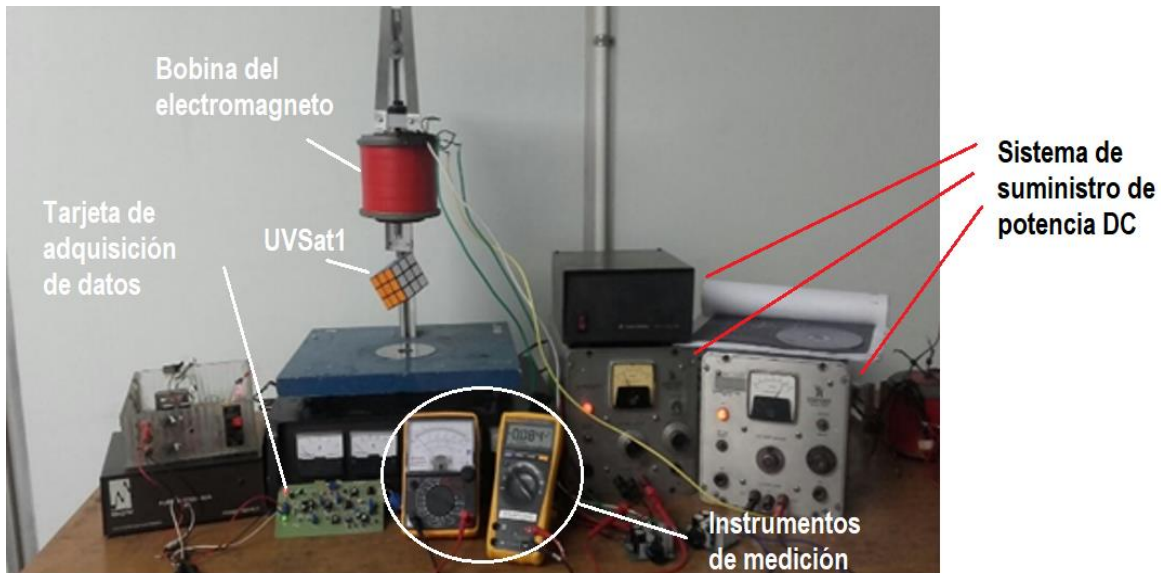


Fig. 13 Prototipo EMS para medición de la inducción magnética B

En la Fig. 14 se observa el Sistema de medición y adquisición de datos que comprende un computador, la bobina bajo prueba, el teslámetro con su correspondiente sonda tipo Hall, la tarjeta de adquisición de datos, y el dispositivo automático de desplazamiento x-y con su unidad de control computarizado.

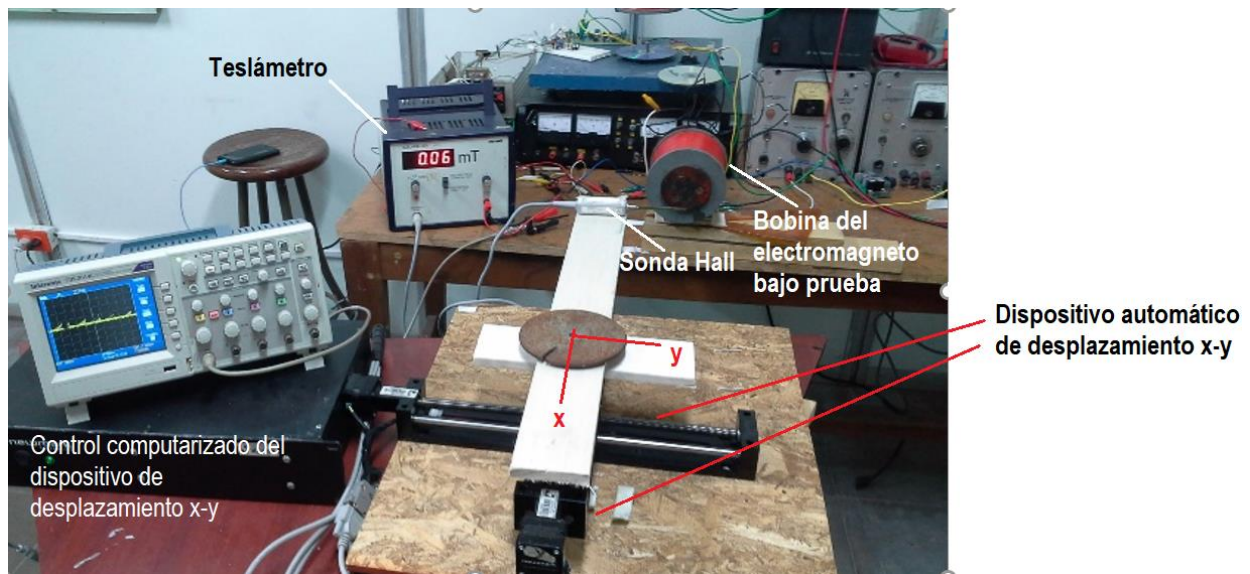


Fig. 14 Sistema de adquisición de datos

En la operación del sistema de medición se toma la medida del campo magnético B a intervalos de 1 mm en cada punto del espacio de experimentación definido como un volumen cilíndrico de 16 cm de altura y 16 cm de radio localizado debajo del núcleo de la bobina del electromagneto. Un dispositivo de desplazamiento x-y mueve la sonda Hall de un teslámetro a pasos de 1 milímetro. El registro a la memoria de un computador se ejecuta sincronizadamente con cada desplazamiento, en

primera instancia en la dirección x y luego en la dirección y mediante comandos e instrucciones de lectura de los datos generados por un algoritmo elaborado para tal fin (Anexo C), a través de una tarjeta de adquisición de datos que cumple las especificaciones exigidas como se presenta en la Fig. 15.

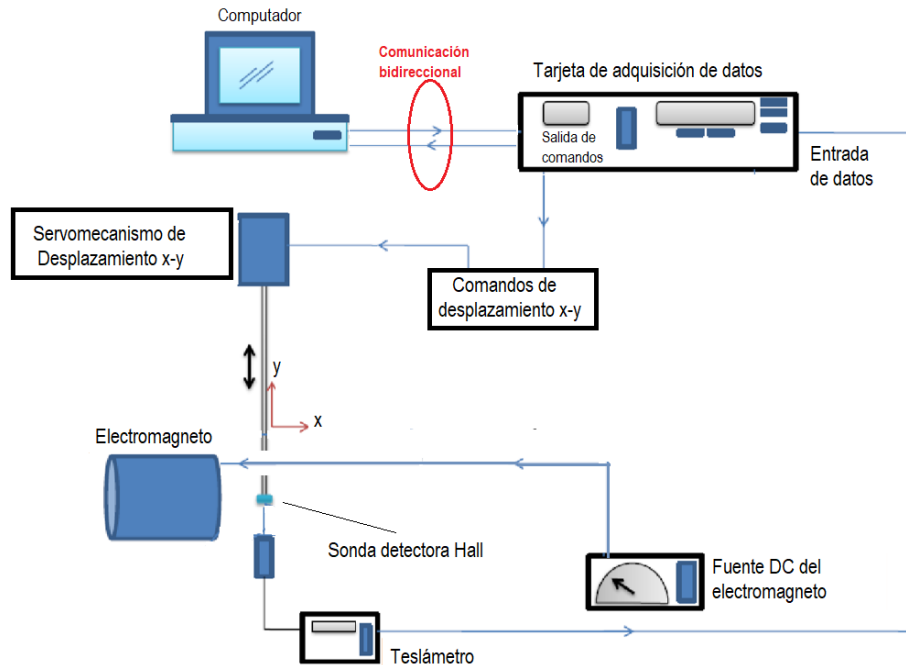


Fig. 15. Diagrama del dispositivo de medición y toma de datos

II.A.4. La medición experimental de la inducción magnética B . Se obtienen los valores de la inducción magnética B a lo largo del eje del electromagneto con corrientes DC de 0.5, 1.0, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0 y 3.5 amperios mediante el dispositivo automatizado de sensado y sincronización de datos de la Fig. 15. La graficación de los datos experimentales tomados a lo largo del eje x (Anexo D) presenta algunos valores desviados del patrón general con picos, que tienen su origen en errores de medición o disturbios de tipo electromagnético presentes en el espacio de medición. Estos valores conocidos estadísticamente como atípicos se eliminan o reemplazan por promedios o se generan a través de otros métodos de interpolación. Para la obtención del modelo matemático no lineal experimental se han suavizado los efectos de ruido, fluctuaciones, efectos térmicos, redondeo y truncado que pueden incidir sobre el valor y la conversión de los datos originales. Esta información se resalta como “datos experimentales” en la Fig. 16.

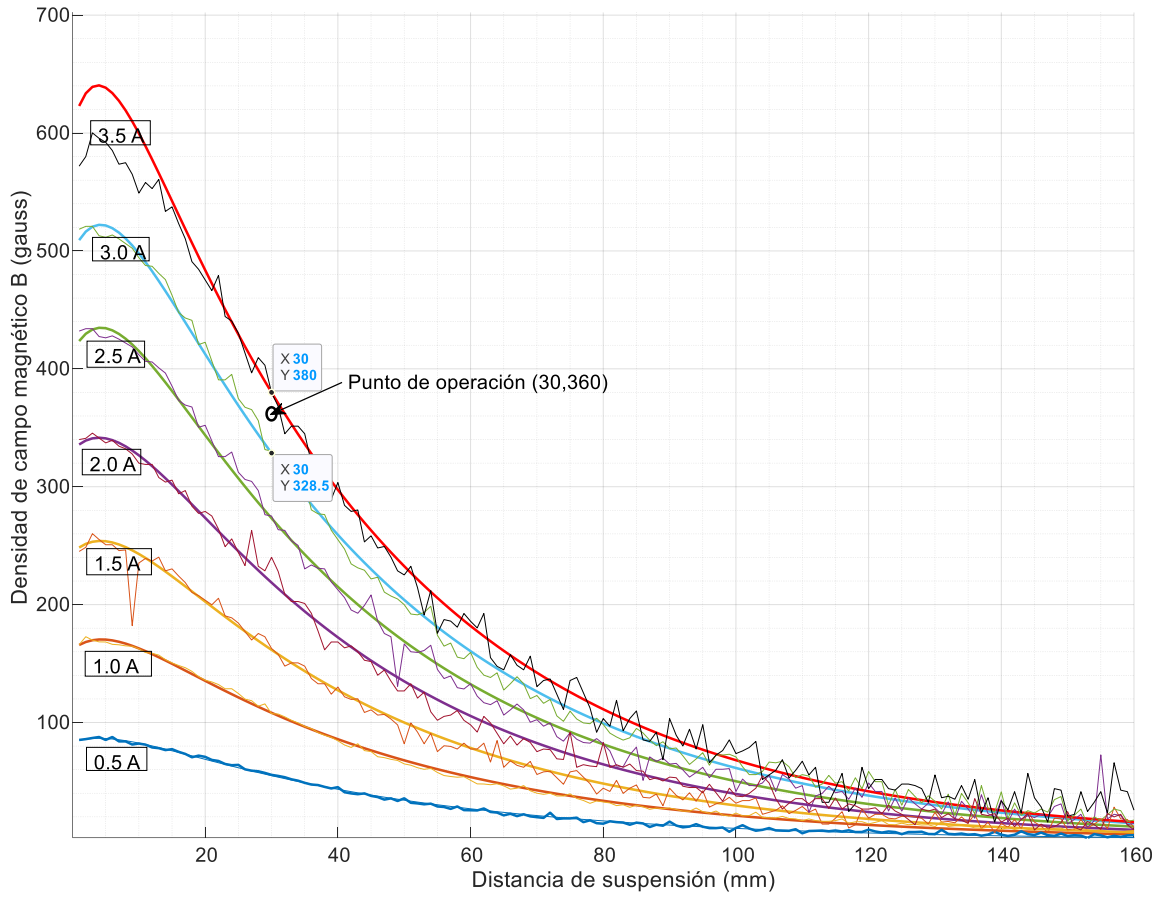


Fig. 16 Datos experimentales y datos ajustados

La inspección de los datos en la Fig. 16 evidencia un fenómeno no lineal cuyo valor depende de la distancia de medición y de la corriente aplicada:

$$B_{x,i} = f[x(t), i(t)], \quad (12)$$

donde:

- $B_{x,i}$ densidad de la inducción magnética B , dependiente de $x(t)$ e $i(t)$
- i intensidad de la corriente eléctrica aplicada al electromagneto en amperios
- x distancia a la cual se manifiestan los efectos de B

En los perfiles de las curvas de B en la Fig. 16 se percibe una distribución con algún grado de uniformidad en el espaciamiento de los patrones. Esto sugiere la existencia de una relación lineal entre la inducción magnética B y la corriente i circulando por el inductor. La graficación de los valores de B para los diferentes valores de la corriente a varias distancias x_i en intervalos regulares de la Fig. 17, valida esta conjetura.

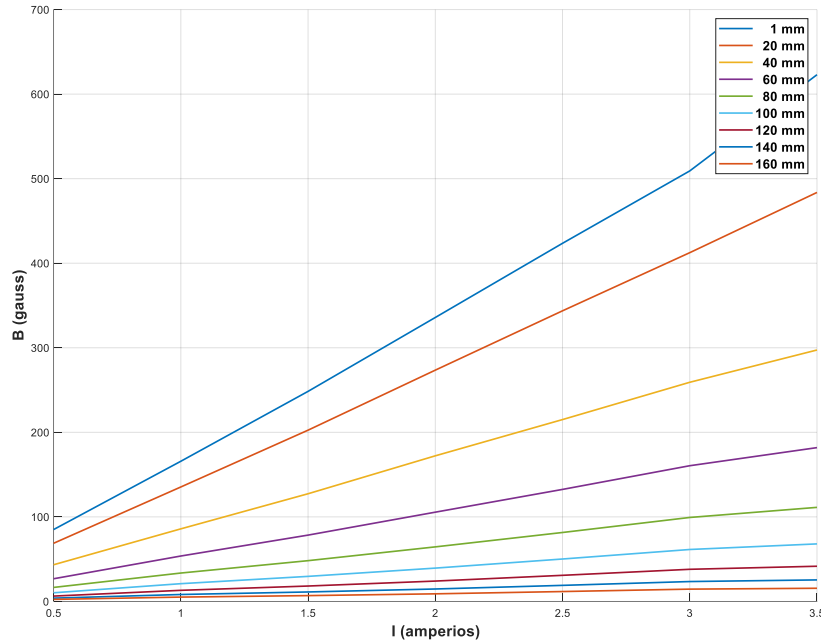


Fig. 17 Comprobación de la linealidad de B respecto a I.

Por tanto, se asume una estructura apropiada para el fenómeno como:

$$B_x = i_n f(x) \quad (13)$$

Para cada valor n de la corriente i .

La inspección de los patrones de las curvas para la densidad del campo magnético B obtenidas experimentalmente evidencian la existencia de un incremento exponencial de la variable en las distancias cercanas al núcleo y luego una caída suave después de un punto de cambio abrupto de pendiente. Estas observaciones sugieren que el ajuste de una función para la representación matemática de la variable debe contener al menos dos términos: el primero con una pendiente positiva inicial y decaimiento cercano al punto de cambio máximo de la pendiente de las curvas y un segundo término cuya influencia se manifiesta luego de ese punto con decaimiento asintótico al eje de distancias. La expresión seleccionada tiene la forma:

$$B(x) = a \cdot e^{bx} + c \cdot e^{dx} \quad (14)$$

En la Tabla IV se consignan los valores de los parámetros a , b , c y d obtenidos mediante la regresión computarizada para las diferentes corrientes utilizadas en la producción del campo magnético solenoidal. El coeficiente de determinación R^2 es superior en todos los casos a 0.9975, dentro de límites de predicción del 95 % lo cual supera ampliamente la cota de > 0.8 de α de Kronbach para su aceptación estadística.

Tabla IV Coeficientes de regresión doble exponencial

I (A)	COEFICIENTES PARA LOS MODELOS EXPONENCIALES				C. Det.
	a	b	c	d	R ²
0.5	114.042574688443	-0.024124143915717	-30.4844000750497	-0.146516586597669	0.9978
1.0	219.800249729965	-0.0234867206462817	-57.8106699576319	-0.166785398763171	0.9975
1.5	-94.090529003198	-0.145617029929911	337.897174286117	-0.024339563739138	0.9990
2.0	463.327075857375	-0.0246446684630148	-132.622577156185	-0.131871505841878	0.9976
2.5	568.713691746938	-0.0242799287433399	-154.407143544333	-0.160456313576617	0.9976
3.0	677.945930001000	-0.024012000100200	-179.700010010200	-0.162776000100200	0.9960
3.5	795.100001000000	-0.024584400000000	-189.500000010000	-0.215022960000000	0.9939

II.A.5. Modelo de fuerza y determinación del punto de operación para el EMS. El prototipo de CubeSat denominado *UVSat1* se define como un cubo a escala 1:15 en volumen y masa del CubeSat convencional. Para esta proporción el lado es de 40 mm aproximadamente. El peso máximo es de 0.066 Kg.f., lo que implica un radio de giro de 28.8 mm. Se escoge una distancia x de separación de 0.030 m con lo que se proporciona una holgura suficiente para garantizar la libertad de giro sin obstáculos en los tres ejes del cuerpo del picosatélite experimental. La fuerza necesaria para lograr la suspensión del *UVSat1* es de 0.647 N. El objeto suspendido es una esfera hueca de hierro forjado con radio de 20 mm. Se supone todo el peso concentrado en el centro de masa de la esfera. De la expresión no lineal para la fuerza magnética (Cheng David, 2006),(Lin et al., 1992), teniendo en cuenta que el objeto suspendido solo tiene un grado de libertad en el eje x :

$$(F_{\phi})_x = -\frac{\delta W_m}{\delta x}, \quad (15)$$

donde:

$(F_{\phi})_x$ fuerza en el punto x generada por el flujo magnético ϕ
 x es la coordenada en la dirección axial en el eje magnético del electromagneto
 W_m es la energía almacenada en el entrehierro entre el polo magnético y el objeto ferromagnético suspendido

Esta formulación puede reescribirse como:

$$W_m = \frac{1}{2} \int_{v'} \frac{B^2}{\mu} dv', \quad (16)$$

donde:

μ permeabilidad del vacío
 B densidad de flujo magnético en el aire que separa el núcleo magnético del objeto suspendido.

Considerando la distribución del campo magnético idealizada bajo los supuestos de: 1) la densidad de campo magnético como una función de la distancia de suspensión x bajo la corriente fija; 2) la distribución del campo es uniforme en cada sección encima del objeto suspendido y; 3) el objeto

suspendido es una placa de hierro, la fuerza magnética en la dirección axial puede escribirse como (Cheng, 2006):

$$F_{\phi} = \frac{S}{2\mu} B_x^2(i, x), \quad (17)$$

donde:

S área de la sección del objeto suspendido sobre la que se manifiesta ϕ

La densidad de campo magnético B para una fuerza específica es:

$$B_{i,x}^2 = \frac{F_{\phi} \cdot 2\mu}{S} \quad (18)$$

Entonces, para suspender un peso de 0.647 N:

$$0.647 = \frac{\pi 0.020^2}{2 \times 4\pi \times 10^{-7}} B_{i,x}^2 = 500 B_{i,x}^2 \quad (19)$$

La densidad del flujo magnético B necesaria para el punto de operación seleccionado es:

$$B_{x,i} = \sqrt{\frac{0.647}{500}} = 0.03597 \text{ T} \approx 360 \text{ Gauss} \quad (20)$$

Mediante el cruce en la Fig. 16 de la distancia de suspensión elegida x_2 de 30 mm con las curvas de la densidad de flujo magnético B se determina que la curva de corriente i de 3.5 Amperios cumple las condiciones para la suspensión del CubeSat con 380 gauss. El modelo de B para corriente de 3.5 amperios es:

$$B_{i,x} = i(227.17e^{-0.0245844x_2} - 54.14e^{-0.21502296x_2}) \quad (21)$$

En $x_2 = 30$ mm el electromagneto induce un campo magnético:

$$B_{i,x_2=30} = i(227.17e^{-0.7375} - 54.14e^{-6.45}) = i(108.66 - 0.08566) \approx 380 \text{ Gauss} \quad (22)$$

$$B_{i,x_2=30} = i(108.58) \approx 380 \text{ Gauss} \quad (23)$$

Que es una densidad de campo magnético superior a la necesaria para suspender la esfera metálica.

Para modelar el subsistema de control del EMS se determina la corriente necesaria para producir 360 Gauss en el punto de operación deseado $x_{2d} = 30$ mm:

$$i_{30} = 360/(108.58) \cong 3.315 \text{ A} \quad (24)$$

Verificando que en la ecuación para el cuadrado de la densidad de campo magnético y ajustando B en Tesla y x_2 en metros:

$$G_1(x_1, x_2) = B_{i,x}^2 = i^2(5.1529 * 10^{-4}e^{-49.1688x_2} - 2.4561 * 10^{-4}e^{-239.607371x_2} + 29.31 * 10^{-4}e^{-430.04592x_2}), \quad (25)$$

los dos últimos términos son muy pequeños con relación al primero y se pueden despreciar, la expresión del cuadrado del campo magnético no lineal se simplifica a:

$$G_1(x_1, x_2) = B_{i,x}^2 = i^2(5.1529 * 10^{-4} e^{-49.1688x_2}), \quad (26)$$

de donde:

$$G_1(x_1, x_2) = x_1^2 G_1(x_2) \Rightarrow G_1(x_2) = 5.1529 * 10^{-4} e^{-49.1688x_2} \quad (27)$$

II.A.6. El modelo matemático del EMS. El subsistema prototipo de suspensión se modela mecánica y eléctricamente en el espacio de estado²⁴. Para la parte mecánica, del diagrama de cuerpo libre del EMS en la Fig. 18:

$$m\ddot{x} = mg - f(x, i); \quad \ddot{x} = g - f(x, i)/m \quad (28)$$

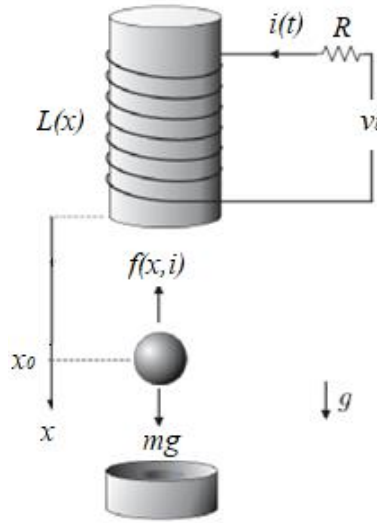


Fig. 18 Esquema electromecánico del EMS

Del circuito eléctrico del EMS en la Fig. 18:

$$v_b = Ri + L \frac{d}{dt} [L(x) \cdot i] \quad (29)$$

La inductancia L es función de la distancia de separación x . Sin embargo, como el objetivo es mantener la esfera suspendida en la vecindad del punto de operación x_0 , se asume que L es constante:

$$v_b = Ri + L \frac{di}{dt}, \quad (30)$$

²⁴ El espacio de estado es conjunto n -dimensional cuyos ejes coordenados corresponden a las n variables de estado de un sistema. El estado es el conjunto de valores que toman las variables estado en un instante de tiempo dado. Las variables de estado contienen la información sobre la energía almacenada en el sistema y no necesariamente tienen significado físico.

donde:

- R Resistencia de la bobina del electromagneto en ohmios
- L Inductancia de la bobina del electromagneto en henrios
- v_b Voltaje aplicado a la bobina del electromagneto en voltios

El modelo matemático experimental no lineal en espacio de estado del subsistema EMS, se construye tomando:

- $x_1 = i$ Corriente en la bobina (Amperios)
- $x_2 = x$ Altura de separación de la esfera al núcleo ferromagnético (metros)
- $x_3 = \dot{x}_2$ Velocidad de la esfera (m/s)
- $u = v_b$ Voltaje aplicado a la bobina (voltios)

El modelo matemático experimental no lineal del EMS se estructura en la forma canónica en espacio de estado como:

$$\dot{x}_1 = -\frac{R}{L}x_1 + \frac{1}{L}v_b = -\frac{R}{L}x_1 + \frac{1}{L}u \quad (31)$$

$$\dot{x}_2 = x_3 \quad (32)$$

$$\dot{x}_3 = g - \frac{S}{2\mu m}x_1^2 G_1(x_2) \quad (33)$$

Con ecuación de salida:

$$y = \beta x_1 + v_s, \quad (34)$$

donde:

- C constante de fuerza magnética
- β ganancia del sensor laser²⁵
- v_s disturbios en la medición

La ganancia β del sensor se obtiene experimentalmente como 1072. Introduciendo los valores de los parámetros, el subsistema de suspensión/levitación queda gobernado en espacio de estado²⁶ por:

$$\dot{x}_1 = -\frac{21.76}{0.386}x_1 + \frac{1}{0.386}u = -56.37x_1 + 2.59u \quad (35)$$

$$\dot{x}_2 = x_3 \quad (36)$$

²⁵ El objeto suspendido se toma como una esfera ferromagnética de radio 19 mm. El área S es la sección transversal de dicha esfera. Se considera que el área S se encuentra concentrada en un punto x_1 sobre el eje del electromagneto.

²⁶ El estado de un sistema dinámico puede considerarse como un almacenamiento de información o una memoria de eventos pasados del sistema (Haddad & Chellaboina, 2008).

$$\dot{x}_3 = 9.81 - \frac{\pi 0.02^2}{2(4\pi 10^{-7})0.066} x_1^2 * G_1(x_2) = 9.81 - 3.903 x_1^2 * e^{-49.1688 x_2} \quad (37)$$

La ecuación de salida es:

$$y = 1072 x_2 \quad (38)$$

II.A.7. Linealización de las ecuaciones del modelo del EMS. En este trabajo, el subsistema de suspensión magnética opera como un regulador, es decir la referencia de altura x_2 es un valor fijo. Dada esta condición el subsistema puede linealizarse alrededor del punto de operación utilizando diferentes métodos de linealización. En este caso, se selecciona el procedimiento de la linealización jacobiana. Las matrices de elementos constantes se representan como:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Du(t) \end{aligned} \quad (39)$$

El sistema se linealiza alrededor del punto de operación $x_{1(0)} = 3.315$ Amperios y $x_{2(0)} = 0.030$ m, donde en el equilibrio las dinámicas son nulas y cumple:

$$0 = 9.81 - \frac{\pi 0.02^2}{2(4\pi 10^{-7})0.066} x_1^2 * G_1(x_2) = 9.81 - 3.903 x_1^2 * e^{-49.1688 x_2} \quad (40)$$

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\bar{x}}_1 \\ \dot{\bar{x}}_2 \\ \dot{\bar{x}}_3 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \frac{\partial f_1}{\partial x_3} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \frac{\partial f_2}{\partial x_3} \\ \frac{\partial f_3}{\partial x_1} & \frac{\partial f_3}{\partial x_2} & \frac{\partial f_3}{\partial x_3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{x}_1 \\ \bar{x}_2 \\ \bar{x}_3 \end{bmatrix} + \bar{u} \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial u} \\ \frac{\partial f_2}{\partial u} \\ \frac{\partial f_3}{\partial u} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \dot{\bar{x}}_1 \\ \dot{\bar{x}}_2 \\ \dot{\bar{x}}_3 \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -56.37 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -6 & 482 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{x}_1 \\ \bar{x}_2 \\ \bar{x}_3 \end{bmatrix} + \bar{u} \begin{bmatrix} 2.59 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \\ A &= \begin{bmatrix} -56.37 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -6 & 482 & 0 \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 2.59 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}; C = [0 \ 1 \ 0] \end{aligned}$$

La función de transferencia asociada al subsistema de suspensión electromagnética es:

$$G(s) = C(sI - A)^{-1}B \quad (41)$$

Lo que resulta en una FDT²⁷ en lazo abierto:

$$G(s) = \frac{-15.44}{s^3 + 56.37s^2 - 482s - 2.717 * 10^{-4}} \quad (42)$$

$$G(s) = (-1) \frac{15.44}{s^3 + 56.37s^2 - 482s - 2.717 * 10^{-4}} \quad (43)$$

II.A.8. Estabilidad, estabilizabilidad y controlabilidad. Un sistema es estable si todos los valores propios de la matriz dinámica A tienen valor real negativo. Para el subsistema de suspensión magnética de este trabajo los valores propios de la matriz A son: -56.37, - 21.95 y + 21.95. Este último valor propio hace al sistema inestable en lazo abierto. Esta dificultad de estabilización puede superarse si el sistema es controlable empleando un esquema de control en lazo cerrado apropiado (Ogata, 2010),(Gajic & Lelic, 1996). La matriz de controlabilidad:

$$CO = [B|AB|A^2B], \quad (44)$$

es de rango completo para este EMS, por tanto, este sistema es controlable y se pueden diseñar diferentes controladores en espacio de estado, por ejemplo, un controlador por asignación de polos o por la técnica del LGDR con compensadores PID o controladores discretos o estrategias de control no lineal, control óptimo, etc.

II.B. Marco teórico y modelos para el subsistema ADCS.

II.B.1. Las órbitas satelitales. A continuación, se revisan los criterios básicos sobre los tipos de órbita utilizadas y sus características.

Satélites de Órbita Baja (Low Earth Orbit Satellites, LEO). Los satélites en esta órbita giran alrededor de la tierra a una distancia del suelo entre 160 y 2000 Km en periodos de alrededor de 90 minutos. A estas distancias los sensores presentan la mejor resolución, si se tiene en cuenta los diferentes tipos que se utilizan en cada misión. Estos pueden ser activos, en cuyo caso emiten radiaciones que rebotan en la superficie de la tierra y retornan al dispositivo, o pasivos, que únicamente reciben las radiaciones electromagnéticas o los reflejos de la luz solar que emite la superficie terrestre, como las cámaras fotográficas. Los sistemas de comunicación requieren menor potencia para comunicarse con la tierra y se gasta menos combustible en los lanzamientos.

La inclinación de la órbita corresponde al ángulo que se forma sobre el círculo de la tierra en la línea entre el centro del planeta y la máxima latitud sobre la cual el satélite puede pasar. Este recorrido orbital es apropiado cuando no se necesita cubrir todo el planeta (Chatters Edward P., Maj; Eberhardt, Maj Bryan; Warner, 2009). Los satélites LEO se encuentran categorizados como

²⁷ Modelo matemático en dominio de Laplace que relaciona la respuesta de un sistema como el cociente de la transformada de Laplace de la salida $C(s)$ sobre la transformada de Laplace de la entrada $R(s)$. Así, $G(s) = \frac{C(s)}{R(s)}$.

en la Fig. 19: *polar sol sincrónicos*²⁸, *polar sol no-sincrónicos e inclinados no polares*. Inclinado no polar indica órbitas que no son cercanas a los polos de la tierra.

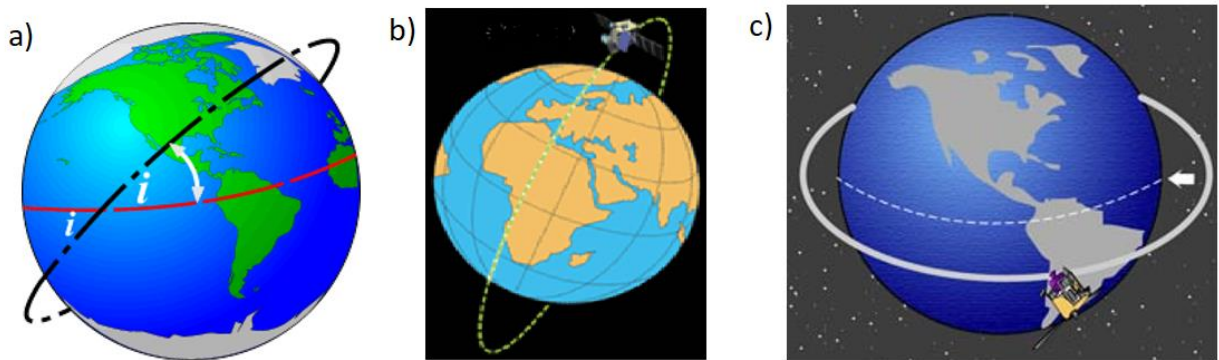


Fig. 19. Tipo de órbitas satelitales

a) Órbita LEO No-polar inclinada, b) Órbita polar No inclinada, c) Órbita LEO. Ecuatorial

Tomado de:

<https://www.google.com.co/search?q=images+of+leo+orbits&tbm=isch&tbo=u&source=univ&sa=X&ei=bAiTU4zRPIO-sQSA-oCQDw&ved=0CC8QsAQ&biw=1135&bih=627>

Satélites de Órbita Media (Medium Orbit Satellites, MEO). Los satélites en la órbita MEO se ubican entre 1600 a 19.400 Km. de la superficie de la tierra. La Fig. 20 corresponde a un esquema de las distancias a la superficie terrestre de las órbitas LEO, GEO y MEO.

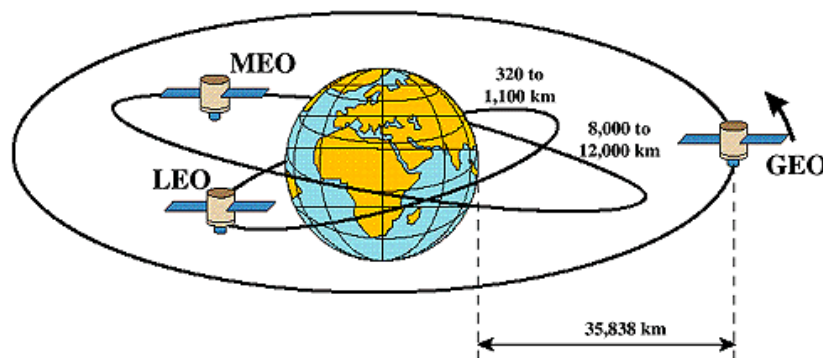


Fig. 20. Órbitas LEO, MEO y GEO

Tomado de:

<https://www.google.com.co/search?q=images+leo+orbit&tbm=isch&tbo=u&source=univ&sa=X&ei=JwuTU97mDIapsASwpoHgDg&ved=0CCQQAQ&biw=1135&bih=627>

Los periodos de rotación en estas órbitas se encuentran entre 100 minutos y 12 horas. Los satélites MEO tienen mayor tiempo de permanencia que los satélites LEO sobre una región específica y un

²⁸ Se refiere a cuerpos orbitando con periodo orbital igual al periodo de rotación del cuerpo sobre el cual se orbita (en general planetas) y su órbita va en el mismo sentido que el planeta.

mayor cubrimiento de área. Su periodo orbital es cercano a las doce horas. El satélite pasa por el mismo punto en cada órbita, lo cual es conveniente para el monitoreo por estaciones terrenas (Chatters Edward P., Maj; Eberhardt, Maj Bryan; Warner, 2009).

Satélites de Órbita Geosíncrona (Geosynchronous Orbit Satellites, GEO). Los satélites en la órbita geosíncrona o geoestacionaria se encuentran a una altura de 35.786 Km. A esta altura y en órbita circular e inclinación cero tiene un periodo rotacional de 24 horas igual al de la tierra. Esto permite al satélite permanecer relativamente fijo sobre un punto de la superficie terrestre. Estos satélites son apropiados para comunicaciones y sistemas de alarma temprana. Como la inclinación debe ser de cero grados se presentan ventajas para el lanzamiento de los satélites desde los países cercanos al ecuador (Chatters Edward P., Maj; Eberhardt, Maj Bryan; Warner, 2009).

Satélites de Órbita Altamente Elíptica (Highly Elliptical Orbit Satellites, HEO). Las órbitas descritas anteriormente son circulares, pero, también pueden ser elípticas. Las órbitas altamente elípticas varían entre 1.060 y 38.624 Km. En un solo periodo los satélites viajan más rápido cuando están más cerca de la tierra y más lento cuando están más lejos. Son utilizados para comunicaciones, investigación científica, inteligencia, vigilancia y reconocimiento (Chatters Edward P., Maj; Eberhardt, Maj Bryan; Warner, 2009).

II.B.2. Clasificación de las Naves Espaciales

Existen muchas formas diferentes de clasificación de los satélites: por su función, por el tipo de órbita que utilizan, por su tamaño, por su costo y también se clasifican por su masa como puede apreciarse en la Tabla V.

Tabla V Clasificación de las naves espaciales por su masa

TIPO	RANGO (Kg)
Satélites Convencionales Grandes	➤ 1000
Satélites Convencionales Pequeños	500 -1000
Minisatélites	100 - 500
Microsatélites	10 -100
Nanosatélites	1-10
Picosatélites	0.1 - 1
Femtosatélites	0.01 - 0.1

Tomado de: <https://en.wikipedia.org/wiki/CubeSat>

Dentro de esta gama de posibles dimensiones y masas, los microsatélites se han convertido en una alternativa importante en la industria aeroespacial en los tiempos recientes. El relativamente pequeño número de naves espaciales complejas y de altas capacidades mantuvo el interés de la ciencia y la industria del espacio por dos décadas. Los microsatélites son naves espaciales con peso menor a 100 Kg. En la medida del surgimiento de los microsatélites las divisiones se han hecho más finas y se habla de nanosatélites cuando su masa es inferior a 10 Kg, picosatélites si no sobrepasan 1 Kg de masa, y femtosatélites cuando su masa es inferior a 100 gramos. El peso relativamente bajo de los Cubesat's (satélites en forma de cubo) en comparación a los otros tipos

de satélites es una de las principales ventajas de los microsatélites. Esto se refleja en reducidos tiempos de desarrollo y bajos costos de lanzamiento. Los cortos tiempos de desarrollo permiten involucrar oportunamente los avances tecnológicos en cada nuevo proyecto (Gießelmann, 2006).

II.B.3. El estándar Cubesat. El concepto del CubeSat en el cual se basa el *UVSat1* se presenta de manera breve. El origen del proyecto CubeSat se remonta al año 1999 como un esfuerzo colaborativo entre los profesores *Jordi Puig-Suari* en *Cal Poly* de la Universidad Politécnica Estatal de California en San Luis Obispo y *Bob Twiggs* de laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford (SSDL). Inicialmente se concibió como una plataforma estándar para nanosatélites, incluyendo las especificaciones mecánicas y eléctricas. También se desarrolló un *Poly Pico Satellite Orbital Deployer (P-POD)* específico para el CubeSat (Rensel, 2001).

Con el estándar actual se busca proveer especificaciones para el diseño de picosatélites de manera que el costo y el tiempo de desarrollo se minimicen para mejorar la accesibilidad al espacio para pequeñas cargas útiles y posibilitar lanzamientos frecuentes. En la actualidad un CubeSat se define como un objeto cúbico con arista de 10 cm y masa máxima de 1,33 Kg. En la Fig. 21 se visualizan a) un CubeSat y b) el CubeSat UPM2, un proyecto español.

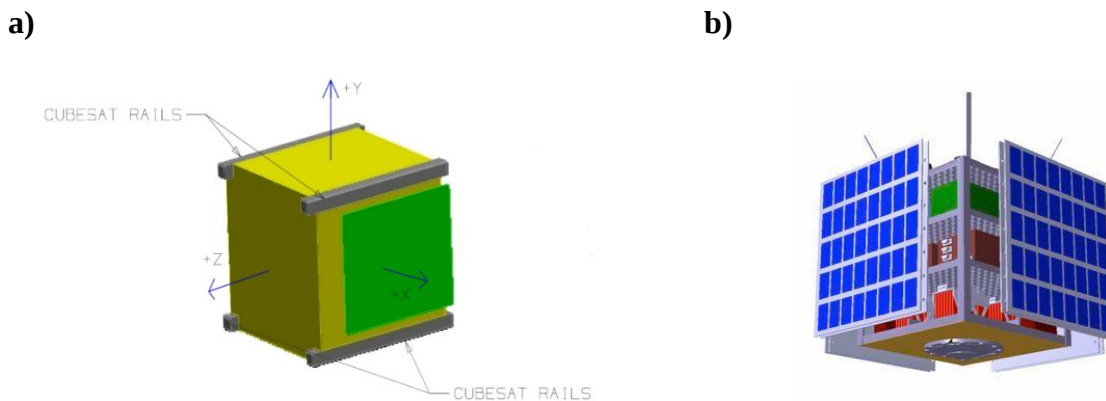


Fig. 21. a) Un CubeSat. b) El CubeSat UPM2

Tomado de: www.cubesat.org & <https://twitter.com/upmsat2>

II.B.4. El Poly PicoSatellite Deployer. Este dispositivo ha sido concebido como un estándar para el lanzamiento de los Cubesat's. Consiste en una caja rectangular, que puede almacenar hasta 3 CubeSat's, con una puerta y un mecanismo de resorte. Cuando el mecanismo del P-POD es actuado por una señal enviada desde el LV²⁹, unos conjuntos de resortes de torsión fuerzan la apertura de la puerta y el CubeSat es desplegado por otros resortes. Un P-POD se ilustra en la Fig. 22. El estándar CubeSat impone pruebas antes del lanzamiento como las de vibración, térmicas y de impacto. Información detallada sobre el estándar CubeSat puede obtenerse de: www.cubesat.org.

²⁹ Vehículo de lanzamiento (Launch Vehicle)

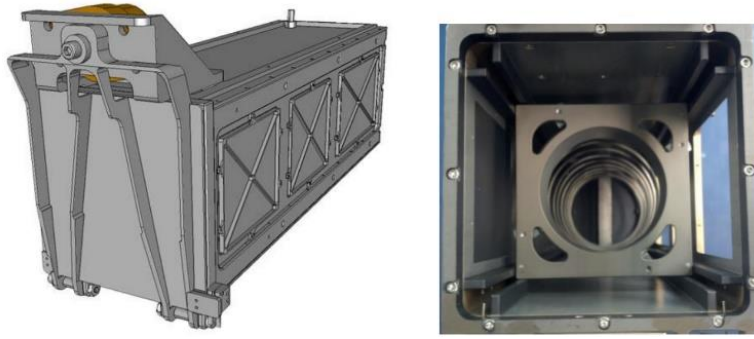


Fig. 22. Poly-Pico Orbital Satellite Deployer

Tomado de: www.cubesat.org.

II.B.5. Los marcos o sistemas de referencia coordinados³⁰. En aplicaciones aeroespaciales se usan diferentes marcos o sistemas de referencia inerciales y/o no inerciales para representar rotaciones y otros conceptos (Vallado A, 2013);(Fossen, 2002). Un marco de referencia es *inercial* si al utilizarlo se puede aplicar la segunda ley de Newton en la forma $\sum F = m \cdot a$. (Bedford & Fowler, 2008). Si esto no se puede realizar, el marco de referencia se considera *no inercial*. Si se tiene un marco de referencia inercial, un segundo marco es no inercial si ejecuta un movimiento acelerado respecto del primero. Por ejemplo, si hay cambios en su velocidad de traslación, si cambia la dirección de su velocidad de traslación o si rota sobre sí mismo. Este último caso se aplica en este trabajo.

Para definir el modelo matemático que involucre los fenómenos que ocurren en el satélite, se requiere describirlo en sistemas coordinados. Generalmente se utilizan 3 sistemas coordinados en el estudio de los sistemas espaciales: *un sistema de referencia inercial*, *un sistema de referencia orbital* y *un sistema de referencia del cuerpo del satélite*. En la literatura citada se encuentra una base común de sistemas de referencia para las dinámicas de los vuelos espaciales.

Marco de Referencia Inercial Centrado en la Tierra–ECI- (Earth Centered Inertial Reference Frame). Es un marco no rotacional en el cual el centro de coordenadas se ubica en el centro de la tierra. El eje z apunta hacia el polo norte, de acuerdo con la convención el eje x apunta hacia el equinoccio vernal³¹. Esta convención hace del marco ECI uno perfectamente inercial si se supone un sol inercial. El eje y completa un sistema coordinado de mano derecha. El movimiento del satélite se describe apropiadamente en un marco inercial de referencia newtoniano como ECI (Bråthen, 2013). El ECI no es un marco referencial perfecto debido al movimiento orbital de la tierra alrededor del sol y su movimiento rotacional alrededor de su eje (Wertz, 1978). Estos dos movimientos generan aceleraciones centrípetas que, para fines prácticos pueden ser ignoradas (Serway & Jwett, 2008), ver la Fig. 23.

³⁰ Marco coordinado de referencia y sistema coordinado de referencia indican conceptos similares en esta tesis.

³¹ Es el momento en que el sol forma un eje perpendicular con el ecuador y la duración día es igual a la de la noche en toda la tierra.

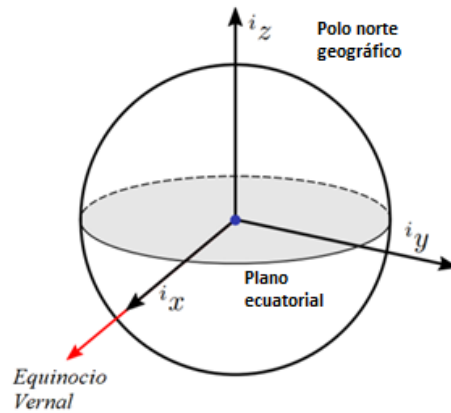


Fig. 23. Marco ECI de referencia

Tomado de: <http://vbn.aau.dk/ws/files/198227194/report.pdf>

Marco de Referencia Fijo al Cuerpo del Satélite –SBRF- (Satellite Body Reference Frame).

Es un marco no inercial rotatorio fijo al cuerpo del satélite. El origen del SBRF coincide con el CoM del satélite. Los ejes coordenados también coinciden con los ejes principales de inercia de la nave. Se utiliza para describir la orientación de la estructura y del hardware a bordo del satélite. Los ejes x , y , z se escogen paralelos a los ejes del cuerpo del satélite. Generalmente el eje y apunta en dirección opuesta a la cara de las antenas y el eje z en la dirección de las baterías (Thomsen et al., 2014). El lado nadir del satélite está en la dirección del eje z_B . Los ejes x_B y y_B coinciden con los ejes del marco de órbita cuando el satélite tiene una actitud de 0^0 en *roll*, *pitch* y *yaw*³² (Karatas, 2006);(Wertz & Larson, 1999). Ver en la Fig. 24. El subíndice B (body) se refiere al cuerpo del satélite y el subíndice o (orbit) se refiere a la órbita.

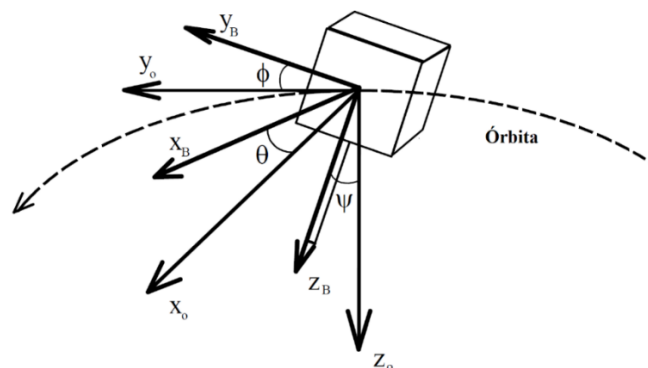


Fig. 24. Marco de referencia SBRF del cuerpo y de órbita

Fuente: (Ose, 2004)

II.B.6. El entorno espacial

En la órbita LEO los objetos están sometidos a un entorno natural complejo que incluye sistemas

³² Los términos *roll*, *pitch* y *yaw* corresponden a *alabeo*, *cabeceo* y *guiñada* en español.

de partículas cargadas, radiación de alta energía, presencia de partículas de gases y fenómenos geofísicos como los campos gravitacional y magnético de la tierra. La mayoría de estos disturbios afectan de una u otra manera los componentes de las naves espaciales y deben ser tomados en cuenta por los diseñadores de satélites (Gießelmann, 2006).

II.B.6.a. Modelos matemáticos para los disturbios ambientales. El espacio puede llegar a ser un lugar poco agradable para el trabajo en astronáutica. Los efectos ambientales denominados torques de disturbio, pueden llevar una nave espacial lejos de su actitud original- Estos torques son relativamente muy pequeños con respecto a los torques de control, por ejemplo. Sin embargo, su permanente actuación sobre el cuerpo de un satélite puede causar rotación, inclusive en naves espaciales de gran tamaño (Wertz, 1980);(Wertz & Larson, 1999). Las principales fuentes de torques de disturbio que deben tenerse en cuenta para el trabajo con picosatélites son:

- *Gradiente de gravedad*
- *Presión de la radiación solar*
- *Campo magnético de la tierra*
- *Arrastre atmosférico aerodinámico*

Los impactos de cada disturbio dependen de la altitud orbital del satélite sobre la superficie de la tierra. La Fig. 25 es una representación de estos fenómenos. Una descripción general de cada uno de estos disturbios se desarrolla a continuación.

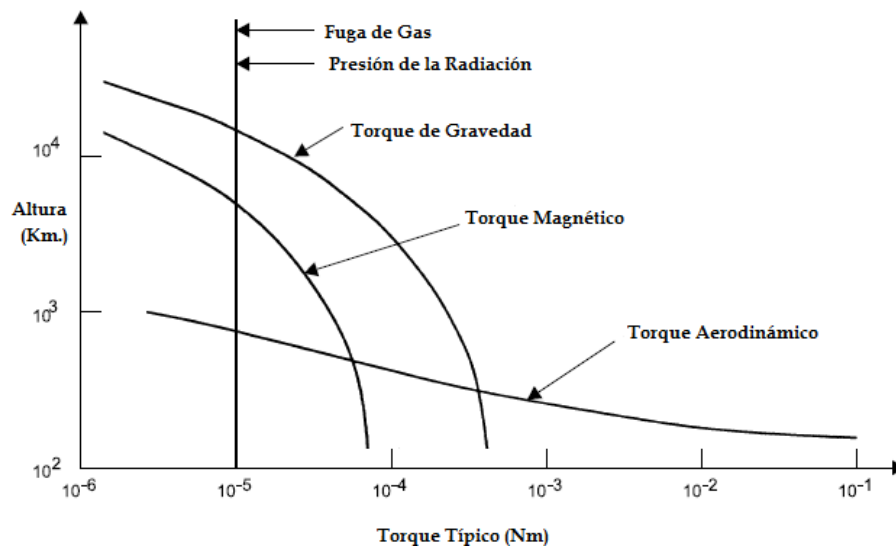


Fig. 25. Torques típicos en el entorno espacial

Tomado de: Bak, T. (1999). Spacecraft Attitude Determination: A Magnetometer Approach. Aalborg Universitetsforlag.

II.B.6.b. Torque de gradiente de gravedad. Se origina debido a que el satélite está desplazándose dentro de un campo de fuerza central³³ no uniforme, lo que ocasiona una atracción de la gravedad

³³ En un campo central de fuerza, las pequeñas aceleraciones que actúan sobre cada uno de los elementos de masa de un cuerpo rígido se dirigen hacia el centro de gravedad de la tierra. Esto produce un pequeño torque que se denomina torque del gradiente de gravedad.

ligeramente diferente a través del cuerpo del satélite. Un modelo del gradiente de gravedad basado en la interacción de dos cuerpos en donde se han eliminado los efectos de la gravedad solar y lunar y se considera la tierra como teniendo una distribución esféricamente simétrica de masa. El satélite se considera como un cuerpo rígido y de pequeñas dimensiones en relación con su distancia de ubicación al centro de la tierra (Gießelmann, 2006). La ley de la gravitación universal de Newton indica que dos cuerpos se influyen mutuamente a través de una fuerza que se expresa como (Wertz & Larson, 1999, p. 132),(Wertz, 1980, p. 37):

$$\bar{F} = \frac{G \cdot m_1 \cdot m_2}{r_c^2}, \quad (45)$$

dónde:

- $\bar{F}$ Fuerza gravitacional entre dos cuerpos
- G Constante de gravitación universal ($G=6.67428 \times 10^{-11} \text{Nm}^2/\text{kg}^2$)
- m_1 Masa del objeto 1
- m_2 Masa del objeto 2
- r_c Vector a lo largo de la línea conectando los dos objetos de masa m_1 y m_2

De la expresión (45) para la fuerza gravitacional, se puede percibir que cualquier objeto *no simétrico* de dimensiones finitas colocado en órbita está sujeto a un torque gravitacional o *torque de gradiente de gravedad* debido a la variación en la fuerza gravitacional de la tierra sobre el objeto (Wertz, 1980, p. 566). Para este trabajo, como cada partícula componente del satélite está sometida a la fuerza de la gravedad, si las fuerzas aplicadas efectivamente por el campo gravitacional a las partículas de masa llegan a tener diferencias, se produce un par que trata de alinear el eje de menor inercia del satélite con el campo gravitacional de la tierra (Sidi, 1997, p.108).

Si m_1 corresponde a la masa del satélite y m_2 a la masa de la tierra, se puede definir:

$$\mu = G(m_1 + m_2) \quad (46)$$

Dado que $m_2 \gg m_1$:

$$\mu = G(m_1 + m_2) \cong Gm_2 \quad (47)$$

Asumiendo que la tierra es esférica y simétrica, la fuerza gravitacional dF actuando sobre un elemento de masa dm de la nave espacial como se aprecia en la Fig. 26, es (Alsaif & Al-Dakkan, 2005):

$$d\vec{F} = -\frac{\mu}{r^3}(\vec{r}_c + \vec{\rho})dm, \quad (48)$$

donde:

- $\vec{r}_c$ vector de posición desde el centro de la tierra al centro de masa del satélite
- c centro de masa del satélite
- ρ vector de radio medido desde el centro de masa del cuerpo hasta un elemento genérico de masa dm
- m masa del satélite

Se puede establecer el torque dT_c de la fuerza de gravedad $d\vec{F}$ sobre el centro de masa c del satélite como:

$$d\vec{T}_c = -\frac{\mu}{r^3}(\vec{\rho} \times \vec{r}_c)dm \quad (49)$$

Integrando sobre la masa total del satélite se obtiene:

$$\vec{T}_c = -\mu \int_m \frac{(\vec{\rho} \times \vec{r}_c)}{r^3} dm \quad (50)$$

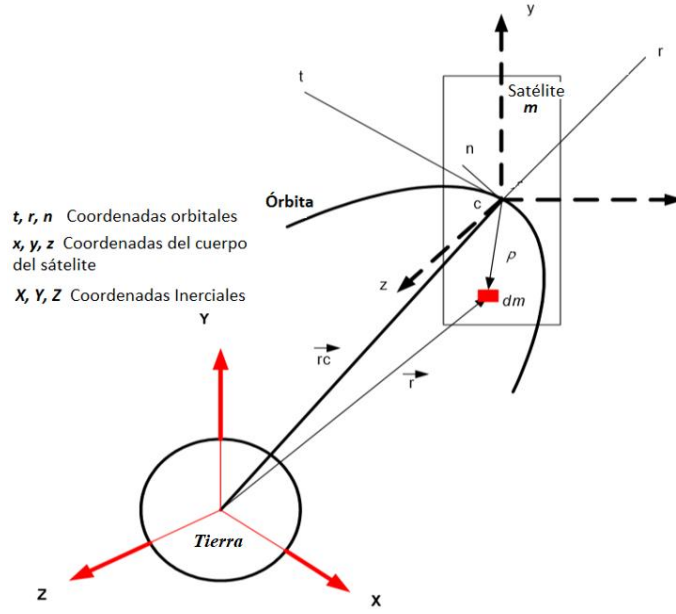


Fig. 26 Satélite en órbita alrededor de la tierra

Adaptado de (Alsaif & Al-Dakkan, 2005)

Definiendo el vector gradiente de gravedad como $T_g = [T_{gx} \ T_{gy} \ T_{gz}]^T$ y realizando el proceso de integración y demás operaciones matemáticas, el torque producido por el gradiente gravitacional para los ejes x, y y z puede expresarse como:

$$\begin{aligned} T_{gx} &= \frac{3\mu}{2r_c^3} x(I_z - I_y) \sin(2\varphi) \cos^2(\theta), \\ T_{gy} &= \frac{3\mu}{2r_c^3} y(I_z - I_x) \sin(2\theta) \cos(\varphi), \\ T_{gz} &= \frac{3\mu}{2r_c^3} z(I_x - I_y) \sin(2\theta) \sin(\varphi), \end{aligned} \quad (51)$$

donde I_x, I_y e I_z corresponden a los momentos principales de inercia del satélite, θ y φ son los ángulos *roll* (alabeo) y *yaw* (guiñada) (Sidi, 1997). Sin embargo, en la práctica los efectos de las

fuerzas producidas por el gradiente de gravedad en la órbita baja de la tierra (LEO) pueden estimarse con valores del orden $10^{-6}g$ ($=1\mu g$), (Wertz & Larson, 1999, p.205).

II.B.6.c. Arrastre o rozamiento atmosférico. A las distancias de operación de los satélites LEO existen partículas de aire que conforman un ambiente enrarecido en el cual se producen rozamientos que restan energía al movimiento inercial y rotacional del satélite. Se pueden producir caídas en la altura del satélite y circularización de la órbita. En un satélite real estas perturbaciones deben ser compensadas. El modelo del torque para esta perturbación es (Wertz & Larson, 1999, p. 366:367):

$$s_{\tau_a} = \frac{1}{2} \rho C_d A_{aero} v^2 (\bar{c}_{pa} - \bar{c}_g), \quad (52)$$

donde:

s_{τ_a}	Torque aerodinámico
ρ	Densidad atmosférica en la órbita de operación
A_{aero}	Área efectiva perpendicular al vector velocidad
C_d	Coeficiente de arrastre aerodinámico del satélite (entre 2 y 2.5)
v	Velocidad del satélite respecto a la atmósfera
$\bar{c}_{pa}$	Centro de presión aerodinámica ³⁴
$\bar{c}_g$	Centro de gravedad

II.B.6.d. Presión de la radiación solar. El sol produce radiación que puede afectar el desempeño de los satélites. Este efecto se origina por el impacto del momento del flujo que actúa sobre la superficie normal a la radiación solar (Wertz, 1980). Alguna parte de esta energía es reflejada y no actúa sobre el satélite. El torque debido a la presión solar solo se presenta si el centro de presión solar y el centro de gravedad del satélite no son coincidentes. Las superficies pueden absorber, reflejar y difundir la radiación, lo que se incluye como un factor de radiación. Aunque el viento solar no produce una presión significativa, las partículas ionizadas poseen una gran cantidad de energía, por lo que pueden ocasionar daños a la estructura si no se atenúan adecuadamente sus efectos. La ecuación del torque por radiación solar es (Wertz & Larson, 1999):

$$s_{\tau_{sr}} = \frac{F_s}{c} A_s (1 + q) (\bar{c}_{ps} - \bar{c}_g), \quad (53)$$

donde:

$s_{\tau_{sr}}$	Torque de radiación solar
F_s	Constante solar (1367 W/m^2)
c	Velocidad de la luz ($3 \times 10^8 \text{ m/s}$)
A_s	Area de la superficie
Q	Factor de reflectancia (entre 0 y 1)
$\bar{c}_{ps}$	Centro de presión solar
$\bar{c}_g$	Centro de Gravedad

³⁴ Es un punto no necesariamente coincidente con el centro de gravedad de la aeronave $\bar{c}_g$ sobre la superficie A_{aero} donde se supone concentrado el efecto de arrastre dinámico debido a las partículas presentes en el aire enrarecido de la atmósfera en la órbita baja de la tierra (LEO). El desplazamiento típico puede ser del orden de 0.1 (Sobhani-Tehrani & Khorasani, 2009, p. 114-117).

Otros disturbios que están presentes en el entorno espacial, como el torque de disturbio magnético y los efectos de campos magnéticos dentro del satélite, pueden estudiarse en la literatura disponible en los textos de referencia y tesis elaboradas sobre el tema del ADS. En el estudio para un satélite CubeSat real deben incluirse, no son tomados en cuenta ya que escapan al objeto de esta tesis.

II.B.7. El campo magnético de la tierra. Para poder controlar un satélite en el espacio interplanetario con bobinas como actuadores, magnetómetros y giroscopios como sensores, se requiere contar con el modelo del campo magnético terrestre. Este proceso puede realizarse desde modelos simples hasta modelos de gran complejidad. Un modelo simple consiste en la representación del campo magnético de la tierra como un dipolo eléctrico, o como un dipolo magnético (Sadiku, 2001), Fig. 27. El disturbio debido al campo magnético de la tierra es cíclico y se puede expresar como (Wertz & Larson, 1999):

$$T_m = D \times B, \quad (54)$$

donde:

- T_m torque magnético de disturbio sobre la nave espacial
- D dipolo residual magnético de la aeronave
- M momento magnético de la tierra
- B campo magnético de la tierra. Puede aproximarse por $B = \frac{2M}{R^3}$
- R radio del dipolo tierra- nave espacial en metros

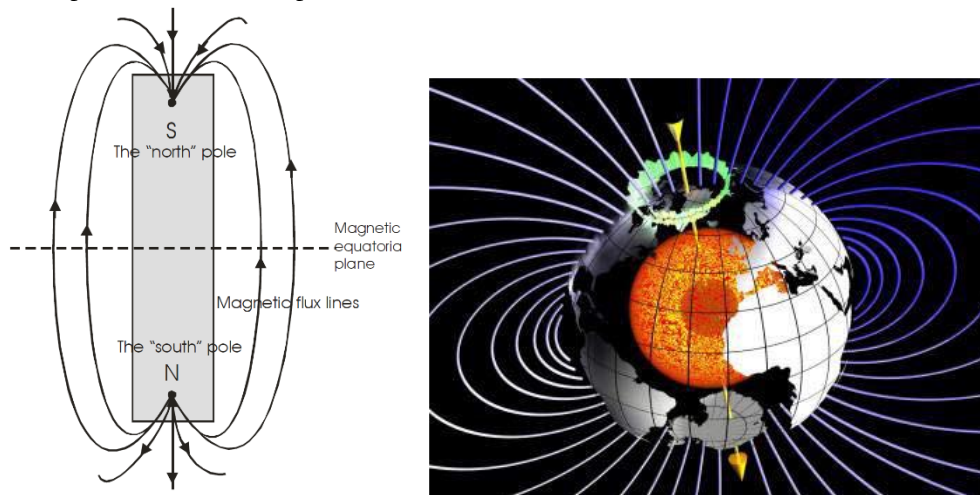


Fig. 27. El campo magnético terrestre

Tomado de: <http://folk.ntnu.no/tomgra/Diplomer/Overby.pdf>
http://www.esa.int/export/esaLP/ESA3QZJE43D_swarm_0.html

II.B.7.a. La IGRF (Referencia Geomagnética Internacional). El campo magnético de la tierra es diferente a los modelos simples de dipolos ya mencionados; está compuesto por una variedad de fuentes entre las cuales las más importantes son el núcleo fluido de la tierra, su corteza y el manto superior, la ionosfera y la magnetosfera (www. Esri.com 9.9.2004).

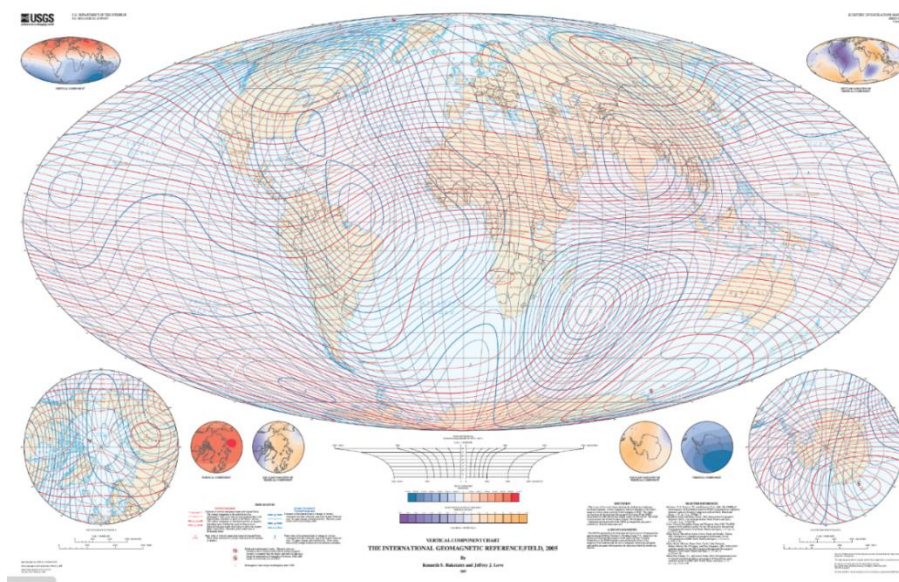


Fig. 28. La referencia internacional del campo geomagnético, 2005
Tomado de: <https://pubs.usgs.gov/sim/2007/2964/downloads/PDF/2964-1.pdf>

Existe el modelo IGRF que es suministrado por la Asociación Internacional de Geomagnetismo y Aeronomía (IAGA). El modelo IGRF es una ecuación armónica. Para nuestro estudio no se emplea ya que se utiliza el modelo del campo magnético expresado en Gauss generado por el electromagneto del subsistema de suspensión electromagnética que se considera constante. A modo de información en la Fig. 28 se presenta el campo B horizontal, vertical y total de la tierra. El impacto de los torques ambientales varía dependiendo de la altura de la órbita del satélite, como se deduce de los datos en la Tabla VI.

Tabla VI Disturbios ambientales - Regiones

INFLUENCIA	ALTITUD (Km.)	EFFECTOS AMBIENTALES
Región I	Abajo de 290-320	Los torques aerodinámicos dominan el movimiento angular
Región II	290-650	Los torques aerodinámico y gravitacional son de importancia comparable
Región III	650 -965	Los torques aerodinámico, gravitacional y solar son de significancia comparable
Región IV	Sobre 965	Los torques solar y gravitacional dominan los movimientos angulares

Fuente: Schrello, D. M. Passive Aerodynamic Attitude Stabilization of Near Earth Satellites. Technical Report, North American Aviation Inc., Columbus, OH, 1961. En: <http://www.dtic.mil/docs/citations/AD0267521>

Para satélites a nivel de altura ISS, el torque aerodinámico es el efecto dominante. Para una de altura de 400 km, que es nuestro caso hipotético, el CubeSat se localiza en la Región II, allí también el torque gravitacional tiene un efecto comparable. Por tanto, para nuestros modelos se utilizarán estas dos perturbaciones únicamente.

II.B.8. La determinación y el control de la actitud de un satélite. El ADCS se puede desagregar en dos grupos: una parte corresponde a la *determinación de la actitud* (ADS) cuyo objetivo consiste en conocer la orientación del satélite en su *marco de referencia del cuerpo del satélite* (SBRF) con respecto a algún marco de referencia, en nuestro caso al marco inercial de referencia de la tierra (ECI); la otra parte corresponde al *control de la actitud* (ACS) que se ocupa de lograr que la nave espacial alcance la orientación deseada con algún grado de exactitud en todo momento. Este último cumple una función doble: en primera instancia se ejecuta la desaceleración o *detumbling* para la disipación de la energía cinética inicial del satélite. En segundo lugar, el sistema debe lograr la orientación del satélite para alcanzar la actitud deseada, superando los efectos de los disturbios causados por el entorno LEO, como los torques de gradiente de gravedad, de arrastre aerodinámico, de dipolo residual magnético³⁵, por radiación solar y los disturbios por anomalías del campo magnético terrestre, cumpliendo con un margen de error especificado.

II.B.9. La determinación de la actitud. Corresponde al proceso de combinación de las medidas disponibles por la sensorica con el conocimiento de las dinámicas propias de la nave. El propósito es proporcionar una solución única y precisa del estado de la actitud en función del tiempo, que puede realizarse a bordo de la nave para uso inmediato o diferido. Se logra midiendo las direcciones desde la nave espacial hacia algún punto de interés conocido como el sol, las estrellas o la tierra (Francois-lavet, 2010),(Wertz, 1978) para lo que se incluyen diferentes dispositivos como sensores, actuadores, aviónica, y software (Starin & Eterno, 2011). El avance tecnológico permite el post-procesamiento de la información obtenida de los sensores en la forma de cálculos preprogramados a bordo (Starin & Eterno, 2011). En general se utilizan varios tipos de sensores, como respaldo, para la medición de la misma variables en la búsqueda de mediciones con mejor precisión que se procesa por medio de diferentes algoritmos para el procesamiento de la información (Bjelbole, 2013).

II.B.9.a. Los dispositivos para la determinación de actitud. Para el trabajo con satélites existe una amplia gama de sensores para diferentes aplicaciones y propósitos cuya selección depende de las características particulares de cada proyecto. Se presentan los dispositivos más utilizados en trabajos con CubeSats. Otros de uso en el trabajo aeroespacial se exponen en el Anexo E.

El Giroscopio. Corresponde a un sensor inercial que integra un giroscopio y un acelerómetro MEMS ambos de tres ejes. Este dispositivo mide la velocidad angular del satélite, también puede medir la aceleración angular. No se utiliza como acelerómetro en esta investigación, ya que no se incluyen los tópicos referentes a propulsión y las aceleraciones de empuje asociadas, pero resulta indispensable para la medición de los ángulos y velocidades de orientación del *UVSat1* (Fig. 29).

³⁵ El campo residual magnético en el satélite se origina principalmente por corrientes en la electrónica de abordo, corrientes parásitas inducidas en la electrónica de abordo y efectos de histéresis en materiales ferromagnéticos causados por materiales conductores expuestos a campos magnéticos variantes. El torque magnético residual es causado por la interacción entre el momento magnético del satélite y el campo geomagnético (Wertz, 1980, p. 251:575).



Fig. 29. Giroscopio

Tomado de:

https://www.wpi.edu/Pubs/E-project/Available/E-project-030113-141835/unrestricted/2013_ADC_Report_Final.pdf

Los Magnetómetros. Son dispositivos que operan a través de bobinas de inducción. El campo magnético de la tierra puede ser medido con *sensores a bordo* de las naves espaciales para obtener la dirección e intensidad instantáneas del campo magnético. La utilización de estas mediciones en combinación con el modelo del campo magnético de la tierra permite inferir los cambios de actitud del satélite. Están disponibles en el mercado MEMS de tamaños y peso reducidos capaces de entregar simultáneamente las medidas del campo magnético en los tres ejes x , y , z . Ver Fig. 30.

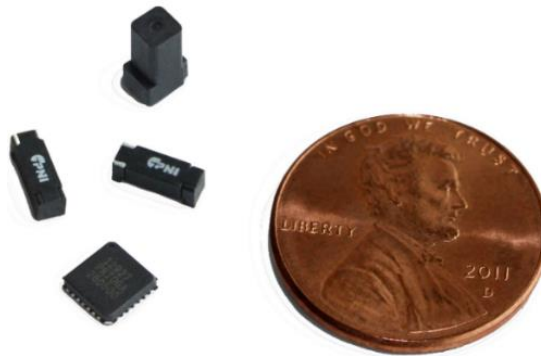


Fig. 30. Magnetómetros - MEMS

Tomado de:

http://www.willow.co.uk/html/components/com_virtuemart/shop_image/product/Heading/images/RMSS_07-30-12.jpg

Existe un amplio rango de dispositivos para la medición de las variables satelitales como los sensores solares, los seguidores de estrellas y los sensores de horizonte sobre los cuales se encuentra abundante información sobre su caracterización en la literatura de las referencias y en la Web. En este trabajo se utilizan magnetómetros (Riwanto, 2015);(Babcock, 2010) y giroscopios (Xia et al., 2014);(Burg et al., 2005);(Riwanto, 2015) cuyos modelos matemáticos se describen en el Anexo F. Se utilizan dos técnicas principales para la determinación de actitud. La selección está basada, en cualquier caso, en los requerimientos de la misión. La primera es la *solución determinística*³⁶ o *punto a punto* que es más directa para implementación y prueba que los

³⁶ Corresponde a soluciones punto a punto: La actitud se calcula desde la observación de dos o más vectores desde un punto único en un instante de tiempo basada en la información de al menos dos sensores de actitud.

algoritmos de la segunda opción correspondiente a la estimación recursiva³⁷ (Martinho Marques, 2000). En los subsistemas de actitud a menudo se combinan *sensores de referencia* que utilizan el sol, la tierra o las estrellas y proporcionan observaciones vectoriales, y *sensores inerciales* como los giroscopios que suministran la velocidad angular relativa a un marco inercial. Se pueden complementar para obtener mejor desempeño, por ejemplo, cuando ocurren los eclipses los sensores de sol no pueden determinar observaciones vectoriales, pero el giroscopio puede ayudar a la propagación de la actitud estimada. Ya que los métodos punto a punto se basan en mediciones con ruido y errores de polarización, en operaciones reales deben tomarse dos conjuntos de medidas desde diferentes sensores de actitud (Martinho Marques, 2000). Para la determinación de la actitud se utiliza la solución determinística y la adquisición de datos con base en unidades inerciales de medida o sistemas microelectromecánicos (MEMS) que involucran: giroscopios, acelerómetros y magnetómetros.

II.B.10. La representación de la actitud. En la literatura se encuentran diversas formas de representación de la actitud (Wie, 2015);(Wertz, 1978);(Markley & Crassidys, 2014);(Shuster & Dellinger, 2005);(Bråthen, 2013). Para el caso de esta tesis la traslación del satélite no es considerada, por tanto, el estudio de la actitud se enmarca en las rotaciones de un cuerpo rígido. Este es uno de los retos más importantes en la disciplina aeroespacial cuyo problema esencial se concreta en suministrar la orientación relativa entre una terna de valores angulares fija al cuerpo del satélite con respecto a otra terna de referencia asociada a la tierra o a la órbita. En la idea de comparar y manipular la actitud de un satélite se requiere expresar el vector de actitud en diferentes marcos y transformarlo de un marco a otro. A continuación, se presentan los métodos más útiles para este trabajo.

II.B.10.a. Los ángulos de Euler. Se usan habitualmente para describir las rotaciones de un sistema de cuerpo rígido, como el satélite CubeSat de este trabajo, cuando ha sido estabilizado en los tres ejes (Wertz, 1978):

$$\text{Ángulos de Euler} = \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (55)$$

ϕ es el ángulo *roll*, la rotación alrededor del eje x.

θ es el ángulo *pitch*, la rotación alrededor del eje y.

ψ es el ángulo *yaw*, la rotación a alrededor del eje z.

Los ángulos de Euler son una representación intuitiva para la actitud de un cuerpo en un espacio tridimensional, pero su utilización puede resultar en puntos singulares denominados como *gymbal*

³⁷ Se utiliza la información del presente y el pasado para determinar la actitud aprovechando los modelos dinámicos y cinemáticos.

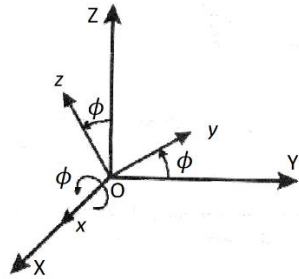
*lock*³⁸ (Karatas, 2006). Por ejemplo, para una secuencia convencional de rotación³⁹ de ángulos de Euler “313”, las ecuaciones cinemáticas de las velocidades angulares en cada eje (Diebel, 2006) se pueden expresar como:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sin\theta} \begin{bmatrix} \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ \sin\theta\cos\psi & -\sin\theta\sin\psi & 0 \\ -\sin\psi\cos\theta & -\cos\psi\cos\theta & \sin\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{bmatrix} \quad (56)$$

Para esta secuencia las singularidades se presentan en $\theta = 0^\circ$ y en $\theta = 180^\circ$, haciendo imposible su aplicación en la descripción de la actitud para las naves espaciales (Rodriguez Lubián, 2013). La representación en ángulos de Euler puede transformarse a otras representaciones proporcionando la actitud del satélite con referencia a un observador fijo en la tierra.

II.B.10.b. La matriz de rotación/orientación. Es el método común para la descripción de alguna orientación relativa a un marco de referencia (Bråthen, 2013). Es una matriz real ortonormal con determinante unitario. En consecuencia, una rotación puede ser reversada multiplicando por su inversa. Consiste de un conjunto de tres vectores ortonormales unitarios que integran una base en un marco de referencia (Wertz, 1980). La matriz de rotación se compone de 9 parámetros que implican la ocupación de buen espacio de almacenamiento de datos en los dispositivos computacionales (Bak, 1999). Considerando $R_{\lambda, \beta}$ como una rotación de un ángulo β alrededor de un eje λ las matrices de rotación básicas para los ángulos de Euler (De Weck, 2001) son:

Para giro en x o *roll*:

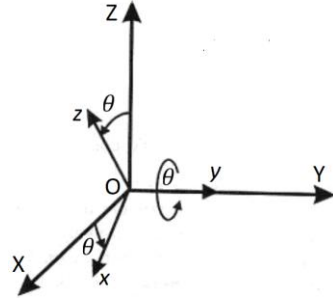


$$R_{x,\phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix} = A_1 \quad (57)$$

³⁸ Exhibe una singularidad en la representación de la actitud que produce la pérdida de un grado de libertad en un sistema tridimensional, bloqueando el sistema en rotación a un espacio degenerado bidimensional (Parwana & Kothari, 2017, p. 2).

³⁹ Una rotación de un cuerpo rígido se puede describir como compuesta de tres rotaciones de coordenadas en secuencia. En esta tesis se consideran rotaciones triples “123” en donde la primera (1) es el giro de un ángulo ϕ alrededor del eje i , la segunda (2) es el giro de un ángulo θ alrededor del eje j y la tercera (3) es el giro de un ángulo ψ alrededor del eje k (Diebel, 2006).

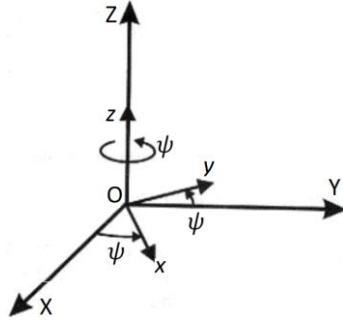
Para giro en y o *pitch*:



(58)

$$R_{y,\theta} = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} = A_2$$

Para giro en z o *yaw*:



(59)

$$R_{z,\psi} = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = A_3$$

Una secuencia de rotación o composición de giros 321 produce tres transformaciones consecutivas a través de sus matrices de rotación (Gießelmann, 2006) que permiten pasar de un sistema de referencia inicial a otro final:

$$R_{321} = [R_{x,\phi}] \cdot [R_{y,\theta}] \cdot [R_{z,\psi}] \quad (60)$$

Ya que en una rotación existen tres grados de libertad solo se deben definir tres movimientos angulares conocidos como los ángulos de Euler. Como los componentes de todo vector unitario son sus proyecciones sobre los ejes unitarios del sistema de referencia, se pueden determinar cómo el producto punto de un par de vectores unitarios que es el coseno del ángulo entre los vectores por lo que se les denomina como cosenos directores (Jaramillo B., 2005).

II.B.10.c. La matriz de cosenos directores o matriz de actitud. Se ha utilizado extendidamente para la obtención del modelo de la orientación o actitud de satélites en consideración a que se trata cuerpos que pueden modelarse como un punto geométrico dado que sus dimensiones u orientación no influyen en el movimiento (Sidi, 1997). Los elementos de una *matriz de rotación* pueden ser expresados en cosenos de los ángulos entre el sistema del cuerpo rígido y el sistema global (Wertz, 1980) que corresponde a una representación matricial intuitiva de la transformación entre dos sistemas coordenados con ejes arbitrarios. Uno es escogido como un eje fijo que para nuestro caso corresponde a la tierra (sistema X, Y, Z) y otro como un marco rotando que corresponde al cuerpo

del satélite (sistema U, V, W) como se aprecia en la Fig. 31, pero presenta el problema de redundancias⁴⁰ que torna pesado el trabajo computacional. Los nueve términos de la matriz DCM⁴¹ relacionan los vectores unitarios del marco rotatorio a cada uno de los ejes del marco fijo a través del coseno de sus respectivos ángulos internos (Wertz, 1980);(Hanspeter Schaub & Junkins, 2002);(Navarro Marlow, 2016). La matriz DCM es:

$$[DCM] = \begin{bmatrix} \cos\theta_{uX} & \cos\theta_{uY} & \cos\theta_{uZ} \\ \cos\theta_{vX} & \cos\theta_{vY} & \cos\theta_{vZ} \\ \cos\theta_{wX} & \cos\theta_{wY} & \cos\theta_{wZ} \end{bmatrix} \quad (61)$$

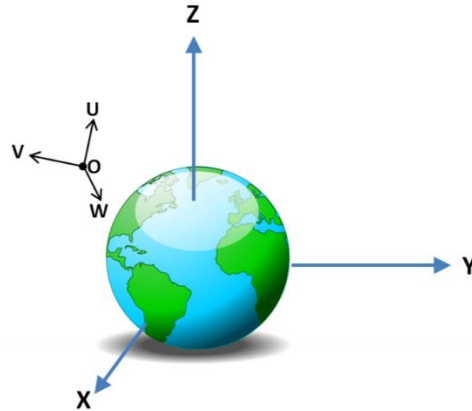


Fig. 31. El origen de la DCM

Tomado de: <http://ssl.mit.edu/files/website/theses/SM-2016-MarlowWeston.pdf>

La representación de la actitud también puede realizarse a través de la técnica de los cuaternions que tiene la ventaja de no presentar singularidades en las transformaciones de coordenadas y es más compacta que la DCM ya que utiliza cuatro parámetros en vez de 9. Aunque en este método es difícil la visualización de los ángulos (Derman, 1999) es la forma de representación más eficiente computacionalmente para los objetivos de este trabajo.

II.B.10.d. Eje y ángulo de Euler. Una de las más importantes propiedades de las matrices de actitud se establece a través del teorema de rotación de Euler:

“La orientación de un cuerpo está unívocamente especificada por un vector que indica la dirección del eje del cuerpo y un escalar que especifica un ángulo de rotación alrededor del eje” (De Weck, 2001).

Esta proposición en esencia postula que cualquier rotación es una rotación alrededor de un eje fijo (Markley & Crassidis, 2014) que se denomina *eje de Euler* con una amplitud de rotación o *ángulo de Euler* alrededor de este eje. Como la transformación de una representación vectorial x_F del marco

⁴⁰ El mínimo número de parámetros requeridos para describir la orientación de un marco de referencia es tres. La matriz de cosenos directores tiene nueve. Los seis parámetros extra resultan redundantes en virtud de la condición de ortogonalidad. Es por esta razón que en la práctica los elementos de la Matriz de Cosenos Directores rara vez se utilizan para realizar el seguimiento de la actitud (H. Schaub & Junkins, 2002, p. 67).

⁴¹ Direction Cosine Matrix o Matriz de Cosenos Directores

de referencia F al marco de referencia G por la matriz de actitud A_{GF} viene dada por:

$$A_{GF}x_F = X_G, \quad (62)$$

el Teorema de Euler indica la existencia de un vector unitario $\underline{e}$ a lo largo de la dirección del eje de rotación que conserva la misma representación en el marco G que en el marco F . Dado que las matrices de actitud son ortogonales propias, del álgebra matricial se conoce que tendrán un autovalor unitario al cual se asocia un autovector que es el eje de rotación $\underline{e}$. Cada una de las matrices simples de rotación $A_1(57)$, $A_2(58)$, y $A_3(59)$ tienen un valor propio $+1$ y vectores propios $e_1 = [1 \ 0 \ 0]^T$, $e_2 = [0 \ 1 \ 0]^T$ y $e_3 = [0 \ 0 \ 1]^T$ que corresponden a los ejes coordenados x , y y z con ángulos de rotación ϕ , θ y ψ respectivamente. Si se acepta que las tres rotaciones se ejecutan con un mismo ángulo ϑ , entonces la traza de las matrices A_1 , A_2 y A_3 es igual:

$$\text{tr}(A(\underline{e}, \vartheta)) = 1 + 2 \cos \vartheta \quad (63)$$

Esto conduce a la consideración que las matrices de rotación que representan rotaciones por un mismo ángulo alrededor de diferentes ejes pueden relacionarse por una transformación ortogonal, lo que indica la invariancia de traza. En diferentes situaciones el eje de rotación no es uno de los ejes de referencia, entonces una descripción más general de la matriz de cosenos directores en función del vector unitario a lo largo del eje de rotación $\underline{e}$ y el ángulo de rotación ϑ (Wertz, 1978), (Wie, 2008) es:

$$A = \begin{bmatrix} \cos \vartheta + e_1^2(1 - \cos \vartheta) & e_1 e_2(1 - \cos \vartheta) + e_3 \sin \vartheta & e_1 e_3(1 - \cos \vartheta) - e_2 \sin \vartheta \\ e_1 e_2(1 - \cos \vartheta) - e_3 \sin \vartheta & \cos \vartheta + e_2^2(1 - \cos \vartheta) & e_2 e_3(1 - \cos \vartheta) + e_1 \sin \vartheta \\ e_1 e_3(1 - \cos \vartheta) + e_2 \sin \vartheta & e_2 e_3(1 - \cos \vartheta) - e_1 \sin \vartheta & \cos \vartheta + e_3^2(1 - \cos \vartheta) \end{bmatrix} \quad (64)$$

Las componentes de $\underline{e}$ están sometidos a la restricción $|\underline{e}| = 1$ y aunque la matriz (64) parece depender de cuatro parámetros, hay apenas tres parámetros independientes dada la restricción anterior. La Fig. 32 describe la rotación de un vector arbitrario x a través de un ángulo ϑ sobre un eje $\underline{e}$.

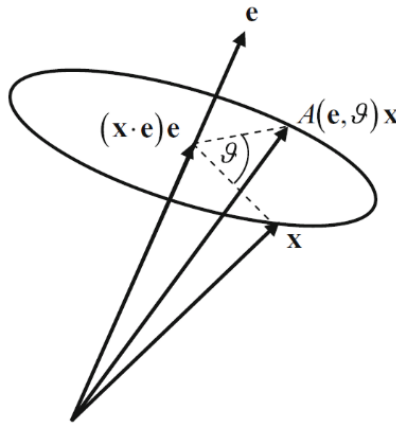


Fig. 32. Rotación de un vector x en tres dimensiones por eje/ángulo de Euler

Fuente: : (Markley & Crassidis, 2014)

Tratando de encontrar el eje de rotación y el ángulo de rotación al revisar la ecuación para la traza, se observa que la relación entre el ángulo de Euler y la matriz de rotación A está dada por:

$$\cos\vartheta = \frac{1}{2}(tr(A(\mathbf{e}, \vartheta) - 1), \quad (65)$$

y el ángulo de rotación es:

$$\vartheta = \cos^{-1}\left(\frac{trA(\mathbf{e}, \vartheta) - 1}{2}\right) \quad (66)$$

Esta función trigonométrica inversa entrega dos posibles valores del ángulo de Euler ($\pm\vartheta$) pero, físicamente representa la misma condición. Por tanto, el signo no hace diferencia para los fines de este trabajo. Si el $\sin\vartheta \neq 0$, los componentes de $\mathbf{e}$ se dan en función de los términos de A (Markley & Crassidis, 2014) como:

$$\mathbf{e} = \frac{1}{2\sin\vartheta} \begin{bmatrix} A_{23}(\mathbf{e}, \vartheta) & -A_{32}(\mathbf{e}, \vartheta) \\ A_{31}(\mathbf{e}, \vartheta) & -A_{13}(\mathbf{e}, \vartheta) \\ A_{12}(\mathbf{e}, \vartheta) & -A_{21}(\mathbf{e}, \vartheta) \end{bmatrix} \quad (67)$$

Si el $\sin\vartheta = 0$, el eje de Euler esta indeterminado evidenciando una singularidad que sucede cuando $\vartheta = n\pi$. Esto indica que el eje no está unívocamente determinado, por ejemplo, cuando se puede lograr una misma configuración final mediante al menos dos rotaciones con una misma amplitud, pero diferentes ejes. La Fig. 33 muestra la rotación del marco 3-2-1 al marco 3', 2', 1' aplicando eje/ángulo de Euler.

Los parámetros $\mathbf{e}$ (eje de Euler) y ϑ (ángulo principal de Euler) pueden describir la actitud de cualquier vehículo (Gießelmann, 2006). El par es llamado *la parametrización eje/ángulo de Euler*. A raíz de la simetría parcial en las expresiones anteriores algunos autores han denominado al par $(\mathbf{e}, \vartheta)$ como *parámetros simétricos de Euler* (Hugues, 2004).

Los métodos revisados hasta ahora para la representación de la actitud adolecen de singularidades y redundancias que los hacen convenientes para el análisis, pero en alguna medida inapropiados para la computación. Sin embargo, existen métodos alternativos para las representaciones cinemáticas que superan estas dificultades.

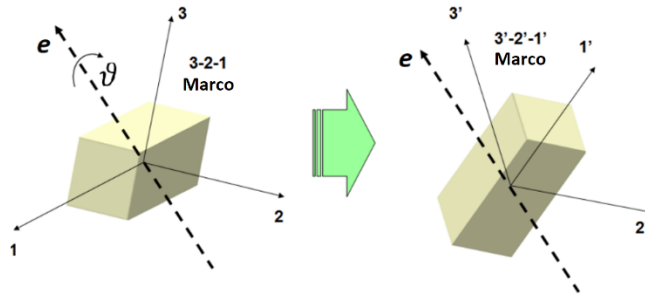


Fig. 33. Rotación eje/ángulo de Euler

Fuente: (Tibbs, 2015)

El método más importante para la parametrización de la actitud se consigue mediante el uso de los

llamados *quaternions* o *parámetros simétricos de Euler*, que, además de evitar las singularidades, tiene la ventaja que las rotaciones son expresadas por el producto quaterniónico (Svartveit, 2003).

II.B.10.e. Los quaternions. El descubrimiento del sistema de los números complejos fue un hecho trascendental para los matemáticos que se indagaron por la idea de números de dimensión aún más alta. Arduos trabajos permitieron encontrar una expresión de cuatro dimensiones como sucesor natural de los números complejos. El conjunto de esos números no conmutativos se denominó como quaternions y su descubrimiento se atribuye a Sir William Rowan Hamilton (1805-1865) quien los definió “*como el cociente de dos líneas dirigidas en un espacio tridimensional*” o “*equivalentemente como el cociente de dos vectores*”:

“Y el motivo (en esta vista) para llamar a tal cociente un Quaternion, o la base para conectar su concepción con el número cuatro, se deriva de la consideración de que si bien la longitud relativa de las dos líneas comparadas depende solo de un número que exprese su relación (del tipo ordinario), su dirección relativa depende de un sistema de tres números: uno que denota el ángulo ($a \wedge b$) entre las dos líneas, y los otros dos que sirven para determinar el aspecto del plano de ese ángulo, o la dirección del EJE de la rotación positiva en ese plano, desde la línea divisoria (a) a la línea dividendo (b)” (Hamilton, 1853, p. 62).

Los quaternions son un método refinado para expresar la orientación de un cuerpo en el espacio euclidiano basado en los parámetros simétricos de Euler (Pharr et al., 2017, p. 99), que representan una rotación por un ángulo rotacional alrededor de un eje rotacional, el cual no es necesariamente uno de los ejes x , y o z (Y. Yang, 2012, p. 202). En esencia un Quaternion es un número hipercomplejo, lo que sugiere que los números complejos son un subconjunto de los números hipercomplejos (Tudor, 2011). Los quaternions se definen como un vector de dimensión cuatro que corresponde a la suma de un escalar y un vector:

$$\bar{q} = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3 = q_0 + \mathbf{q}, \quad (68)$$

donde la parte vectorial del quaternion es:

$$\mathbf{q} = iq_1 + jq_2 + kq_3 \quad (69)$$

y q_0 es la parte escalar del quaternion. Esta definición introduce un cuarto elemento redundante que elimina la singularidad (De Weck, 2001).

Los números complejos se obtienen por la adición de un elemento imaginario i a los números reales satisfaciendo $i^2 = -1$. Los quaternions se derivan por la adición de los elementos i, j, k a los números reales satisfaciendo las relaciones:

$$\begin{aligned} i^2 &= j^2 = k^2 = -1 \\ i \times j &= -(j \times i) = k \\ j \times k &= -(k \times j) = i \\ k \times i &= -(i \times k) = j \end{aligned} \quad (70)$$

Los quaternions están vinculados a los parámetros simétricos de Euler y pueden ser descritos matricialmente en función de ellos como el par:

$$\mathbf{q}(\mathbf{e}, \vartheta) = \begin{bmatrix} \mathbf{e} \cdot \sin(\vartheta/2) \\ \cos(\vartheta/2) \end{bmatrix} \quad (71)$$

que se puede expandir como:

$$\begin{cases} \mathbf{q}_1 = \mathbf{e}_1 \cdot \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \mathbf{q}_2 = \mathbf{e}_2 \cdot \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \mathbf{q}_3 = \mathbf{e}_3 \cdot \sin \frac{\vartheta}{2} \\ \mathbf{q}_4 = \cos \frac{\vartheta}{2} \end{cases} \quad (72)$$

Los cuatro parámetros simétricos de Euler llamados también quaternion⁴² no son independientes:

$$\mathbf{q}_1^2 + \mathbf{q}_2^2 + \mathbf{q}_3^2 + \mathbf{q}_4^2 = 1, \quad (73)$$

pero satisfacen la restricción que geoméricamente describe una esfera unitaria cuatridimensional, ya que: $\mathbf{e}_1^2 + \mathbf{e}_2^2 + \mathbf{e}_3^2 = 1$ (Wie, 2008).

Entre las desventajas del uso de quaternions se encuentra su falta de intuitividad, pero esto puede superarse convirtiendo los resultados a una matriz de rotación desde donde se pueden recuperar los ángulos de Euler sin ninguna singularidad (Tibbs, 2015). Los quaternions sirven para caracterizar adecuadamente la DCM. Su representación en términos de quaternions (Markley & Crassidis, 2014) es:

$$\mathbf{A}(\mathbf{q}) = \begin{bmatrix} q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_1q_2 + q_3q_4) & 2(q_1q_3 - q_2q_4) \\ 2(q_2q_1 - q_3q_4) & -q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 + q_4^2 & 2(q_2q_3 + q_1q_4) \\ 2(q_3q_1 + q_2q_4) & 2(q_3q_2 - q_1q_4) & -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2 \end{bmatrix} \quad (74)$$

Este método es ampliamente utilizado en la parametrización de la matriz de actitud ya que ofrece varias ventajas: 1) no es singular para ningún ángulo como el eje/ángulo de Euler, el vector de Gibbs o la representación *roll, pitch, yaw* de Euler; 2) Las ecuaciones cinemáticas son lineales y los algoritmos de computación de la matriz asociada involucran solo expresiones algebraicas, mientras en la representación de ángulos de Euler deben procesarse funciones trigonométricas que incrementan la carga computacional; 3) la matriz de actitud expresada en forma de quaternions es fácilmente computada y; 4) el producto de rotaciones en términos de quaternions consiste en una multiplicación de estos que también se puede procesar sin obstáculos. La representación en quaternions presenta la desventaja de no corresponder a una representación mínima, lo que conlleva dificultades en el mantenimiento de la ortogonalidad de la matriz de rotación⁴³. Esta dificultad se

⁴² Los términos quaternion y parámetros simétricos de Euler se usan intercambiamente en esta tesis.

⁴³ En la práctica, las soluciones numéricas acumularán lentamente errores aritméticos causados por el redondeo y el truncamiento de los algoritmos empleados, de modo que la condición de ortogonalidad puede entrar ligeramente en error (Hanspeter Schaub & Junkins, 2002, p. 69). Las cinemáticas de actitud se reescriben en términos de quaternions y las ecuaciones resultantes se integran por algún método computacional.

ha superado con la inclusión de mecanismos de filtrado, aunque se incrementa la carga computacional. Tampoco tiene la interpretación física clara, que resulta intuitiva cuando se trabaja con los ángulos de Euler (Martinho Marques, 2000, p. 20).

La transformación inversa desde la matriz A a quaternions es factible y conveniente para la ingeniería del ADCS. Aunque resulta más abstracta que la DCM, se puede relacionar sencillamente (Wertz, 1978) por:

$$\begin{aligned} q_4 &= \pm \frac{1}{2} \sqrt{A_{11} + A_{22} + A_{33} + 1} \\ q_1 &= \frac{A_{23} - A_{32}}{4q_4} \\ q_2 &= \frac{A_{31} - A_{13}}{4q_4} \\ q_3 &= \frac{A_{12} - A_{21}}{4q_4}, \end{aligned} \tag{75}$$

donde los términos $A_{i,j}$ corresponden a los elementos de la DCM. Similar a la representación eje/ángulo de Euler se debe satisfacer la restricción:

$$\|q\| = \sqrt{q_4^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2} \equiv 1 \tag{76}$$

Dado que hay cuatro parámetros y solo tres son independientes, por tanto, cada quaternion está acotado entre ± 1 . Aunque el álgebra de quaternions no se trata en este trabajo ya que escapa a sus propósitos se encuentra amplio soporte en (Yaguang Yang, 2019), (Hamilton, 1853), (Wie, 2008), (Curtis, 2020), (Pisacane, 2005). Se destaca como una característica importante que estos proporcionan una regla de producto conveniente para rotaciones sucesivas y una forma simple de cinemática. Si se parte de los ángulos de Euler, cada rotación plana genera un quaternion que puede determinarse del ángulo rotado en cada eje mediante $q_{yaw} = [\cos(\alpha/2) \ 0 \ 0 \ \sin(\alpha/2)]^T$ por ejemplo, para una rotación de un ángulo α sobre el eje z . Las tres rotaciones a través de cada eje dan origen a tres quaternions unitarios dependientes de cada ángulo rotado cuyo producto corresponde a la rotación espacial tridimensional completa (Serrano et al., 2014). Por ejemplo, para dos quaternions:

$$q_A = (\alpha_1 \ \beta_1^T)^T \quad y \quad q_B = (\alpha_2 \ \beta_2^T)^T \tag{77}$$

Comparando el error obtenido cuando se usan ecuaciones cinemáticas con matriz de rotación y cuando se usan las ecuaciones cinemáticas con quaternions se observan errores de ortogonalidad mucho más altos en el segundo caso. Dado que la longitud unitaria del vector quaternion no se conserva en los cálculos numéricos, surgen errores de ortogonalidad cuando se hacen conversiones (T. Lee et al., 2012, p. 151), ya que los quaternions se utilizan para parametrizar la matriz de rotación (De Ruiter et al., 2013a, p. 470).

Generalmente la ecuación diferencial cinemática en quaternions se integra numéricamente en la computadora de abordo para determinar la orientación de las naves (Wie, 2008, p. 345).

El producto cuaterniónico está definido mediante el operador $\otimes$ como:

$$\begin{pmatrix} \alpha_1 \\ \beta_1 \end{pmatrix} \otimes \begin{pmatrix} \alpha_2 \\ \beta_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \alpha_1 \alpha_2 - \beta_1^T \beta_2 \\ \alpha_1 \beta_2 + \alpha_2 \beta_1 + \beta_1^\times \beta_2 \end{pmatrix} \quad (78)$$

donde $\alpha_1, \alpha_2 \in R_1$ y $\beta_1, \beta_2 \in R^3$ (Egeland & Gravdahl, 2003). En la literatura los quaternions se describen como η para la parte real y tres partes imaginarias ε , notación que se adopta en adelante en esta tesis por conveniencia. El quaternion unitario queda definido (Karatas, 2006) por:

$$\eta = \cos \frac{\varphi}{2}; \quad \varepsilon = \begin{bmatrix} k_x \text{sen}(\varphi/2) \\ k_y \text{sen}(\varphi/2) \\ k_z \text{sen}(\varphi/2) \end{bmatrix}; \quad q = \begin{bmatrix} \eta \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \quad (79)$$

Esta notación representa una rotación de un ángulo φ alrededor un vector unitario (k_x, k_y, k_z) . Se satisface que $q^T q = 1$, lo que significa que:

$$\eta^2 + \varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2 + \varepsilon_3^2 = 1 \quad (80)$$

La transformación de los ángulos de Euler a quaternions puede calcularse (Karatas, 2006) como:

$$q = \begin{bmatrix} \eta \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\phi/2) \cos(\theta/2) \cos(\psi/2) + \text{sen}(\phi/2) \text{sen}(\theta/2) \text{sen}(\psi/2) \\ \text{sen}(\phi/2) \cos(\theta/2) \cos(\psi/2) - \text{sen}(\phi/2) \cos(\theta/2) \text{sen}(\psi/2) \\ \cos(\phi/2) \text{sen}(\theta/2) \cos(\psi/2) + \text{sen}(\phi/2) \cos(\theta/2) \text{sen}(\psi/2) \\ \cos(\phi/2) \cos(\theta/2) \text{sen}(\psi/2) - \text{sen}(\phi/2) \text{sen}(\theta/2) \cos(\psi/2) \end{bmatrix} \quad (81)$$

Y la transformación desde quaternions a ángulos de Euler se consigue a través de (Karatas, 2006):

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \arctan\left(\frac{2(\eta q_1 + q_2 q_3)}{1 - 2(q_1^2 + q_2^2)}\right) \\ \arcsen(2(\eta q_2 - q_3 q_1)) \\ \arctan\left(\frac{2(\eta q_3 + q_1 q_2)}{1 - 2(q_2^2 + q_3^2)}\right) \end{bmatrix} \quad (82)$$

II.B.11. El control de actitud. Las misiones espaciales tienen requerimientos de direccionalidad específicos que se conocen como *modos de apuntamiento* para hacer seguimiento a la tierra, al sol o a las estrellas, entre otros posibles objetivos. Los satélites de comunicaciones son un caso especial de apuntamiento a la tierra. Estas condiciones pueden especificarse como el mantenimiento de una orientación deseada en un punto estático o el seguimiento de una trayectoria variante en el tiempo o también como la ejecución de las maniobras necesarias para pasar de una orientación a otra. La trayectoria puede ser predefinida apuntando a un punto específico en la tierra o como giros para examinar el universo. Los factores importantes que inciden en el diseño del sistema de control de

actitud se representan de manera general en la Fig. 34.

La carga útil, la precisión exigida y los costos son factores que se dan por descontado, pero otros presentan algunas dificultades al momento de cuantificarlos. Pueden exigirse múltiples modos de apuntamiento del satélite. Como ejemplo, el *misión mode* es el modo primario para cumplir con los objetivos de la misión. El *safehold mode* se utiliza generalmente para el tratamiento de las posibles anomalías. En el diseño del ACS los torques de disturbio y las propiedades inerciales del satélite deben ser tomados en cuenta. El peso, la potencia, y el volumen puede imponer restricciones al diseño. Otros requerimientos pueden indicar que se deben controlar los tres ejes del satélite, lo que se denomina estabilización *en los tres ejes* (Markley & Crassidys, 2014).

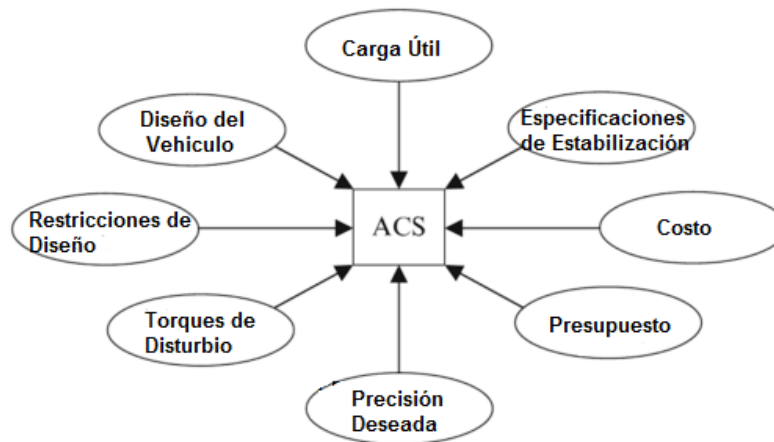


Fig. 34. Factores que inciden en la selección del ACS

Fuente: (Markley & Crassidis, 2014)

El control de actitud se puede lograr empleando diversos métodos. En esencia, el tipo de técnica a utilizar depende de los requerimientos de precisión, estabilidad y maniobrabilidad que afectan el costo, el peso y la confiabilidad.

El control de actitud cae dentro de dos clases amplias que pueden agruparse en *control pasivo* y *control activo*. Si las especificaciones de precisión o el tiempo de estabilización en las maniobras durante el vuelo no son importantes se puede emplear control pasivo, que carece de lógica de comando. Esta técnica utiliza las dinámicas naturales de la nave espacial para alcanzar las especificaciones de apuntamiento. La más simple es la estabilización de giro (*spin stabilization*) que se fundamenta en que la dirección del momento angular de un cuerpo rígido girando es relativamente inmune a los disturbios. Presenta amplias ventajas como robustez, sencillez, bajo costo, menor peso y no requiere suministro de potencia, pero puede resultar inconveniente para sensores o antenas que deben orientarse a objetivos fijos en razón al giro constante del satélite. Las naves espaciales con estabilización de doble spin⁴⁴ pueden sobrepasar este problema (Flatley, 1971).

⁴⁴ Los satélites pueden contener uno o más rotores giratorios para proporcionar estabilidad giroscópica a una orientación deseada del vehículo. Son mecanismos compuestos de dos cuerpos rígidos: una plataforma y un rotor asimétricos alineado con el eje principal de la plataforma. Las

Existen dos técnicas principales de *control pasivo*: 1) Gradiente de gravedad y; 2) Orientación a través de un imán que se alinea con el campo magnético de la tierra y/u otros componentes de histéresis que disipan energía rotacional (Markley & Crassidys, 2014);(Wertz, 1978). El amortiguamiento pasivo puede lograrse mediante barras de histéresis o también empleando una esfera conductora para generar corrientes parásitas. Cuando las exigencias son mayores, los sistemas emplean sensores para determinar la actitud y actuadores para desempeñar maniobras de orientación y compensación para eliminar los efectos de los torques de disturbio y ejecutar los algoritmos de control. El amortiguamiento activo se realiza típicamente utilizando ruedas de inercia que generan pares mecánicos, magnetorquers y bobinas electromagnéticas (magnetobobinas) que interactúan con el campo magnético de la tierra (Hales et al., 2002).

El *control activo de actitud* es un área que involucra diferentes campos como la cinemática, la dinámica y el control. En muchas ocasiones está dividido en dos fases:

- 1) *Detumbling (anti-voltereteo)* y;
- 2) *Estabilización de la actitud*.

En la primera fase se reducen las velocidades de rotación y los momentos angulares del satélite a valores aceptables para la ejecución de la segunda fase que consiste en una acción de reorientación del satélite hacia la actitud deseada (Francois-lavet, 2010). Se debe tener en cuenta que luego de la separación del satélite de la interfaz de lanzamiento (P-POD) y el despliegue impulsivo de las antenas de comunicación se producen torques importantes en el *CubeSat* considerados como disturbios de alto nivel y corta duración. Como resultado los *CubeSats* experimentarán un movimiento de *voltereteo o tumbling* que se refiere a velocidades de rotación indeseadas pero medibles. Antes de que los controladores de estabilización principales puedan acoplarse al cuerpo voltereando incontroladamente del *CubeSat*, la energía de esos giros debe ser disipada. Las velocidades angulares en *pitch*, *roll* y *yaw* deben ser reducidas, en otras palabras, se desea que sean lo más cercanas a cero.

Esto es indispensable por varias razones: el controlador avanzado puede no ser estable en ratas de giro grandes y los diferentes sensores son incapaces para proporcionar mediciones correctas al sistema de determinación de actitud por lo cual este podría perder su operatividad (Stray, 2010). En general esto se logra mediante leyes de control utilizando la información provista por un magnetómetro de 3 ejes. Una ley de control muy utilizada se denomina controlador *B-dot* o *B-punto* que es un mecanismo muy simple que opera desacoplado del sistema de control principal del *CubeSat*. Mediante esta técnica el controlador *B-dot* energiza las magnetobobinas del *CubeSat* de manera que se genera un campo magnético proporcional y contrario a la derivada del vector de campo magnético medido por el magnetómetro, que indica la velocidad de giro del *CubeSat*, buscando disminuir su velocidad de rotación hasta valores apropiados para el funcionamiento del

naves espaciales de doble spin utilizan el giro de un rotor para mantener la precisión de apuntamiento de una plataforma de antenas, por ejemplo. Otros satélites usan ruedas de momento pequeña y rápidas para controlar la actitud grandes plataformas (Aslanov, 2011, p. 1).

sistema de control principal (Bjelbole, 2013).

II.B.11.a. Actuadores para el control de actitud (ACS). Para el ACS se utilizan actuadores de diferentes características. Los actuadores más utilizados para el control de actitud se pueden enumerar como: magnetic torquers (*magneto torquers o magnetorquers*), magnetos permanentes (*permanent magnets*), estabilizadores de giro (*stabilization spin*), propulsores (*thrusters*) y ruedas de inercia o de reacción. En este trabajo se utilizan solo los magnetorquers. El Anexo G presenta una descripción de otros dispositivos actuadores de uso común.

Magnetic Torquers (Magneto-torquers o magnetorquers). Corresponden a elementos que operan bajo principios electromagnéticos. Son bobinas electromagnéticas con o sin núcleo metálico que producen un momento magnético dipolar apropiado para el control activo de estabilización de la actitud de satélites. Las disposiciones más comunes son las barras de torsión (*Torsion Bars*) y las bobinas de torque (*Torque Coils*) o bobinas electromagnéticas o magnetobobinas (*Electromagnetic Coils*). (Ver Fig. 35).



Fig. 35. a) Torsion Bar, b) Magnetic Coil

Tomado de: <http://www.amsat.org.ar/cubesat/svartveit03.pdf>

Para este trabajo, en consideración a lograr el mínimo peso abordo, los actuadores utilizados son únicamente bobinas de torque o bobinas electromagnéticas o magnetobobinas que no tienen núcleo metálico. La actuación sobre los ángulos *pitch*, *roll* y *yaw* del satélite se consigue utilizando tres bobinas colocadas ortogonalmente en las caras del CubeSat para producir los torques magnéticos para el gobierno de la actitud del satélite. La deducción del modelo matemático de las magnetobobinas considera la fuerza $\vec{F}$ actuando en un conductor recto de longitud l por donde circula una corriente $\vec{I}$ inmerso en un campo magnético $\vec{B}$:

$$\vec{F} = l \cdot \vec{I} \times \vec{B} \quad (83)$$

Para una espira cerrada rectangular que tiene cuatro segmentos, dos de longitud a y dos de longitud b , sobre el plano xz y centrada en el origen como se muestra en la Fig. 36, a la cual se le aplica un campo magnético B : se observa que el campo magnético producido por la corriente I circulando en los segmentos 1 y 3 es paralelo al campo magnético B , por tanto no se produce fuerza ni interacción alguna entre ellos. Los lados 2 y 4 son perpendiculares al campo magnético B y se

producen las fuerzas magnéticas F_2 y F_4 iguales en magnitud, que tratan de orientar el dipolo magnético de la bobina con el campo magnético B . Estas fuerzas crean un par que intenta girar la bobina alrededor del eje z . La magnitud de F_2 y F_4 está dada por:

$$F_2 = F_4 = IaB \quad (84)$$

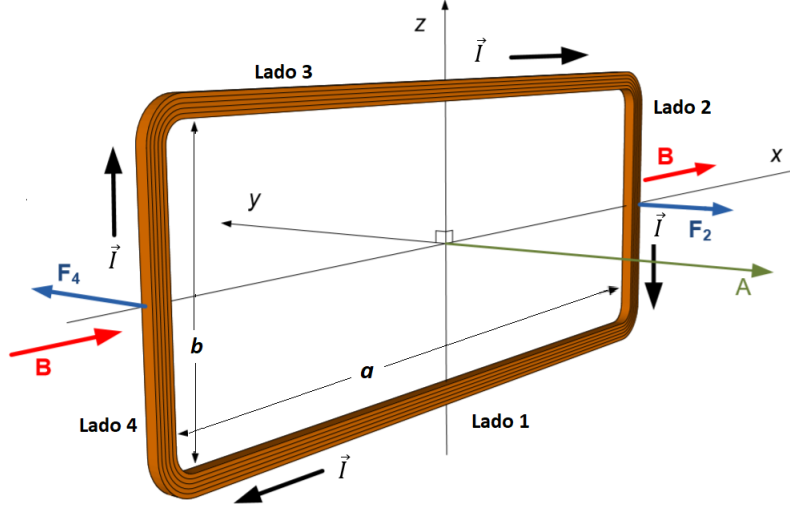


Fig. 36 Fuerzas de Lorentz en una espira conductora sometida a un campo magnético $\vec{B}$

La magnitud del torque generado por las fuerzas F_2 y F_4 trabajando perpendicularmente al campo B a una distancia a entre ellas es:

$$T = IabB = AIB, \quad (85)$$

donde A es el área ab de la espira. Para una espira única con núcleo de aire y corriente I fija, el momento magnético dipolar es:

$$m = IA \quad (86)$$

Con N espiras y corriente I fija, el momento magnético dipolar cambia a:

$$m_N = NIA \quad (87)$$

El par $T_{1,2,3}$ producido por un conjunto de tres bobinas electromagnéticas mutuamente perpendiculares con corriente i variante manipulada por el sistema de control es:

$$T_{1,2,3} = \begin{bmatrix} N_1 i_1 A_1 \\ N_2 i_2 A_2 \\ N_3 i_3 A_3 \end{bmatrix} \times B = \begin{bmatrix} m_1 \\ m_2 \\ m_3 \end{bmatrix} \times B, \quad (88)$$

donde B es la inducción magnética del electromagneto del subsistema de suspensión electromagnética que sostiene al *UVSat1* y que hace las veces del campo magnético de la tierra. N es el número de espiras de cada una de las bobinas electromagnéticas, i es la corriente circulando por cada una de las bobinas electromagnéticas. Se busca maximizar el torque de control, por tanto, se desea un área de las bobinas lo más amplia posible y el mayor número de espiras, lo cual es

limitado por el peso admisible. La potencia disipada en las bobinas en función de la resistencia R del alambre y la corriente i se describe por:

$$P = i^2 R \quad (89)$$

La resistencia R debe ser lo más baja posible y puede ser caracterizada, asumiendo bobinas de geometría cuadrada, como (Svartveit, 2003):

$$R = 4N\sqrt{A} \quad (90)$$

II.B.12. Dinámicas de actitud de cuerpo rígido. En este apartado se presenta una visión general de las dinámicas de actitud usadas como fundamentos en este trabajo. La actitud del satélite se ha referenciado con respecto al marco de referencia ECI. Una conversión de marco de referencia es necesaria para adquirir el vector de velocidad de la aeronave correctamente. La técnica de determinación de actitud involucra los ángulos de Euler que se transforman a quaternions, se trabaja en el espacio de los quaternions y finalmente se retorna los ángulos de Euler para brindar intuitividad a los resultados. El modelamiento matemático del satélite se puede dividir en dos grandes etapas. Por una parte, se extraen las ecuaciones dinámicas que describen como la velocidad cambia para una fuerza dada. Por otra parte, deben expresarse las ecuaciones cinemáticas diferenciales que interpretan como la posición varía para una velocidad dada. Un paso siguiente consiste en la linealización de estas ecuaciones con el fin de incorporar técnicas de control lineal. Información detallada sobre la obtención de estas ecuaciones puede consultarse en (Wertz, 1978).

II.B.12.a. Velocidad angular. La orientación de los sistemas coordenados respecto uno del otro generalmente cambia con el tiempo, lo que se expresa a través del concepto de velocidad angular. La velocidad angular describe que tan rápidamente un sistema coordenado rota alrededor de otro sistema coordenado. La notación ω_D^C corresponde a la velocidad angular del sistema coordenado C con respecto al sistema coordenado D . Es pertinente observar que, si el sistema coordenado C rota con una velocidad angular con respecto al sistema coordenado D , entonces el sistema coordenado D se ve como rotando en la dirección opuesta desde la perspectiva del sistema coordenado C (Gregory, 2001):

$$\omega_D^C = -\omega_C^D \quad (91)$$

También se cumple la propiedad de adición de las velocidades angulares, que permite obtener la velocidad angular en términos de las velocidades angulares intermedias. Si el marco de referencia es el mismo:

$$\omega_E^C = \omega_D^C + \omega_E^D \quad (92)$$

Si las velocidades están representadas en diferentes marcos se usa la matriz de rotación R (Karatat, 2006):

$$\omega_E^C = \omega_D^C + R_D^C \omega_E^D \quad (93)$$

II.B.12.b. La matriz de inercia. Para esta investigación se supone que el CubeSat es un cuerpo rígido simétrico rotatorio con toda su masa concentrada en el centro de masa. La matriz de inercia $I \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ alrededor del origen O se define como en (Fossen, 2002), donde I_x , I_y y I_z son los momentos

de inercia alrededor de los ejes principales del cuerpo del satélite x_b, y_b y z_b . Los productos de inercia son $I_{xy}=I_{yx}$; $I_{xz}=I_{zx}$; e $I_{yz}=I_{zy}$.

$$I_O = \begin{bmatrix} I_x & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_y & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{zy} & I_z \end{bmatrix} \quad (94)$$

Si el origen O coincide con el centro de gravedad del satélite, como se asume en esta tesis, entonces por el teorema de los ejes paralelos (Fossen, 2002) la matriz de inercia se reduce a:

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (95)$$

Los momentos de inercia se describen como:

$$\begin{aligned} I_x &= \int_V (y^2 + z^2) \rho_m dV \\ I_y &= \int_V (x^2 + z^2) \rho_m dV \\ I_z &= \int_V (x^2 + y^2) \rho_m dV, \end{aligned} \quad (96)$$

donde ρ_m representa la densidad del satélite y V es el volumen. La masa del satélite se supone constante y uniformemente distribuida en su cuerpo cúbico. Los momentos de inercia del satélite se han definido como los momentos de inercia principales alrededor de los ejes principales. Los ejes principales son definidos en el marco de referencia ECI y están representando el marco de referencia SBRF localizado en el centro de masa del satélite. Dado que el momento de inercia de un cubo de arista b , sin importar el eje sobre el que se expresa, siempre que pase por su centro, y con distribución continua y uniforme de masa sobre su volumen es:

$$I = \frac{mb^2}{6}, \quad (97)$$

donde, para nuestro caso $m= 0.066$ Kg., y $b= 0.04$ m., los momentos de inercia alrededor de los ejes principales del *UVSat1*, están dados como la diagonal principal de la matriz de inercia:

$$I_O = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.76 \times 10^{-5} & 0 & 0 \\ 0 & 1.76 \times 10^{-5} & 0 \\ 0 & 0 & 1.76 \times 10^{-5} \end{bmatrix} \text{kg.m}^2 \quad (98)$$

II.B.12.c. El momento angular. El concepto de velocidad angular está estrechamente relacionado con la concepción del momento angular. El sistema coordenado fijo al marco del cuerpo SBRF tiene una velocidad angular con respecto al marco inercial ECI como ω_{ECI}^{SBRF} . El momento angular H se expresa como:

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}\omega_{ECI}^{SBRF} \quad (99)$$

La matriz $\mathbf{I}$ es la matriz de inercia definida en (98). Los elementos de la matriz $\mathbf{I}$ son los definidos en (96). Dada la naturaleza de las ecuaciones que conforman la matriz de inercia, cualquier objeto con densidad y longitud finitas en todas las direcciones del espacio tridimensional tendrá una matriz de inercia no singular, lo que asegura que su inversa existe (Gregory, 2001). La derivada del momento angular es igual al torque total aplicado al cuerpo del satélite:

$$\{\dot{H}\}_{ECI} = T \quad (100)$$

Donde H es el momento angular y T es el torque total aplicado. Los cambios en la actitud de la nave espacial de acuerdo con las ecuaciones fundamentales del movimiento para dinámicas rotacionales se pueden expresar en forma vectorial en el marco de referencia del cuerpo como:

$$\dot{H}_{SBRF} = T - \omega_{ECI}^{SBRF} \times H \quad (101)$$

Esta ecuación vectorial dinámica gobierna la evolución del momento angular del satélite (Gregory, 2001). Es claro que la magnitud del momento angular puede modificarse únicamente con la introducción de torques externos, ya que el término $\omega \times H$ puede afectar solamente cambios en la dirección de H , no en su magnitud y que el momento angular de un cuerpo siempre se conserva en ausencia de torques externos, incluso si las partes del cuerpo pueden moverse con respecto a otras partes del mismo cuerpo, como ocurre en los giroscopios dentro de su contenedor (Starin & Eterno, 2011).

II.B.13. El Modelo matemático general de un satélite

En esta parte se sintetiza el modelo matemático no lineal de un satélite. Se formulan las ecuaciones dinámicas que se refieren a la forma en que la velocidad cambia para una fuerza dada y las ecuaciones diferenciales cinemáticas que describen la forma en que la posición cambia para una velocidad dada. Estas expresiones se linealizan si se utilizan dispositivos lineales para el control de actitud. El modelo del satélite y su entorno pueden elaborarse con base en diferentes marcos de referencia.

II.B.13.a. Modelo de las dinámicas de un satélite. Las dinámicas de un satélite se pueden determinar aplicando la formulación de Newton-Euler. La ecuación de movimiento se deriva del concepto de momento angular. Los modelos obtenidos (Øverby, 2004);(Kaplan, 2006);(Karatas, 2006) son:

$$\mathbf{I}\dot{\omega}_{bi}^b + \omega_{bi}^b \times (\mathbf{I}\omega_{bi}^b) = \tau^b \quad (102)$$

Dónde:

$\mathbf{I}$	Matriz de inercia del satélite
ω_{bi}^b	Velocidad angular del marco del cuerpo del satélite con respecto al marco inercial
τ_b	Torque total actuando sobre el cuerpo del satélite

El segundo término de (102) es un producto cruz que resulta del hecho que las dinámicas están descritas en un marco rotatorio con respecto a un marco inercialmente fijo. Este componente es “*comúnmente conocido como el acoplamiento cruzado de la dinámica de rotación de la nave espacial*” (Gießelmann, 2006).

Cuando se seleccionan solo bobinas electromagnéticas como actuadores para el modo de estabilización como en esta tesis, en algunas ocasiones se toman en cuenta además los efectos gravitatorios y aerodinámicos, entonces el torque total es:

$$\tau_b = \tau_{grav}^b + \tau_b^m + \tau_{aero} \quad (103)$$

La velocidad angular del satélite relativa al marco inercial puede modelarse como la suma de dos velocidades angulares, utilizando la matriz de rotación R (Karatas, 2006):

$$\omega_{bi}^b = \omega_{bo}^b + \omega_{oi}^b = R_o^b \omega_{oi}^o + \omega_{bo}^b \quad (104)$$

ω_{bo}^b es la velocidad angular del marco del cuerpo del satélite relativa al marco de órbita expresada en el marco del cuerpo

$\omega_{oi}^o = [0 \ -\omega_o \ 0]^T$ es la velocidad angular del marco de órbita relativa al marco inercial (ECI), expresada en el marco de órbita.

ω_o es un parámetro representando la magnitud de la velocidad orbital del sistema coordinado de referencia con respecto al sistema coordinado inercial. Se asume constante para todos los puntos de la órbita (Gregory, 2001),(Tudor, 2011) depende de la altura de la órbita y puede calcularse de:

$$\omega_o = \sqrt{\frac{GM_e}{R_t^3}} \quad (105)$$

Donde G es la constante gravitacional de la tierra, M_e es la masa de la tierra y R_t es la distancia desde el centro de la tierra al satélite. Entonces, ω_{bi}^b es (Kaplan, 2006):

$$\omega_{bi}^b = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \omega_{bo}^b - \omega_o c_2 \quad (106)$$

Una exposición detallada de las ecuaciones y derivaciones se encuentra en (Øverby, 2004);(Karatas, 2006).

II.B.13.b. Modelo para las cinemáticas del satélite. La cinemática describe la orientación del satélite, como una relación dependiente del tiempo entre dos marcos coordinados (Wie, 2008) y permite determinar las velocidades lineales y angulares del CubeSat. Para este trabajo como se ejecuta el control de actitud, nos interesa únicamente la orientación, la posición no es nuestro objetivo. Las cinemáticas se calculan mediante la integración de la velocidad angular. Amplia información sobre las ecuaciones diferenciales que se presentan a continuación se encuentra *in extenso* en (Hugues, 2004);(Karatas, 2006);(Egeland & Gravdahl, 2003). Para simplificar las operaciones con el producto vectorial o producto cruz, en adelante, en algunos momentos se hace uso del operador $S(u)$ que es una matriz simétrica sesgada de la parte vectorial del quaternion como

se define en (Fossen, 2002);(Egeland & Gravdahl, 2003);(Gießelmann, 2006) que permite reformular el producto vectorial cruzado a la manera de una operación escalar en (107):

$$u \times b = u^\times \cdot b, \quad (107)$$

que tiene la forma de (108):

$$u^\times = S(u) = -S(-u) = -S^T(u) = \begin{bmatrix} 0 & -u_3 & u_2 \\ u_3 & 0 & -u_1 \\ -u_2 & u_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (108)$$

De la notación adoptada en (79):

$$\eta = \cos \frac{\varphi}{2}; \quad \varepsilon = \begin{bmatrix} k_x \sin(\varphi/2) \\ k_y \sin(\varphi/2) \\ k_z \sin(\varphi/2) \end{bmatrix}; \quad q = \begin{bmatrix} \eta \\ \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{bmatrix} \quad (109)$$

La derivación para obtener las ecuaciones diferenciales de la velocidad de cambio de los quaternions o parámetros simétricos de Euler basada en la regla de transformación de coordenadas usando el producto de quaternions en (Egeland & Gravdahl, 2003) es:

$$\dot{\eta} = -\frac{1}{2} \varepsilon^T \omega_{bo}^b \quad (110)$$

$$\dot{\varepsilon} = \frac{1}{2} \eta \omega_{bo}^b - \frac{1}{2} \omega_{bo}^b \times \varepsilon \quad (111)$$

Combinando estas dos ecuaciones, resulta:

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\varepsilon^T \\ \eta I_{3 \times 3} + S(\varepsilon) \end{bmatrix} \omega_{bo}^b \quad (112)$$

La velocidad angular en el marco del cuerpo relativa al marco de órbita es (Kaplan, 2006),(Karatas, 2006):

$$\omega_{bo}^b = \omega_{bi}^b - R_o^b \omega_{bi}^b = \omega_{bi}^b + \omega_o c_2 \quad (113)$$

Donde c_2 corresponde a la segunda columna de la matriz de rotación numerada como ecuación 3.16 en (Kaplan, 2006).

II.B.13.c. Linealización de los modelos matemáticos. Como se observa, los modelos desarrollados para el satélite son no lineales. Sin embargo, se percibe que en muchos casos se intenta linealizar el sistema neutralizando la dinámica no lineal (Byrnes & Isidori, 1991); (Wen & Kreutz-Delgado, 1991);(Lam & Morgan, 1992), aunque posiblemente el rendimiento en el control sea inferior, comprender y mantener la operación en el ámbito lineal se aprecia como un proceso más sencillo y menos costoso. Cuando se espera utilizar controladores lineales para los sistemas de actitud, los modelos deben linealizarse. Esta sección presenta la derivación de las ecuaciones de movimiento linealizadas en términos de quaternions de una nave espacial rígida que sigue una trayectoria orbital circular. Partiendo de las ecuaciones de movimiento dinámicas y cinemáticas no lineales se

pretende encontrar un conjunto de ecuaciones lineales (coeficientes constantes) en variables de estado de la forma:

$$\dot{x} = A\dot{x} + Bu \quad (114)$$

El vector de estado se escoge como:

$$x_{(6 \times 1)} = [q \ \dot{q}]^T \quad (115)$$

Esta selección está basada en los trabajos de (Makovec, 2001);(Gießelmann, 2006);(Wisniewski, 1996) y presenta las dinámicas lineales en términos de quaternions y de las velocidades angulares del satélite. Los puntos para la linealización se escogen donde $\eta=1$ y $\varepsilon=0$:

$$q = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (116)$$

Lo que indica que el marco del cuerpo coincide con el marco de órbita para la estabilidad de los tres ejes. Así, el vector nadir del satélite apunta al centro de la tierra. A continuación se presenta una síntesis de la linealización de las ecuaciones para el modelo matemático del satélite cuya derivación detallada se encuentra en (Øverby, 2004);(Kaplan, 2006).

II.B.13.d. Linealización de las ecuaciones cinemáticas. El modelo matemático del satélite linealizado en los puntos $\eta=1$ y $\varepsilon=0$ partiendo de (112) es:

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_{bo}^b \end{bmatrix} \quad (117)$$

Se puede observar que:

$$\omega_{bo}^b = 2\dot{\varepsilon} \quad (118)$$

II.B.13.e. Linealización de la matriz de rotación. La actitud del satélite puede ser determinada por la obtención de la matriz de rotación entre el marco de órbita y el marco del cuerpo en la forma (Kaplan, 2006):

$$R_b^o = I + 2\eta S(\varepsilon) + S^2(\varepsilon) \quad (119)$$

Cuando se linealiza:

$$R_b^o = I + 2\eta S(\varepsilon) \quad (120)$$

También, como $R_o^b = (R_b^o)^T$:

$$R_o^b = I - 2\eta S(\varepsilon) \quad (121)$$

Esta ecuación expresada matricialmente es:

$$R_o^b = 2 \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \varepsilon_3 & -\varepsilon_2 \\ -\varepsilon_3 & \frac{1}{2} & \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 & -\varepsilon_1 & \frac{1}{2} \end{bmatrix} \quad (122)$$

II.B.13.f. Linealización de la velocidad angular. El modelo linealizado para ω_{bi}^b al aplicar (113) y tomando $\omega_{bo}^b = 2\dot{\varepsilon}$ de (118) en (106) es:

$$\omega_{bi}^b = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \omega_{bo}^b - \omega_o c_2 = \begin{bmatrix} 2\dot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \varepsilon_3 \\ 2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o \\ 2\dot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \varepsilon_1 \end{bmatrix} \quad (123)$$

La derivada temporal de ω_{bi}^b es la aceleración angular:

$$\dot{\omega}_{bi}^b = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 2\ddot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \dot{\varepsilon}_3 \\ 2\ddot{\varepsilon}_2 \\ 2\ddot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \dot{\varepsilon}_1 \end{bmatrix} \quad (124)$$

II.B.13.g. Linealización del término de acoplamiento cruzado. Utilizando los resultados para ω_{bi}^b de (123) se linealiza este componente aplicando:

$$u \times b = u^\times \cdot b \quad (125)$$

$$\begin{aligned} \omega_{bi}^b \times (I \omega_{bi}^b) &= \\ & \begin{bmatrix} 0 & -2(\dot{\varepsilon}_3 + \varepsilon_1 \omega_o) & 2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o \\ 2(\dot{\varepsilon}_3 + \varepsilon_1 \omega_o) & 0 & -2(\dot{\varepsilon}_1 - \varepsilon_3 \omega_o) \\ -2\dot{\varepsilon}_2 + \omega_o & 2(\dot{\varepsilon}_1 - \varepsilon_3 \omega_o) & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 2\dot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \varepsilon_3 \\ 2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o \\ 2\dot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \varepsilon_1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} -2(\dot{\varepsilon}_3 + \varepsilon_1 \omega_o) \cdot I_y (2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o) + (2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o) \cdot I_z (2\dot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \varepsilon_1) \\ 2(\dot{\varepsilon}_3 + \varepsilon_1 \omega_o) \cdot I_x (2\dot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \varepsilon_3) - 2(\dot{\varepsilon}_1 - \varepsilon_3 \omega_o) \cdot I_z (2\dot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \varepsilon_1) \\ (-2\dot{\varepsilon}_2 + \omega_o) \cdot I_x (2\dot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \varepsilon_3) + 2(\dot{\varepsilon}_1 - \varepsilon_3 \omega_o) \cdot I_y (2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (126)$$

II.B.13.h. Linealización del torque de gradiente de gravedad. El torque gravitacional puede ser referido en quaternions como (Øverby, 2004):

$$\tau_{grav}^b = 3\omega_o^2 \begin{bmatrix} 2(I_z - I_y)(\varepsilon_2 \varepsilon_3 + \eta \varepsilon_1)(1 - 2(\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2)) \\ 2(I_x - I_z)(\varepsilon_1 \varepsilon_3 + \eta \varepsilon_2)(1 - 2(\varepsilon_1^2 + \varepsilon_2^2)) \\ 4(I_y - I_x)(\varepsilon_1 \varepsilon_1 + \eta \varepsilon_2)(\varepsilon_2 \varepsilon_3 + \eta \varepsilon_1) \end{bmatrix} \quad (127)$$

Linealizando alrededor de $\eta=1$ y $\varepsilon=0$ es (Kaplan, 2006);(Gießelmann, 2006):

$$\tau_{grav}^b = 3\omega_o^2 \begin{bmatrix} 2(I_z - I_y)\varepsilon_1 \\ 2(I_x - I_z)\varepsilon_2 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (128)$$

II.B.13.i. Linealización del modelo de las bobinas electromagnéticas (magnetobobinas). La expresión linealizada para el torque producido por las bobinas electromagnéticas alrededor de $\eta=1$ y $\varepsilon=0$ está dada como (Øverby, 2004);(Kaplan, 2006):

$$\tau_m^b = S(m^b)B^o = \begin{bmatrix} B_z^o m_y - B_y^o m_z \\ B_x^o m_z - B_z^o m_x \\ B_y^o m_x - B_x^o m_y \end{bmatrix} \quad (129)$$

τ_m^b Torque generado por las magnetobobinas

m^b Dipolo magnético producido por las magnetobobinas
 $B^b = [B_x^b, B_y^b, B_z^b]$ es el vector de campo geomagnético

II.B.14. El modelo matemático linealizado del satélite con bobinas electromagnéticas (magnetobobinas) como actuadores. En esta tesis solo se utilizan bobinas electromagnéticas o magnetobobinas como actuadores, por tanto, esta linealización es apropiada para nuestros propósitos. El modelo matemático del satélite puede describirse (Øverby, 2004);(Kaplan, 2006) como:

$$I\dot{\omega}_{bi}^b = -\omega_{bi}^b \times (I\omega_{bi}^b) + S(m^b B^o) + \tau_{grav}^b \quad (130)$$

Ensamblando los términos linealizados:

$$\begin{aligned} & \begin{bmatrix} I_x \\ I_y \\ I_z \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 2\ddot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \dot{\varepsilon}_3 \\ 2\ddot{\varepsilon}_2 \\ 2\ddot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \dot{\varepsilon}_1 \end{bmatrix} \\ &= - \begin{bmatrix} -2(\dot{\varepsilon}_3 + \varepsilon_1 \omega_o) \cdot I_y (2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o) + (2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o) \cdot I_z \cdot (2\dot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \varepsilon_1) \\ 2(\dot{\varepsilon}_3 + \varepsilon_1 \omega_o) \cdot I_x (2\dot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \varepsilon_3) - -2(\dot{\varepsilon}_1 - \varepsilon_3 \omega_o) \cdot I_z \cdot (2\dot{\varepsilon}_3 + 2\omega_o \varepsilon_1) \\ (-2\dot{\varepsilon}_2 + \omega_o) \cdot I_x \cdot (2\dot{\varepsilon}_1 - 2\omega_o \varepsilon_3) + 2(\dot{\varepsilon}_1 - \varepsilon_3 \omega_o) \cdot I_y \cdot (2\dot{\varepsilon}_2 - \omega_o) \end{bmatrix} \\ &+ \begin{bmatrix} B_z^o m_y - B_y^o m_z \\ B_x^o m_z - B_z^o m_x \\ B_y^o m_x - B_x^o m_y \end{bmatrix} + 3\omega_o^2 \begin{bmatrix} 2(I_z - I_y)\varepsilon_1 \\ 2(I_x - I_z)\varepsilon_2 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (131)$$

Operando algebraicamente sobre (131) se obtiene el sistema de ecuaciones simultáneas en quaternions:

$$\ddot{\varepsilon}_1 = (1 - k_x)\omega_o \dot{\varepsilon}_3 - 4k_x \omega_o^2 \varepsilon_1 + \frac{1}{2I_x} (B_z^o m_y - B_y^o m_z) \quad (132)$$

$$\ddot{\varepsilon}_2 = -3k_y \omega_o^2 \varepsilon_2 + \frac{1}{2I_y} (B_x^o m_z - B_z^o m_x) \quad (133)$$

$$\ddot{\varepsilon}_3 = -(1 - k_z)\omega_o \dot{\varepsilon}_1 - k_z \omega_o^2 \varepsilon_3 + \frac{1}{2I_z} (B_y^o m_x - B_x^o m_y) \quad (134)$$

Los parámetros k son:

$$\begin{aligned} k_x &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \\ k_y &= \frac{I_x - I_z}{I_y} \\ k_z &= \frac{I_y - I_x}{I_z} \end{aligned} \quad (135)$$

El subsistema se puede representar en espacio de estado en forma lineal como:

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (136)$$

Definiendo el vector de estado como $x = [\varepsilon_1, \dot{\varepsilon}_1, \varepsilon_2, \dot{\varepsilon}_2, \varepsilon_3, \dot{\varepsilon}_3]^T$ y el vector de entradas como $u = [m_x, m_y, m_z]$, la matriz dinámica A es:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -4k_x\omega_o^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & (1-k_x)\omega_o \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3k_y\omega_o^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & -(1-k_z)\omega_o & 0 & 0 & -k_z\omega_o^2 & 0 \end{bmatrix} \quad (137)$$

La matriz de entradas o comandos B es:

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2I_x}B_z^o & -\frac{1}{2I_x}B_y^o \\ 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{2I_y}B_z^o & 0 & \frac{1}{2I_y}B_x^o \\ 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{2I_x}B_y^o & -\frac{1}{2I_z}B_x^o & 0 \end{bmatrix} \quad (138)$$

II.B.15. Parametrización de los modelos matemáticos linealizados para el UVSat1

El *UVSat1* se ha concebido y modelado inicialmente como un cuerpo rígido con 6 grados de libertad (DoF) con posibilidad de rotación sobre sus ejes principales *pitch*, *roll* y *yaw* y sigue una trayectoria orbital específica. Para el trabajo en esta tesis, el satélite está fijo sobre un punto de la órbita. La traslación orbital del satélite no es tema de este estudio. Se delimita este trabajo a las dinámicas y cinemáticas de rotación únicamente, por tanto, solo se consideran los giros sobre los 3 ejes principales. El CubeSat es considerado un cuerpo rígido no flexible ni deformable que puede rotar libremente sobre sus tres ejes principales. Para este trabajo la masa del CubeSat se considera concentrada en su centro de masa (Martinho Marques, 2000);(Turner, 2003). El origen de coordenadas para los marcos de referencia del satélite se elige superpuesto al centro de masa del *UVSat1*.

II.B.1. Valores de los Parámetros del UVSat1. Para los cálculos de los valores de los parámetros del *UVSat1* se sintetizan sus características en la Tabla VII.

Tabla VII Propiedades del UVSat1

UVSat1. PROPIEDADES	VALOR
Matriz de Inercia	$I_x=1.76 \times 10^{-5}$, $I_y=1.76 \times 10^{-5}$, $I_z=1.76 \times 10^{-5}$ (kg.m ²)
Masa	0.066 kg.
Dimensiones	0.04×0.04×0.04 m
Órbita	400 km., ISS ⁴⁵ . Circular, sol síncrona ⁴⁶ , inclinada 45°
Radio orbital R_o desde el centro de la tierra	6771 mm
Periodo orbital	5552 s=92 min. 32 s
Velocidad orbital V	7662 m/s =27985 km./h $\omega_0=0.001131$ rad/s
Densidad Atmosférica ρ	2.72×10^{-12} kg/m ³
Área de la Superficie iluminada por el sol	0.0016 m ²

II.B.2. Cálculo de los torques de disturbio para el UVSat1. Como se estableció en la página 48 existen cuatro torques de disturbio ocasionados por el gradiente de gravedad de la tierra, la presión de la radiación solar, el arrastre aerodinámico y los campos magnéticos. Como no hay bobinas que produzcan campos importantes excepto las bobinas electromagnéticas del control de actitud el campo magnético no se modela como un disturbio (Thomsen et al., 2014).

II.B.2.a. Gradiente de gravedad. Teniendo en cuenta que el torque es una función de la constante de gravedad de la tierra y el cuadrado del radio, basados en la ley de gravedad de Newton en vez de usar la expresión con la masa, se utiliza el momento de inercia dividido por el radio (Wertz, 1980);(Wertz & Larson, 1999);(Bak, 1999):

$$s_{\bar{\tau}_{gg}} = \frac{3\mu}{R^3} [\bar{r} \times (\underline{I} \cdot \bar{r})], \quad (139)$$

donde:

$s_{\bar{\tau}_{gg}}$	Torque de gradiente de gravedad	[Nm]
μ	Constante de gravedad de la tierra	$[3.986 \times 10^{14} \text{m}^3/\text{s}^2]$
R	Radio de la órbita	$[6771 \times 10^3 \text{m}]$
$\underline{I}$	Momento de inercia	$[1.176 \text{ Kg.m}^2]$
$\bar{r}$	Vector unitario apuntando al cenit	[.]

Con $I_z=1.176 \times 10^{-5}$ Kg.m² para el peor caso:

⁴⁵ International Space Station

⁴⁶ La órbita se denomina sol síncrona porque la orientación del plano orbital permanecerá casi fija en relación con el sol a medida que la tierra se mueve en su órbita. Por lo tanto, la nave espacial verá continuamente la superficie de la tierra a la misma hora local en cualquier latitud dada (Kaplan, 2006).

$$S_{\bar{\tau}_{gg}} = \frac{3 \left(3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3 / \text{seg}^2 \right) \times \left(1.176 \times 10^{-5} \text{ Kg} \cdot \text{m}^2 \right)}{(6.778 \times 10^6 \text{ m})^3} = 2.074 \times 10^{-9} \text{ N} \cdot \text{m} \quad (140)$$

II.B.2.b. Torque de radiación solar. La radiación del sol puede causar disturbios sobre el comportamiento del satélite (Thomsen et al., 2014). Incluyendo los valores para el *UVSat1* en la formulación en (53) con un factor de reflectancia de 1.6 y la mayor distancia entre el centro de presión solar y el centro de gravedad (0.06 m.) del satélite de manera que:

$$\|\bar{c}_{ps} - \bar{c}_g\| = 0.02 \text{ m},$$

el torque máximo por radiación solar es: $0.6927 \times 10^{-9} \text{ N.m}$.

II.B.2.c. Torque aerodinámico. A una altitud de 400 Km la densidad atmosférica media es $2.72 \times 10^{-12} \text{ Kg/m}^3$, con un coeficiente de arrastre de 2.5 y $\|\bar{c}_{ps} - \bar{c}_g\| = 0.02 \text{ m}$. El máximo torque aerodinámico es $6.387 \times 10^{-9} \text{ Nm}$ (Wertz & Larson, 1999).

Además de los torques especificados anteriormente, existen disturbios internos ocasionados por los circuitos eléctricos en el satélite que se pueden dimensionar como el 10% del torque generado (Øverby, 2004). La magnitud del torque resultante se calcula sumando los torques individuales, aunque es improbable que todos ellos apunten en la misma dirección. En la situación real, la mayoría del tiempo, el torque resultante es de un valor más bajo que el torque calculado. A pesar de esto, el cálculo del torque de disturbio en el peor caso, se considera válido y útil para cálculos adicionales como la estimación del torque que los actuadores requieren suministrar (Tassano Ferrés, 2015):

$$\tau_{mag} = 1 \times 10^{-6} \text{ Nm} \quad (141)$$

Los torques de disturbio⁴⁷ para el *peor caso* del *UVSat1* se consignan en la Tabla VIII.

Tabla VIII Torques de disturbio resultantes para el *UVSat1* - Peor caso

DISTURBIO	VALOR DEL TORQUE (N·m)
Gradiente de gravedad	0.002074×10^{-6}
Radiación solar	0.0006927×10^{-6}
Arrastre aerodinámico	0.006387×10^{-6}
Total - Torque Ambiental	0.008461×10^{-6}

La magnitud del torque de control para vencer el torque total de disturbio en el peor caso es (Øverby, 2004):

$$m^b = \frac{\tau_m^b}{B^b} = \frac{0.008461 \times 10^{-6}}{5 \times 10^{-5}} = 1.6922 \times 10^{-4} \text{ Am}^2 \quad (142)$$

⁴⁷ Se ha tomado el centro de presión, desplazado en 0.06 m., el centro de gravedad en [0,0,0], la presión solar como $4.51 \times 10^{-6} \text{ N/m}^2$ y la reflectividad del CubeSat como 1.6. Los momentos de inercia para $I_z = 1.176 \times 10^{-5} \text{ Kg.m}^2$ y para $I_x = 0.05 \times 10^{-5} \text{ Kg.m}^2$, el ángulo $\theta = 45^\circ$.

La capacidad de par de las bobinas electromagnéticas calculadas para el *UVSat1* es $0.0077 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ que supera ampliamente este valor. Los modelos matemáticos para los disturbios ambientales condensados en la Tabla VIII son válidos para el *UVSat1*. En el espacio orbital, los torques de actuación sobre el cuerpo del CubeSat son generados por la fuerza de los campos magnéticos ortogonales entre la bobina electromagnética y el campo magnético de la tierra. El campo magnético cambia a lo largo de la órbita siendo perpendicular a la superficie de la tierra en los polos y paralelo a ella en el ecuador y es un vector unitario que indica la densidad magnética y la dirección en el marco inercial ECI. En este trabajo el campo magnético de la tierra se especifica en un punto fijo sobre Colombia y se considera constante.

II.B.1. Modelo linealizado en espacio de estado para el *UVSat1*. Se pueden diseñar controladores lineales para la actitud del satélite si el sistema linealizado es controlable. Previamente, la linealización del modelo de la actitud del satélite fue desarrollada y su controlabilidad fue comprobada. A continuación, en las ecuaciones (143) y (144) se presentan las matrices A , B y C del sistema linealizado insertando los valores de los parámetros. Se definen los valores de los parámetros con base en las siguientes consideraciones:

- Las densidades en el campo geomagnético de la tierra $B_{x,y,z}$ se toman como 25.000 nTesla en el ecuador y 70.000 nTesla en los polos (Kaplan, 2006).
- La magnitud de la velocidad orbital del sistema coordinado de referencia con respecto al sistema coordinado inercial v_0 es 7662 m/s, y ω_0 es 1.131×10^{-3} rad/s.
- Los momentos principales de inercia se toman arbitrariamente cercanos a los momentos de inercia calculados. Para las simulaciones se toman valores distintos, porque si se mantienen idénticos, se pierde controlabilidad (Miyagusuku Ríos, 2013).

II.B.1.a. Controlabilidad. Se obtiene la matriz de controlabilidad de las matrices A y B , el rango de la matriz de controlabilidad en este caso es 6, por tanto, todos los estados del subsistema son controlables y en consecuencia se pueden sintetizar controladores lineales para el control de actitud del satélite.

Con $I_x=0.50 \times 10^{-5}$, $I_y=1.76 \times 10^{-5}$, $I_z=0.8 \times 10^{-5}$. Resultan: $K_x=1.92$, $K_y=-0.17045$, $K_z=1.575$. Se toman las densidades de campo magnético B sobre Colombia: $[22587 \text{ } -2326 \text{ } 15913]'$ nT. El sistema lineal en espacio de estado, insertando los valores calculados se presenta en (143) y (144).

II.B.1.b. Cálculo de las magnetobobinas. La recomendación de diferentes autores para la inducción que una bobina magnética debe suministrar en un CubeSat típico ($0.1 \times 0.1 \times 0.1 \text{ m.}$) y masa menor a 1.33 Kg.) es de 0.1 Am^2 (Wertz, 1978);(Markley & Crassidys, 2014). En consideración a que el *UVSat1* es un prototipo de laboratorio reducido a 1/16 del volumen de la especificación, se han definido los valores de sus parámetros comparando las áreas de las caras del *UVSat1* y el CubeSat típico. Por tanto, un valor de $0.0063 \text{ A}\cdot\text{m}^2$ se considera adecuado para este trabajo. Las bobinas magnéticas tienen lado promedio de 0.035 m. Para corriente máxima de 0.025 Amperios por magnetorquer con 250 espiras en cada bobina, el momento magnético es 0.0077 Am^2 que supera el valor límite. El conductor tiene 0.22 mm de diámetro, AWG 36.

$$\dot{\boldsymbol{\varepsilon}} = \mathbf{A}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{B}\mathbf{u}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_1 \\ \ddot{\varepsilon}_1 \\ \dot{\varepsilon}_2 \\ \ddot{\varepsilon}_2 \\ \dot{\varepsilon}_3 \\ \ddot{\varepsilon}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -10.06 & 0 & 0 & 0 & 0 & -0.0012052 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0006840 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0.00065325 & 0 & 0 & -0.002063 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \dot{\varepsilon}_1 \\ \varepsilon_2 \\ \dot{\varepsilon}_2 \\ \varepsilon_3 \\ \dot{\varepsilon}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1.5913 & 0.2326 \\ 0 & 0 & 0 \\ -0.4520 & 0 & 0.6480 \\ 0 & 0 & 0 \\ -0.14535 & -1.409875 & 0 \end{bmatrix} [m_x, m_y, m_z] \quad (143)$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon} + \mathbf{D}\mathbf{u}$$

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \\ y_4 \\ y_5 \\ y_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \dot{\varepsilon}_1 \\ \varepsilon_2 \\ \dot{\varepsilon}_2 \\ \varepsilon_3 \\ \dot{\varepsilon}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} [m_x, m_y, m_z] \quad (144)$$

Los elementos de la matriz $\mathbf{C}$ dependen de cuales variables de desean en la salida.

Capítulo III. EL CONTROL Y LAS SIMULACIONES PARA LA PLATAFORMA EDUCACIONAL MAGLEV

III.A. Control lineal clásico para el EMS

Para aplicaciones en donde no se anticipan grandes excursiones o fuerzas de disturbio, un controlador lineal sencillo basado en un modelo linealizado de la planta puede ser suficiente. El inconveniente es que el modelo es válido solo para pequeñas perturbaciones alrededor del punto de operación y a medida que el sistema se aleja, la calidad de esta aproximación disminuye y el comportamiento se degrada. Como el EMS descrito en este trabajo opera como un regulador, es posible que en la práctica los métodos lineales ofrezcan un buen desempeño. Por tanto, se realizan compensaciones por dos métodos, a continuación.

III.A.1. Diseño y prueba del control mediante el LGDR. La función de transferencia del EMS es:

$$G(s) = -\frac{15.54}{s^3 + 56.37s^2 - 482s - 27170} \quad (145)$$

Los polos del EMS en lazo abierto son: 21.95, -21.95, -56.37. El polo positivo hace inestable el sistema en lazo abierto. La inspección del LGDR del EMS en lazo abierto de la Fig. 37 indica que no es estabilizarle mediante realimentación estática de la salida, sino que se requiere un compensador dinámico en adelante que traslade el LGDR o una parte de este al semiplano izquierdo.

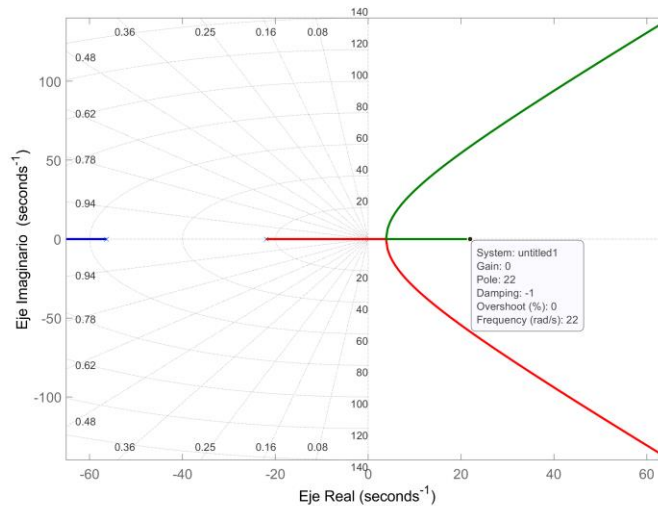


Fig. 37 LGDR del EMS en lazo abierto

Se incluye un compensador dinámico en adelante $G_c(s)$ buscando que el LGDR del EMS se traslade al semiplano estable (negativo):

$$G_c(s) = K_c \frac{s + 20}{s + 200} \quad (146)$$

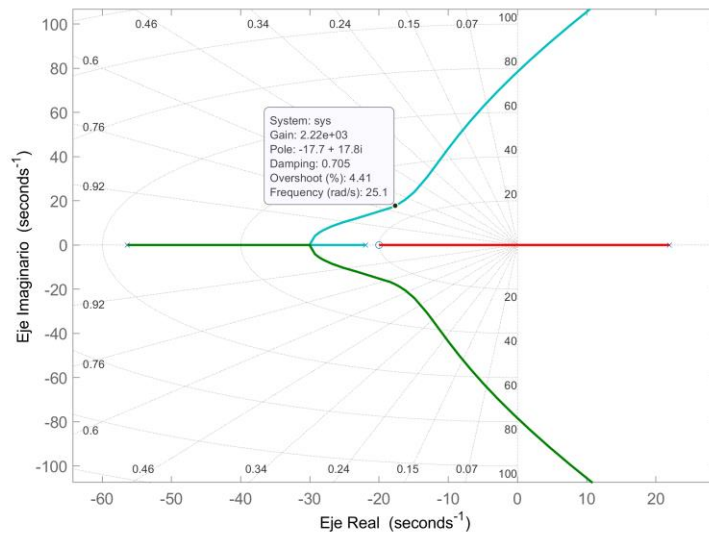


Fig. 38 Sistema de control en lazo cerrado. Compensador en adelanto

Se consigue que una parte del LGDR se traslade al semiplano estable como se aprecia en la Fig. 38 con lo que se puede diseñar un sistema de control proporcional-derivativo (PD) en lazo cerrado condicionalmente estable para el EMS.

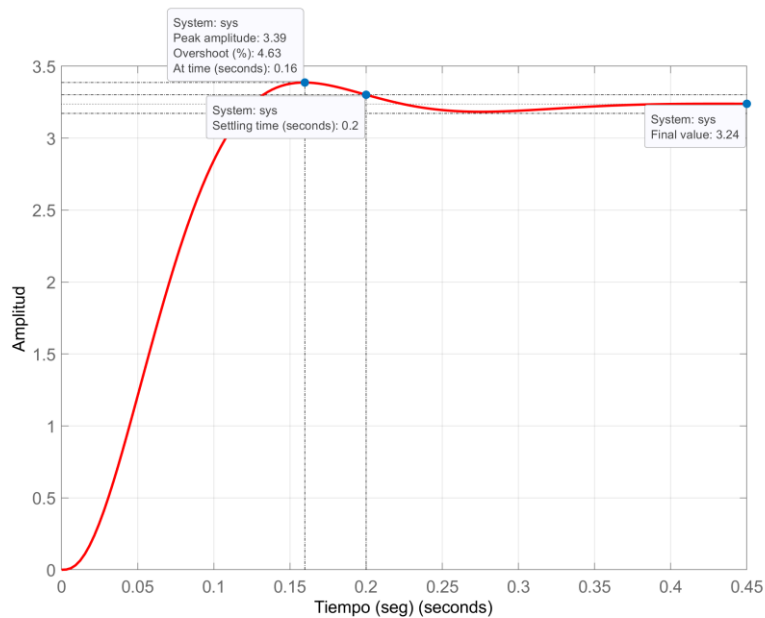


Fig. 39 Respuesta al escalón unitario. Compensador en adelanto

Aunque la respuesta dinámica de tal estructura es buena, presenta una respuesta al escalón unitario de amplitud 3.24 con un 4.63 % de sobrepaso máximo como se presenta en la Fig. 39, con un error de estado estacionario que resulta inconveniente para los objetivos de diseño, aunque en la práctica se pueden obtener resultados aceptables escalando la señal de referencia. Por tanto, se incluye una

acción proporcional-integral buscando eliminar el error de estado estacionario, cuyo costo se manifiesta en un atraso que vuelve a llevar el LGDR al semiplano inestable como se ve en la Fig. 40.

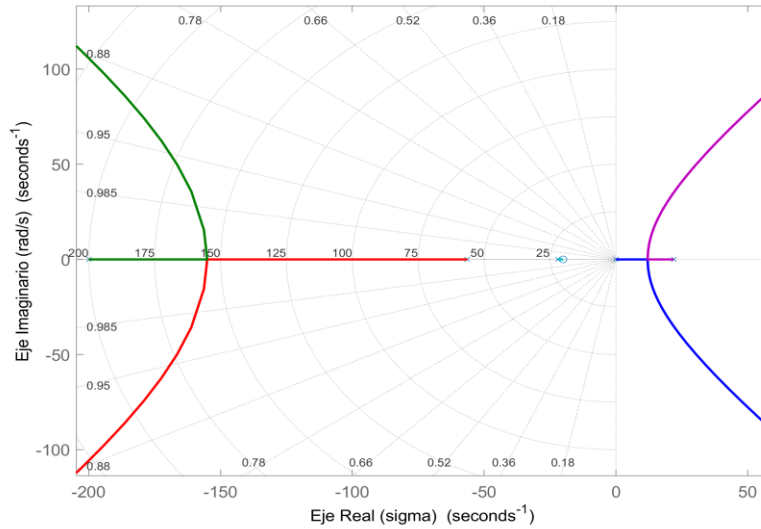


Fig. 40 Sistema con un compensador en adelante y un integrador

Para recuperar la estabilidad se adiciona un nuevo compensador en adelante G_{c2} que logra este efecto como se aprecia en la Fig. 41:

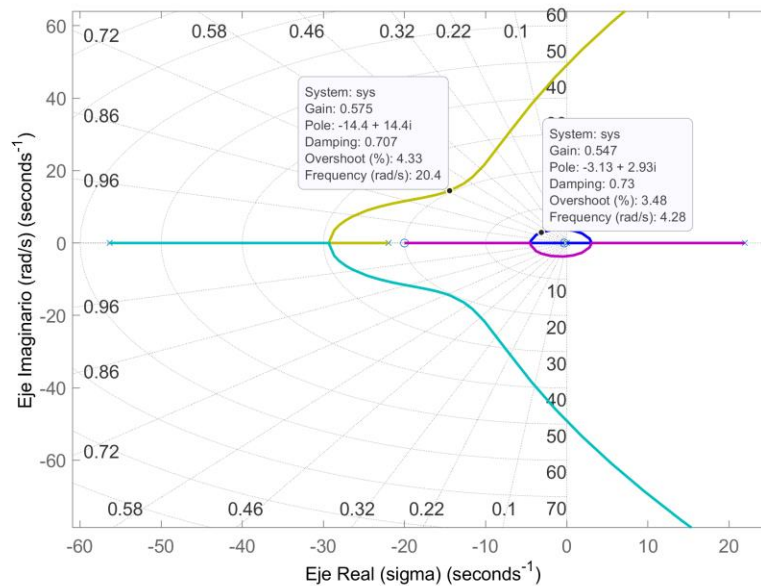


Fig. 41 Sistema con dos compensadores en adelante y un integrador

El control final se asimila a una acción PID que se sintoniza con polos dominantes de lazo cerrado en $-5.32 \pm i 35.7$ como se registra en la Fig. 42.

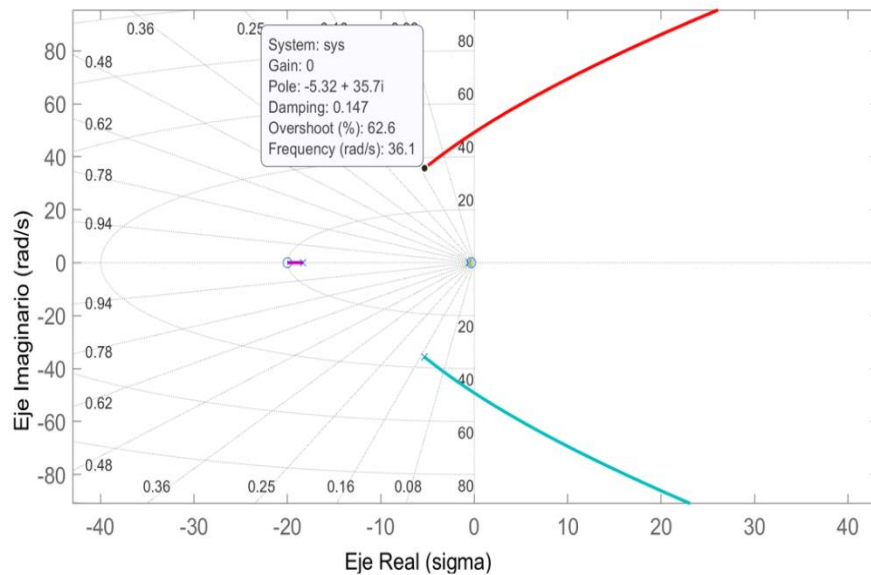


Fig. 42 Sistema con acción PID. Polos de lazo cerrado

Aunque la respuesta al escalón unitario presenta un valor final con error de estado estacionario nulo, el tiempo de establecimiento crece exageradamente a un t_s de 5.41 s, con un sobrepaso máximo M_p de 3.01 como se aprecia en la Fig. 43. Este comportamiento resulta inapropiado para un EMS estándar.

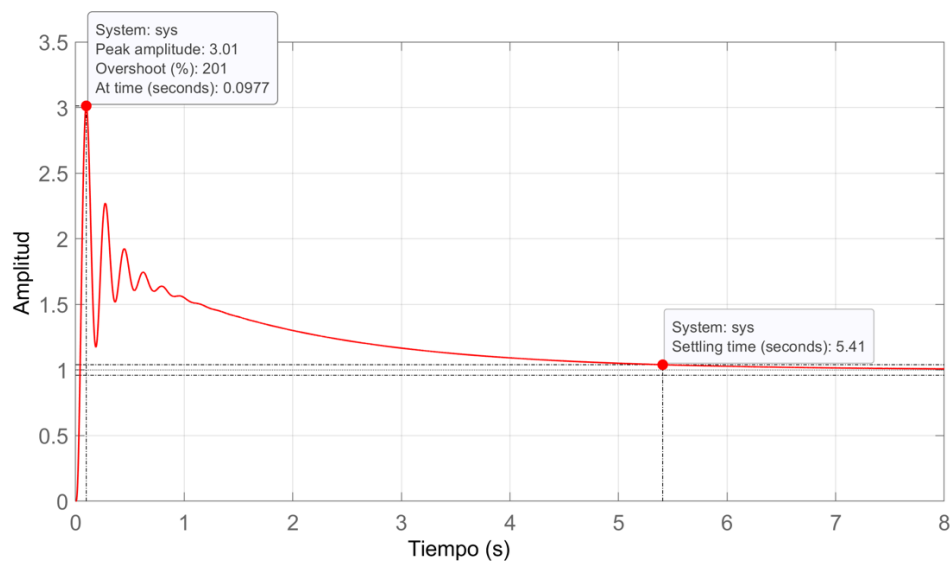


Fig. 43 Respuesta con acción PID

III.A.2. Diseño y prueba del controlador para el EMS mediante asignación de polos en el espacio de estado. El diagrama de bloques para un sistema controlado por realimentación completa del estado y acción integral se presenta en la Fig. 44:

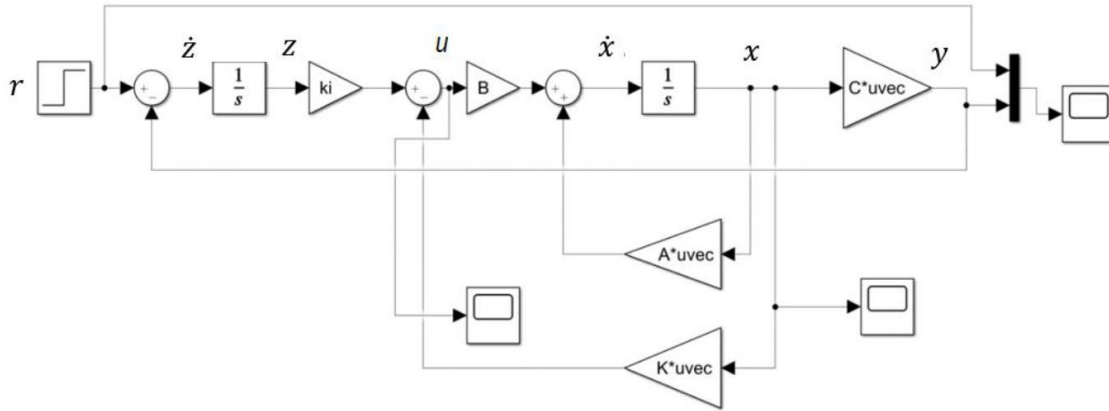


Fig. 44. Modelo para simulación del EMS en espacio de estado

En el diseño por LGDR se comprobó que el sistema es controlable. Para el presente diseño se realimentan los estados a través de una matriz K de ganancias. Para eliminar el error de estado estacionario se añade una acción integral PI. La entrada de referencia es un escalón unitario. La ley de control corresponde a un compensador PID, es:

$$u = -Kx_2 - k_i z \quad (147)$$

Para un coeficiente de amortiguamiento ζ en lazo cerrado de 0.707 los valores propios dominantes deben tener el mismo valor absoluto para sus partes real e imaginaria. El tercer valor propio puede ubicarse entre 5 a 10 veces más lejos de manera que su efecto pueda ser despreciable con relación a las dinámicas dominantes. Asignando polos de lazo cerrado como $p_1 = -25 + j25$; $p_2 = -25 - j25$ y $p_3 = -125$, la matriz de ganancias de realimentación es:

$$K = 1.0e+04 * [0.0104 \quad -9.2529 \quad -0.2203] \quad (148)$$

La ganancia integral es:

$$k_i = -1.5082e+06 \quad (149)$$

La respuesta al escalón unitario presenta coeficiente de amortiguación $\zeta = 0.707$ con tiempo de estabilización t_s cercano 0.18 s que mejora ostensiblemente el resultado obtenido por LGDR como se observa en la Fig. 45. Se cumplen las especificaciones, por tanto, este diseño es adecuado para el subsistema de suspensión electromagnética. La diferencia entre las repuestas de los controles lineales puede atribuirse a la ventaja que el control por realimentación del estado tiene sobre el control por LGDR en razón a que interviene sobre la dinámica interna del sistema, lo que no puede lograrse con el LGDR que es un modelo entrada-salida de caja negra.

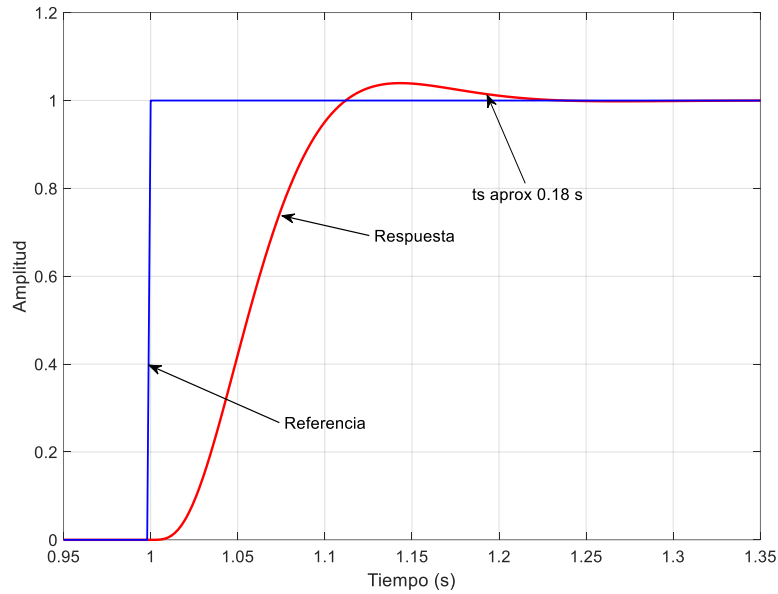


Fig. 45. Respuesta al escalón unitario - Lazo cerrado

III.B. Control no lineal para el EMS

Aunque el control del sistema linealizado para el EMS ha demostrado poseer las condiciones necesarias para un buen desempeño como regulador, con sencillez y ahorro en carga computacional, la elaboración experimental del modelo real no lineal del campo magnético justifica el diseño de un control no lineal previendo futuras aplicaciones del EMS en la tarea educacional. Existen diferentes maneras de lograr la estabilización del EMS no lineal. En este trabajo se desarrolla un control del grupo de control de estructura variable denominado *control por modos deslizantes* que es una manera moderna y elegante para el trabajo con sistemas que pueden llevarse a la *forma normal de retroalimentación estricta*⁴⁸ (Choukchou-Braham, 2014, p. 45) mediante una transformación de estado adecuada, como es el caso del levitador magnético (Ahsan & Memon, 2015, p. 231).

Para este EMS con un grado de libertad, el controlador no lineal por modos deslizantes (SMC) para la planta no lineal se sintetiza como una acción conmutada que salta de valores negativos a positivos dependiendo del valor y signo del error, es por tanto un control discontinuo con variables continuas y discretas que busca alcanzar una superficie de deslizamiento s sobre la cual debe deslizarse y mantenerse el sistema. Dada la naturaleza discontinua del control aparecen oscilaciones que idealmente deberían ser de frecuencia infinita para evitar el problema conocido como *chattering*⁴⁹, que resulta inconveniente para lograr un buen desempeño.

⁴⁸ Un sistema no lineal que posee una estructura triangular específica (Choukchou-Braham, 2014, p. 45).

⁴⁹ Oscilaciones de alta frecuencia causadas por imperfecciones en los dispositivos de conmutación como pequeños retardos, zonas muertas, e histéresis que es un serio obstáculo para la utilización de los modos deslizantes en sistemas de control (Utkin, 2008).

A partir de las especificaciones, el diseño se inicia estructurando la función de conmutación. El error es:

$$e = x - x_d , \quad (150)$$

donde x representa la variable controlada y, x_d es el estado deseado. El error debe ser nulo al cabo de un tiempo finito, x debe converger asintóticamente a x_d , lo que se describe como:

$$e(t) = e(t_0)exp^{-c(t-t_0)} , \quad (151)$$

donde c es una constante positiva y t_0 es el tiempo inicial. La dinámica del error es:

$$\dot{e}(t) = -ce(t_0)exp^{-c(t-t_0)} \quad (152)$$

$$\dot{e}(t) = -ce(t); \quad \Rightarrow \quad \dot{e}(t) + ce(t) = 0 \quad (153)$$

La superficie deslizante se define como:

$$s = \dot{e}(t) + ce(t) \quad (154)$$

El sistema bajo control debe establecerse en la superficie $s=0$. La dinámica deseada se acopla con un sistema dinámico:

$$s = \dot{x}(t) - \dot{x}_d - ce(t) \quad (155)$$

Despejando $\dot{x}(t)$ y derivando:

$$\dot{x}(t) = s + \dot{x}_r ; \quad \ddot{x}(t) = \dot{s} + \ddot{x}_r(t), \quad (156)$$

donde $\dot{x}_r = \dot{x}_d - ce(t)$ es la tasa de variación deseada. Se considera una función candidata de Lyapunov:

$$V = \frac{1}{2}s^2 \Rightarrow \dot{V} = s\dot{s} \quad (157)$$

Que debe cumplir dos condiciones de estabilidad consistentes en que:

$$V(x) > 0 \quad \forall x > 0, \quad V(0) = 0 \quad (158)$$

$$\dot{V}(x) = \partial V(x)/\partial t < 0 \quad \forall x > 0, \quad \dot{V}(0) = 0 \quad (159)$$

Con $\dot{s}$ del modelo de la planta, en referencia a la dinámica de interés:

$$\dot{V} = su(t) - sH(t), \quad (160)$$

Donde:

$$u(t) = - \frac{\pi 0.02^2}{2(4\pi 10^{-7})0.066} x_1^2 * G_1(x_2) = -3.903 x_1^2 * e^{-49.1688 x_2} \text{ y}, \quad (161)$$

$$H(t) = \ddot{x}_r - g \quad (162)$$

Se debe cumplir el criterio de estabilidad de Lyapunov, de manera que:

$$\dot{V} = su(t) - sH(t) < 0 \quad (163)$$

En el peor caso, el segundo término es negativo, cancelando el signo negativo de la inecuación:

$$su(t) - sH(t) \leq su(t) + |s||H(t)| < 0 \quad (164)$$

Si se define el límite superior de $|H(t)|$ como K_d y se divide por s :

$$u(t) - H(t) \leq u(t) + \frac{|s|}{s} K_d < 0, \quad (165)$$

en donde $\frac{|s|}{s}$ se define por la función signo:

$$\text{sign}(s) = \begin{cases} 1, & s > 0 \\ -1, & s < 0 \end{cases} \quad (166)$$

Se puede definir la entrada que cumple el criterio de estabilidad de Lyapunov como:

$$u(t) = -K_d \text{sign}(s) \quad (167)$$

Para el control en modo deslizante del EMS se emplea una función saturación en lugar de la función signo mencionada con el fin de atenuar los efectos indeseados del *chattering*. Se pretende suavizar la discontinuidad de la acción de control en $s=0$. Se utiliza una ley de control por saturación que emplea una superficie deslizante s modificada:

$$s_{aprox} = \frac{\dot{e} + ce(t)}{\varepsilon} \quad (168)$$

La función de conmutación que define la ley de control cambia a:

$$u = -K_d \text{sat}(s_{aprox}) \quad (169)$$

Definiendo el voltaje como entrada de control a la planta, K_d toma el valor máximo de voltaje permitido para el EMS. Con el control por saturación se busca que el sistema deje de conmutar superando el problema de las oscilaciones o *chattering*.

El bloque general sistema de control por modos deslizantes para el EMS se presenta en la Fig. 46. Se incluyen la referencia, los elementos de suma, el dispositivo de saturación, la planta no lineal y los dispositivos de ganancia necesarios para la representación adecuada del modelo de control en modos deslizantes.

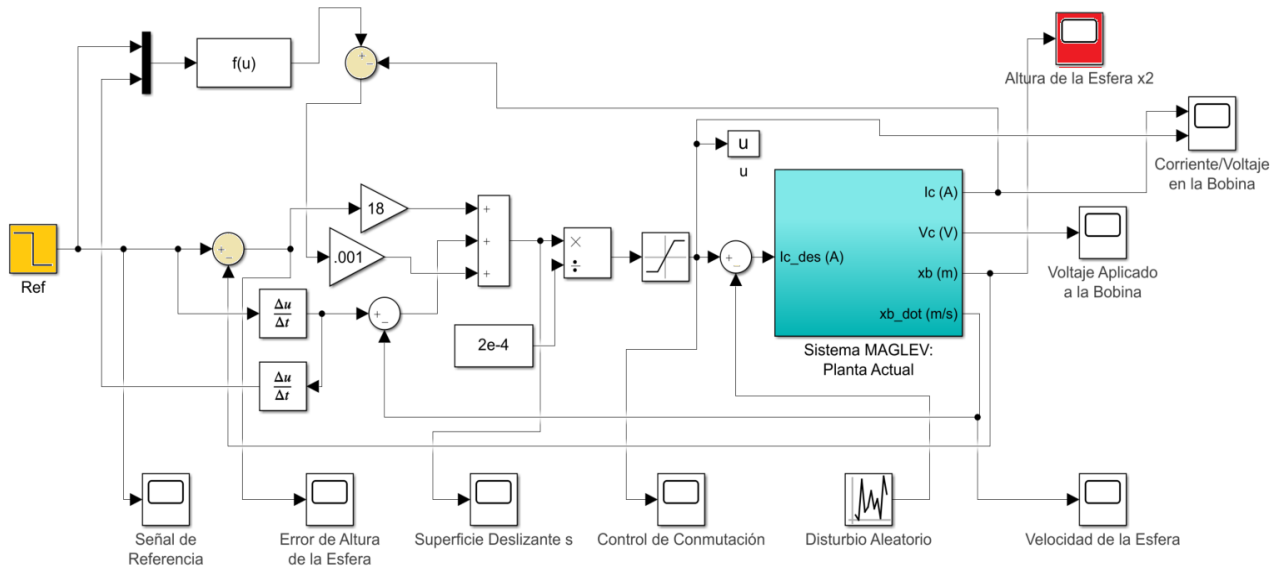


Fig. 46 Sistema general de control. Bloques

En un segundo bloque embebido en el esquema general se encuentra la planta no lineal y el modelo de la bobina del electromagneto como se detalla en la Fig. 47.

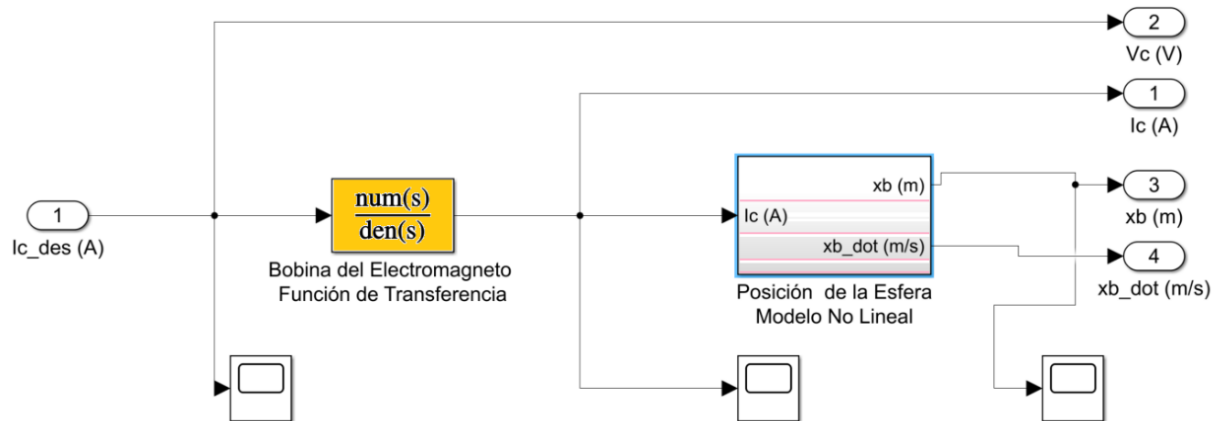


Fig. 47 Bloque bobina del electromagneto y planta no lineal

Dentro del anterior esquema, el modelo detallado de la planta no lineal que se observa en la Fig. 48 contiene la estructura del modelo matemático no lineal de la planta con la realimentación exponencial de la variable de posición x_2 y la señal de la entrada de corriente x_1 con los dispositivos de procesamiento necesarios.

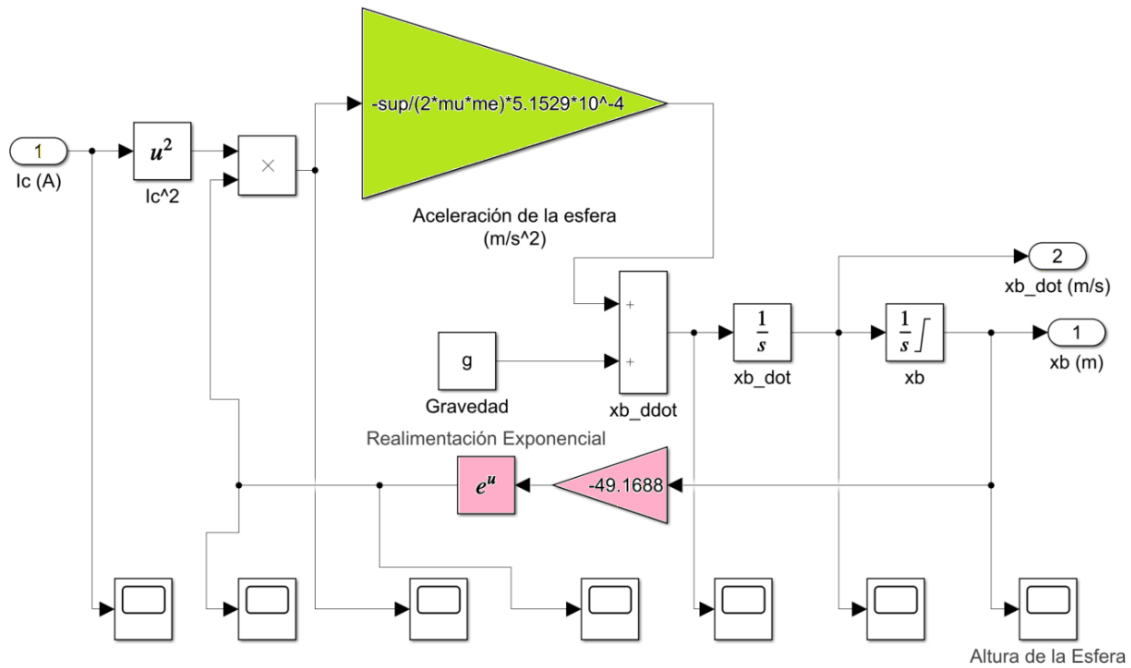


Fig. 48 Bloque modelo no lineal de la planta

Diferentes respuestas del sistema ante una entrada escalón se presentan en la Fig. 49.

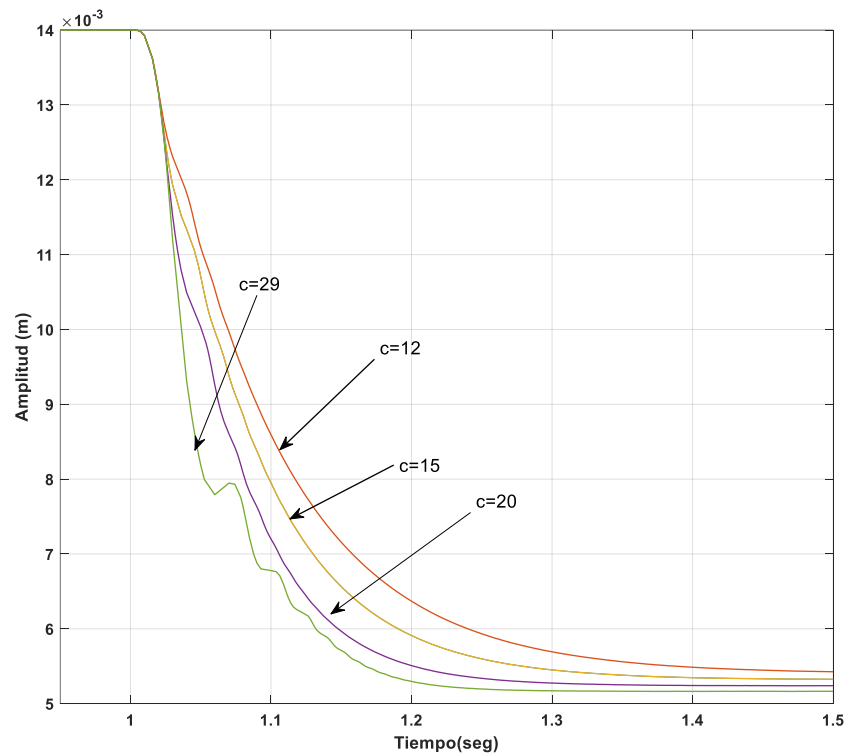


Fig. 49 Respuestas al escalón con diferentes valores de c

Se hicieron corridas de simulación variando la constante de ganancia c de realimentación del error con valores 12, 15, 20 y 29. Cuando la ganancia c tiene valores bajos, la respuesta es suave a costa de un mayor tiempo de estabilización y un mayor valor del error de estado estacionario. Para ganancias superiores a 20 el efecto del *chattering* se incrementa haciendo la respuesta oscilatoria. Aunque el tiempo de estabilización y el error de estado estacionario disminuyen esta situación no es aplicable a los sistemas reales en donde los componentes pueden ser afectados por los cambios rápidos de la señal sobre los mecanismos de actuación.

La Fig. 50 presenta superpuestos la evolución de la corriente x_1 en la bobina del electromagneto y la acción del control de saturación. La realimentación de la corriente, como se aprecia en la Fig. 46 se introduce buscando que las oscilaciones del controlador se atenúen, lo que se logra en buena medida. También se introduce una señal de ruido aleatorio a la entrada de la planta para verificar la robustez del sistema de control en modo deslizante. Los efectos de este disturbio son imperceptibles en la respuesta, evidenciando el cumplimiento de esta característica propia del SMC. La mejor solución se da en valores de c cercanos a 20. Respecto a los controladores lineales se observa que el tiempo de estabilización t_s en 0.18 s se mejora y la respuesta no presenta picos ni oscilaciones. En la Fig. 50 se percibe que la conmutación se atenúa notablemente después de la etapa de alcance de la superficie deslizante y que la corriente x_1 se estabiliza en un valor constante.

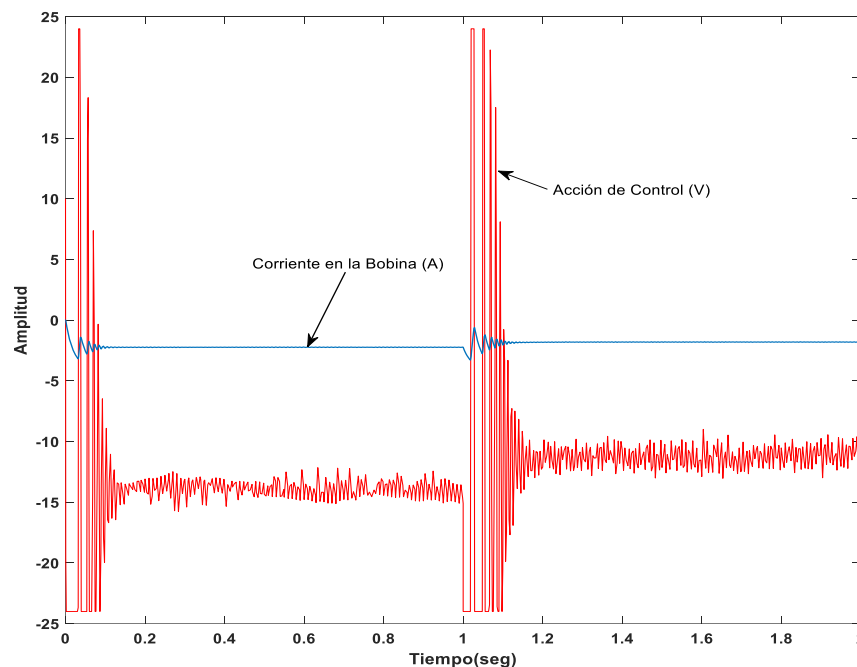


Fig. 50 Corriente en la bobina y acción de control

Se pudo verificar la robustez del SMC. Se inyecta una señal de disturbio aleatorio del 25 % del valor máximo de conmutación a la entrada de la planta. Esta acción produce efectos sobre el control conmutado logrando que la respuesta permanezca inmune como se aprecia en la Fig. 51.

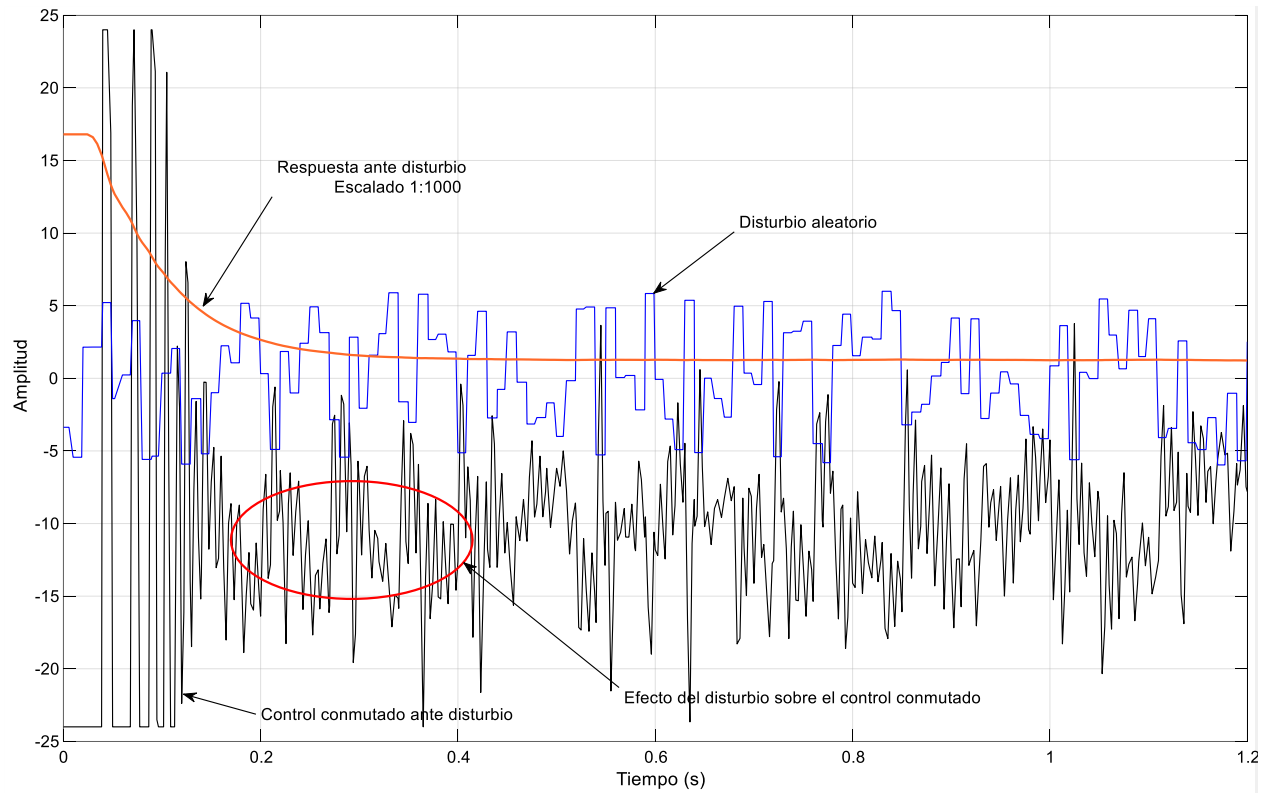


Fig. 51 Respuesta del SMC ante disturbios

La *no linealidad* del sistema se constituye en un atractivo adicional para incursionar en las técnicas sobre esta materia y muchas más como optimización, robustez, adaptabilidad, predictibilidad, etc.

III.C. El control de actitud y las simulaciones para el UVSat1

Esta tesis se dedica al control de actitud del satélite *UVSat1* en lo referente a los movimientos de rotación sin incluir ningún desplazamiento orbital. El control consiste en llevar el satélite a un vector de posiciones angulares deseado respondiendo a las especificaciones de la misión. Aunque típicamente este proceso se realiza en dos fases siendo la primera el *detumbling* no se incluye en esta tesis, ya que los controladores principales como se observa en las simulaciones al final son capaces de lograr la estabilidad del *UVSat1*. El sistema de control no requiere estimaciones ya que en este caso las medidas de las variables a utilizar están disponibles permanentemente.

III.C.1. Ambiente de simulación

Diferentes modelos son utilizados para simular el comportamiento de la actitud del satélite. Se construyen los componentes del Subsistema ACDS que finalmente se integran para la visualización del comportamiento global del *UVSat1*. Se realizan simulaciones en la idea de verificar el desempeño de los sistemas y estrategias de control en diferentes escenarios (lugar geométrico de las raíces y estabilización por asignación de polos).

Para estas simulaciones se ha tomado una órbita inclinada a 45° , sol-síncrona y altura ISS de 400 Km. Así, el periodo orbital es de $5552 \text{ s} = 92 \text{ min. } 32 \text{ s}$. Se adoptan velocidades angulares iniciales

como $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$, y $\dot{\psi}$ como $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}]$ respectivamente. La condición de actitud de velocidad angular inicial es $[fi, theta, psi]$ grados o radianes/s. Se espera que los controladores lineales sean capaces de estabilizar el sistema a pesar de condiciones iniciales adversas.

III.C.2. Implementación del control de actitud ACS. Como se expuso antes se pueden aplicar diferentes controladores lineales al sistema linealizado el cual es completamente controlable. Esta clase de controladores es ampliamente popular y bien documentada para su aplicación en naves espaciales con actuación magnética. Esto se puede comprobar en los trabajos de (Wisniewski & Blanke, 1999);(Gießelmann, 2006);(Psiaki, 2001);(Bråthen, 2013) y (Stray, 2010). Para la linealización el movimiento del satélite se considera en una vecindad de la siguiente referencia: la velocidad angular de la rotación del satélite con respecto al marco de orbita es cero, y la actitud es tal que el marco de control coincide con el marco de órbita (Gießelmann, 2006). En esta tesis se diseñan dos controladores lineales, uno por el método del lugar geométrico de las raíces y otro por el método de asignación de polos.

III.C.2.a. Controlador lineal por el método del Lugar Geométrico de las Raíces. La linealización de las ecuaciones de movimiento del satélite en la forma estándar de espacio de estado permite transformar esa descripción a la forma de matriz de funciones transferencia para un sistema MIMO como es el ADCS. Su representación en diagrama de bloques está en la Fig. 52.

De las matrices B en (143) y C en (144) estructuradas para obtener los tres ángulos (Φ, θ, ψ) se advierte que si tomamos como entradas los tres ángulos de Euler deseados para la orientación del satélite (Φ, θ, ψ) y como salidas del sistema la medida actual de esos mismos tres ángulos logrados a través del ADS, resultan 9 funciones de transferencia posibles.

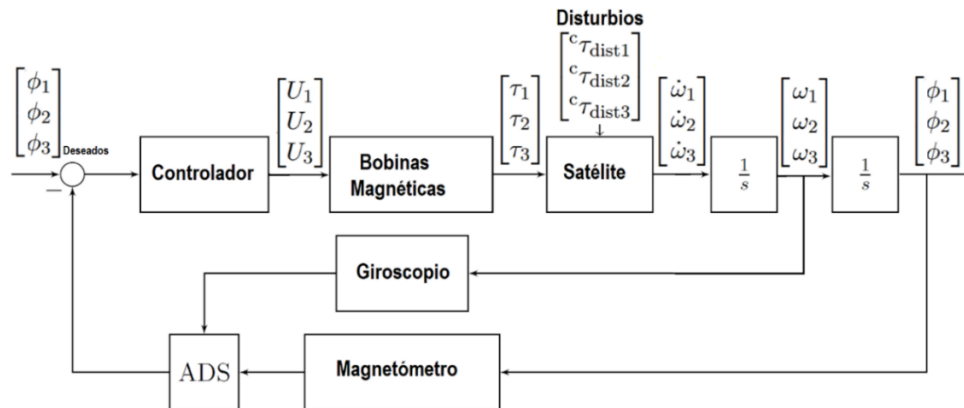


Fig. 52. Diagrama de bloques del ADCS

Fuente: Adaptado de (Thomsen et al., 2014)

Para el *UVSat1* la función de transferencia de los magnetorquers se deriva desde su circuito eléctrico equivalente (Fig. 53) como:

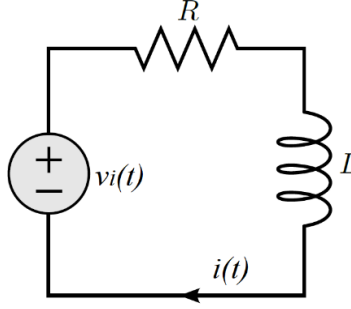


Fig. 53. Circuito eléctrico de la bobina

$$v_i(t) = R \cdot i(t) + L \cdot \frac{di(t)}{dt} dt \quad (170)$$

Transformando al dominio de Laplace:

$$V_i(s) = R \cdot I(s) + sL \cdot I(s); \quad \Rightarrow \quad V_i(s) = I(s)[R + sL] \quad (171)$$

Despejando $I(s) = \frac{V_i(s)}{sL + R}$ se obtiene la interacción entre la bobina y el campo magnéticos generado por el electromagneto del subsistema EMS, como el torque de control:

$$\tau_{ctr}(s) = \frac{V_i(s)}{sL + R} \cdot N \cdot A \cdot B_{Elect} \cdot \text{sen}(\theta), \quad (172)$$

donde:

$\tau_{ctr}(s)$	Par electromagnético de control
N	Número de espiras de la magnetobobina (250)
A	Área transversal de la magnetobobina (0.001213 m ²)
$B_{Elect.}$	Campo magnético generado por el electromagneto del subsistema EMS (425x10 ⁻⁴ T)
Θ	Angulo de intersección entre el campo magnético de la magnetobobina y el campo magnético del EMS (90°)
L	Inductancia en Henrios de la Magnetobobina

La función de transferencia es:

$$G(s) = \frac{\tau_{ctr}(s)}{V_i(s)} = \frac{1}{s + \frac{R}{L}} \cdot \frac{N \cdot A \cdot B_{Elect.} \cdot \text{sen}(\theta)}{L}, \quad (173)$$

donde:

L	Inductancia de la magnetobobina (11 mH)
R	Resistencia de la magnetobobina (105 Ω)

Con los valores calculados y tomando $\theta = 90^\circ$, la FDT es:

$$G(s) = \frac{\tau_{ctr}(s)}{V_i(s)} = \frac{1}{s + \frac{105}{0.011}} \cdot \frac{250 \times 0.001213 \cdot B_{Elect.}}{0.011} \quad (174)$$

$$G(s) = \frac{\tau_{ctr}(s)}{V_i(s)} = \frac{27.568}{s + 9545} \cdot B_{Elect.}$$

El modelo matemático simplificado del torque magnético para cada ángulo (Φ , θ , ψ) del satélite para el esquema de control simplificado del satélite de la Fig. 54 se puede expresar como (Franklin et al., 2010).

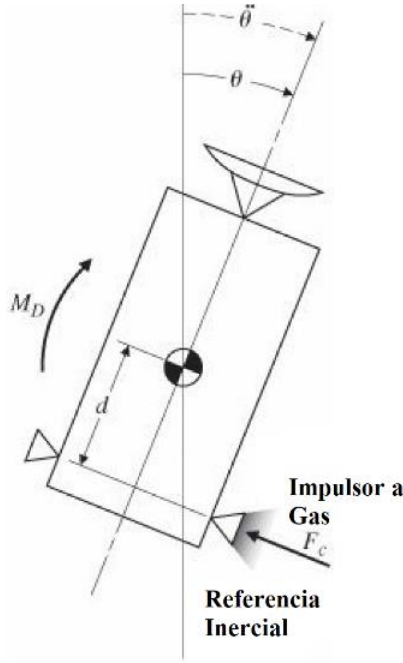


Fig. 54. Diagrama de control del satélite
Fuente: (Franklin et al., 2010)

$$\frac{\Phi(s)}{F_{cd} + M_d} = \frac{\Phi(s)}{V_i(s)} = \frac{1}{I_i} \cdot \frac{1}{s^2}, \quad (175)$$

donde:

F_{cd} momento que producen los actuadores alrededor del centro de masa

M_d momento de disturbios

I_i momento de inercia del cuerpo en cada eje involucrado

Integrando las FDT's de la magnetobobina (actuador) y del satélite (planta):

$$G_{ms}(s) = \frac{27.568}{s + 9545} \cdot B_{Elect.} \cdot \frac{1}{I_i} \cdot \frac{1}{s^2} \quad (176)$$

El satélite es la planta de la Fig. 54 que es un integrador doble, por tanto, es un sistema tipo 2. Puede ser modelado como un conjunto desacoplado de tres osciladores, lo que hace posible el diseño de controladores utilizando la teoría general de control SISO (Lorentzen, 2002)

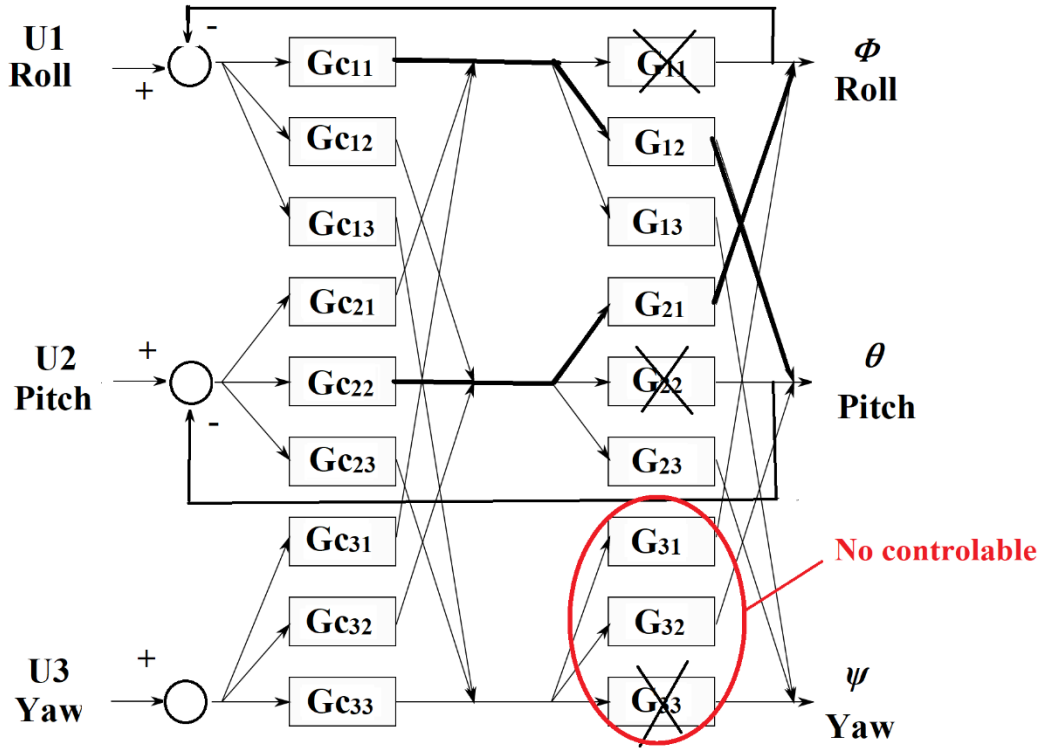


Fig. 55 Diagrama de bloques. Sistema en lazo cerrado

Las entradas U_i corresponden a los Ángulos de Euler Deseados. Los Bloques G_c son los controladores individuales para los efectos directos y de acople. Los bloques G son las Funciones de Transferencia para cada efecto directo y de acople. Los Ángulos ϕ , θ y ψ son los Ángulos de Euler de Respuesta del Sistema.

Fuente: Adaptado de (Thomsen et al., 2014)

El diagrama de bloques de la matriz de funciones de transferencia con sus trayectorias de realimentación puede representarse como en la Fig. 55. También, como una magnetobobina no puede producir rotaciones alrededor de su propio eje, entonces:

$$G_{11}(s) = G_{22}(s) = G_{33}(s) = 0 \quad (177)$$

Para el subsistema diseñado los comandos de roll y pitch no operan sobre yaw porque solo se considera la componente vertical del campo producido por el electromagneto. Para este caso, yaw es no controlable. Por tanto, se diseñan controladores para las plantas G_{12} y G_{21} . Insertando los parámetros, las FDT genéricas quedan:

$$G(s) = \frac{27.568}{s + 9545} \frac{1}{0.5 \times 10^{-5}} \frac{1}{s^2} B_{Elect.} \quad (178)$$

$$\begin{aligned} G_{12} &= \frac{27.568}{(s + 9545)} \cdot \frac{1}{0.5 \times 10^{-5}} \cdot \frac{1}{s^2} B_{Elect.} = \frac{5513600}{(s + 9545)} \cdot \frac{1}{s^2} B_{Elect.} \\ G_{21} &= \frac{27.568}{(s + 9545)} \cdot \frac{1}{1.76 \times 10^{-5}} \frac{1}{s^2} B_{Elect.} = \frac{1566363}{(s + 9545)} \cdot \frac{1}{s^2} B_{Elect.} \end{aligned} \quad (179)$$

Los ploteos del LGDR para G_{12} y G_{21} son similares. El LGDR para las magnetobobinas y el satélite se presenta en la Fig. 56. Se puede inferir que no es posible estabilizar los sistemas con solo

adicionar compensadores de ganancia. Se requiere proporcionar adelanto al sistema mediante compensación dinámica.

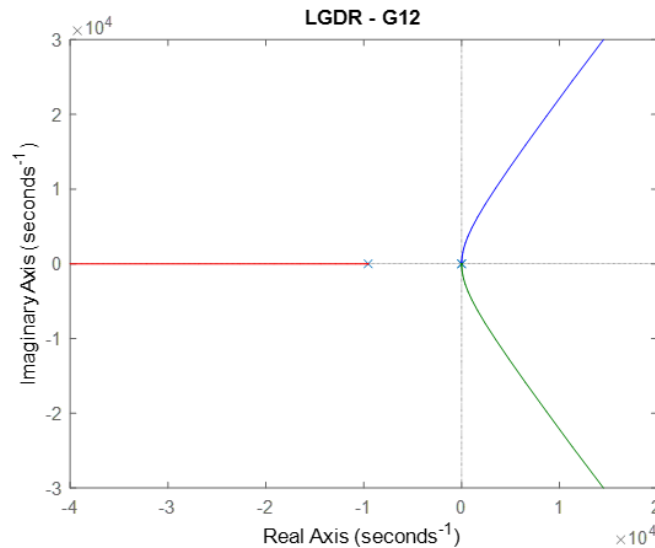


Fig. 56. LGDR de Magnetobobinas + Satélite

Como ambas funciones de transferencia son tipo 2, los sistemas estabilizados en lazo cerrado tienen error cero para entradas escalón y rampa por tanto no requieren acción integral en el control. Con compensadores en adelanto es posible estabilizar los sistemas y lograr respuestas con coeficiente de amortiguamiento cercanos a ξ de 0.707. Estos controladores son:

$$G_{c11,22}(s) = \frac{K_{11}(s + 0.01)}{(s + 0.1)} \quad (180)$$

Incluidos los compensadores y ajustadas las ganancias para cada caso se presentan en la Fig. 57 ampliadas las zonas del LGDR que se modificaron con la inclusión de los compensadores y la localización de los polos de lazo cerrado. El tercer polo de las funciones de transferencia que corresponde a las dinámicas de las magnetobobinas no tiene dominancia sobre la respuesta del sistema la cual depende casi exclusivamente de los polos integradores en la dinámica del satélite. Los polos de lazo cerrado tienen todos parte real negativa, por lo que los lazos de control para cada ángulo (Φ , θ , ψ) son estables.

```
>> roots(ducer)
1.0e+03 *
-9.545000000524089 + 0.0000000000000000i
-0.000049489432729 + 0.000049519317745i
-0.000049489432729 - 0.000049519317745i
-0.000001020610453 + 0.0000000000000000i
```

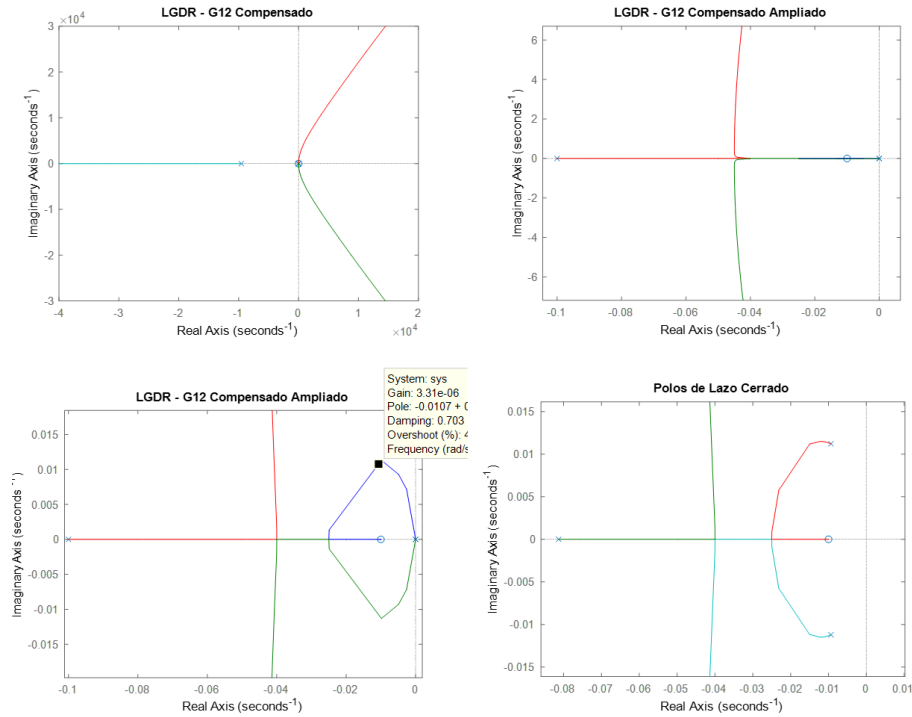


Fig. 57 LGDR ampliado - Ganancia K de ajuste, polos de lazo cerrado

La respuesta a una maniobra de cambio en escalón de los ángulos deseados se observa en la Fig. 58. Tiene un sobrepaso del 28.4 % con una pequeña oscilación inicial. Este sobrepaso parece alto, pero se puede atribuir al efecto del cero del compensador de adelanto y no resulta inconveniente para la aplicación. Se evidencia un coeficiente de amortiguamiento ξ cercano a 0.707 lo cual es deseable en este tipo de aplicaciones. El tiempo de establecimiento es de 458 s, no hay error de estado estacionario, ya que son sistemas tipo 2. Solo se han controlado los ángulos *roll* y *pitch*. Si se desea controlar también *yaw* se podría modificar la estructura del sistema mediante la inclusión de una pareja de bobinas para generar un campo magnético horizontal además del campo vertical del subsistema EMS formando un arreglo similar a una jaula de Helmholtz.

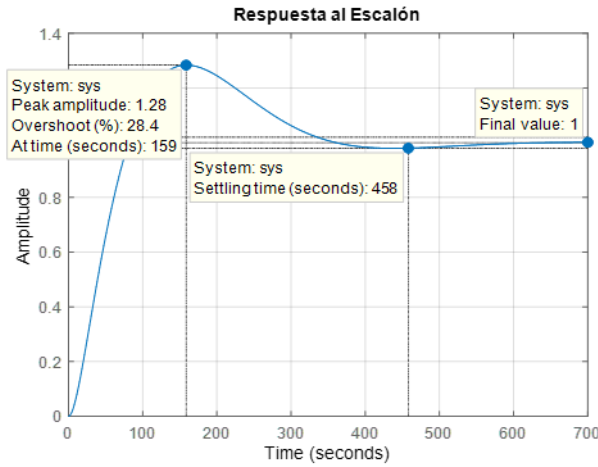


Fig. 58. Respuesta a maniobra en escalón - Lazo cerrado

III.C.2.b. Controlador lineal por asignación de polos. Este es un controlador lineal clásico que permite ubicar los polos de lazo cerrado del sistema compensado en alguna ubicación deseada conforme a las especificaciones de tiempo de establecimiento y sobrepaso máximo aceptables. Se utiliza el modelo matricial linealizado de espacio de estado presentado en (143) y (144). Se define:

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (181)$$

Con:

$CPos = [1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]$ para la posición angular.

$CVel = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 1]$, para la velocidad angular.

$D = [0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0; 0 \ 0 \ 0]$

Los polos de lazo cerrado deseados son:

$p1 = -0.0005 + 0.0005i$; $p2 = -0.0005 - 0.0005i$; $p3 = -0.0003 + 0.003i$; $p4 = -0.0004 + 0.006i$; $p5 = -0.0003 - 0.003i$; $p6 = -0.0004 - 0.006i$.

Simulaciones del ACS para el UVSat1. A continuación, se presentan las simulaciones del desempeño del ADCS sobre el *UVSat1* utilizando quaternions con el controlador lineal por asignación de polos. El análisis se centra en aspectos cualitativos esencialmente.

Velocidad angular. La Fig. 59 presenta en la respuesta de velocidad angular del sistema en quaternions ante una referencia angular $\phi, \theta, \psi \approx [0 \ 0 \ 0]$, para el apuntamiento a nadir como se diseñó el sistema y condiciones de velocidad angular inicial arbitraria $[\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}] = [-9 \ 18 \ 45]$. El controlador estabiliza el sistema y detiene los giros y las oscilaciones en la velocidad de giro en un valor de tiempo cercano a los 18.000 s, lo que equivale aproximadamente a 3.2 ciclos orbitales.

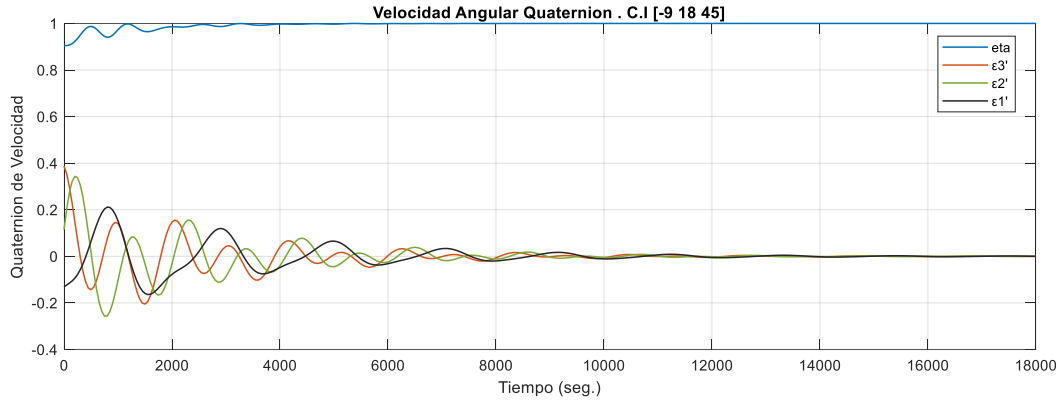


Fig. 59. Velocidad angular en quaternions. Condiciones iniciales pequeñas.

La Fig. 60 corresponde a la respuesta del sistema en rad/s. El tiempo de estabilización es parecido al obtenido en la Fig. 59. Se aprecia una fuerte influencia en el tamaño de las oscilaciones al principio de la respuesta atribuibles al valor de las condiciones iniciales.

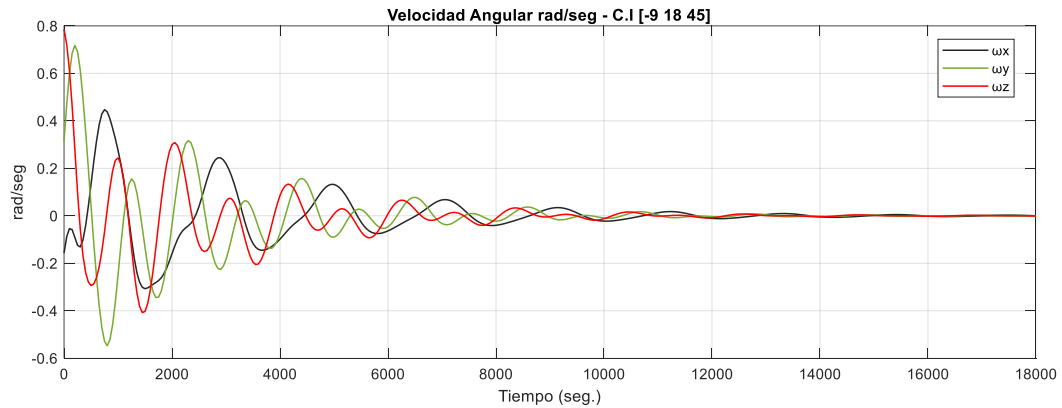


Fig. 60. Velocidad angular en rad/s. Condiciones iniciales pequeñas.

En la Fig. 61 se ha realizado la conversión a grados/s. El patrón de respuesta es similar al de las Fig. 59 y Fig. 60 como es de esperar.

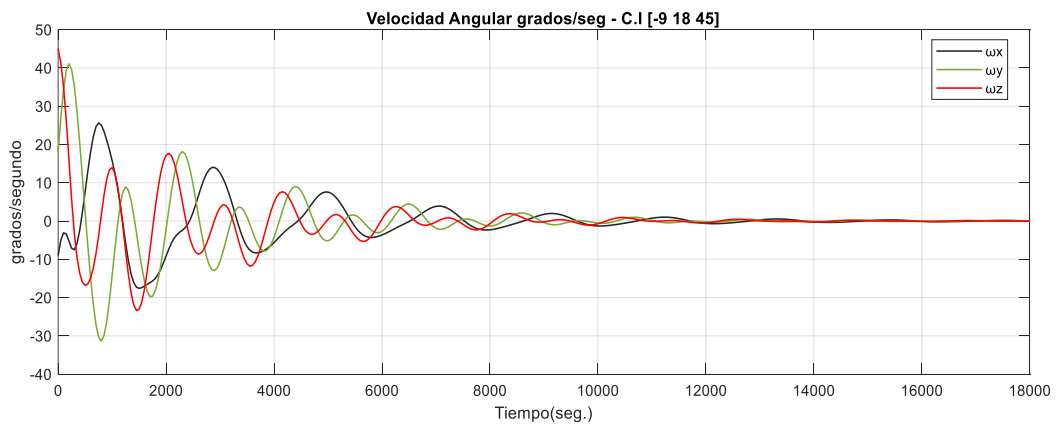


Fig. 61 Velocidad angular en grados/s. Condiciones iniciales pequeñas.

Duplicando el valor de las condiciones iniciales $[\phi, \theta, \psi]$ a $[-18 \ 37 \ 90]$ se observa en las Fig. 62 (velocidad angular en quaternions), Fig. 63 (velocidad angular en rad/s), y Fig. 64 (velocidad angular en ángulos de Euler) que los picos en las oscilaciones se han duplicado en razón al aumento de las condiciones iniciales, pero también se alcanza la condición de equilibrio $[0 \ 0 \ 0]$ deseada en un tiempo similar a la simulación con condiciones iniciales pequeñas.

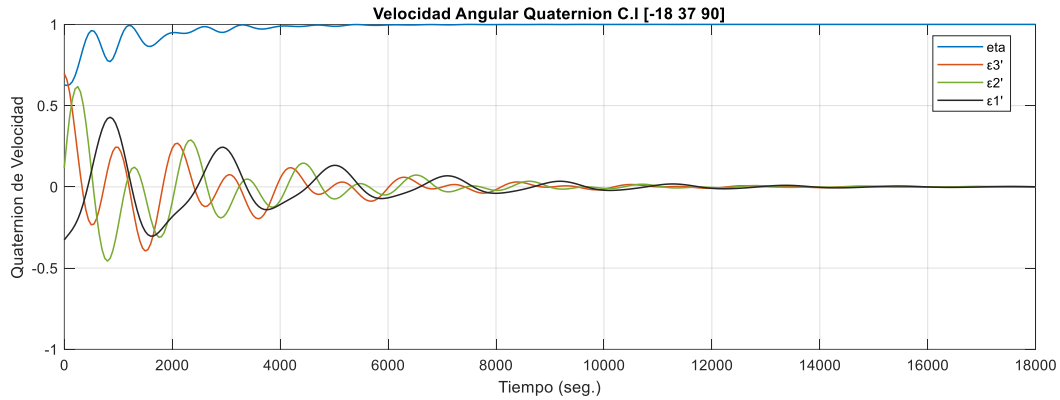


Fig. 62 Velocidad angular en quaternions. Condiciones iniciales aumentadas.

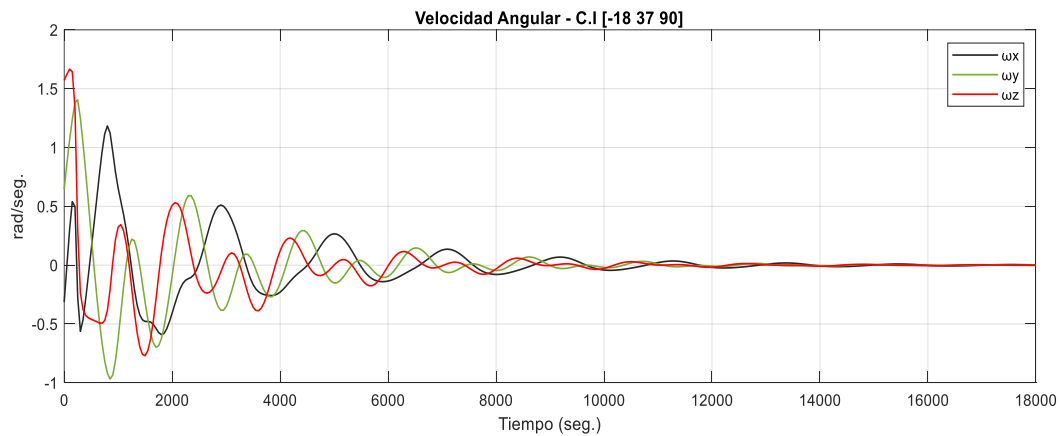


Fig. 63. Velocidad angular en rad/s. Condiciones iniciales aumentadas.

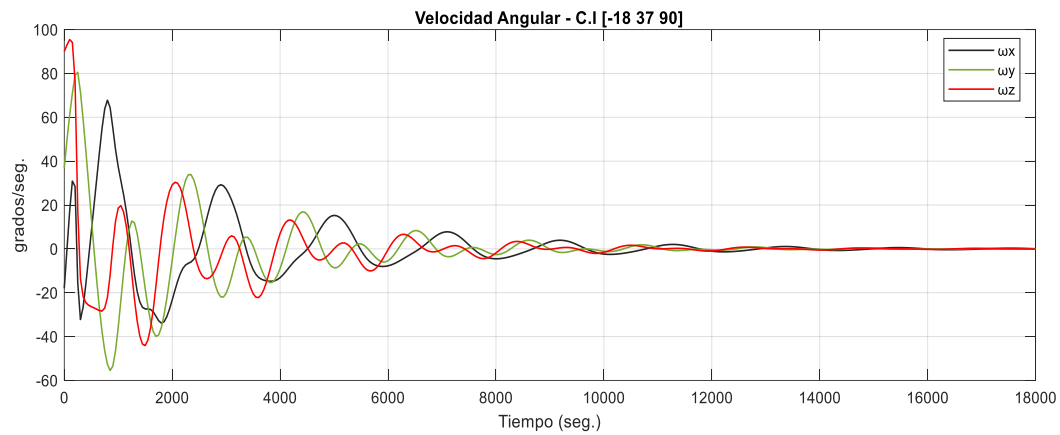


Fig. 64. Velocidad angular en grados/s. Condiciones iniciales aumentadas.

Posición angular. Las Fig. 65 (posición angular en quaternions), Fig. 66 (posición angular en ángulos de Euler, roll, pitch, yaw en radianes) y Fig. 67 (posición angular en ángulos de Euler, roll, pitch, yaw en grados) contienen la información sobre el desempeño del ADCS en el aspecto de la posición angular u orientación. Como el sistema ha sido estabilizado por el controlador lineal por asignación de polos, se verifica que se alcanza el estado estacionario con apuntamiento a nadir en 3.2 órbitas en los tres ejes.

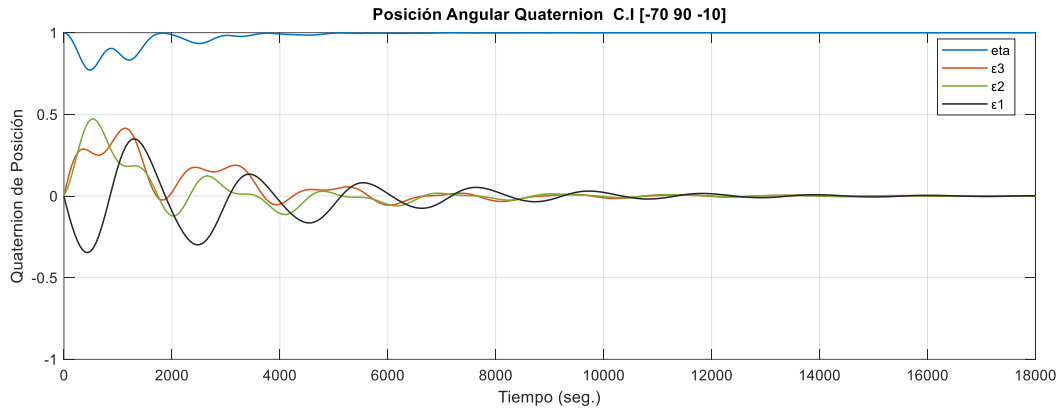


Fig. 65 Posición angular en quaternions.

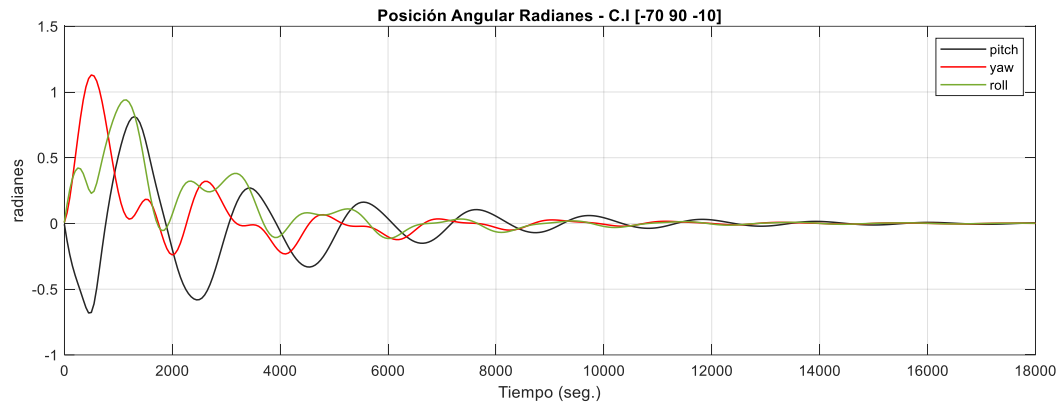


Fig. 66. Posición angular en radianes.

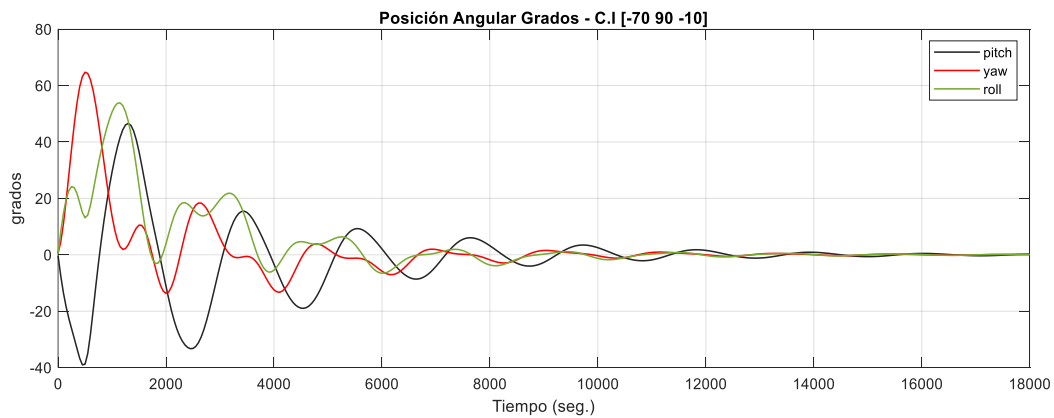


Fig. 67. Posición angular en ángulos de Euler (grados).

En consecuencia, el controlador por asignación de polos resulta viable para el ADCS del *UVSat1*.

Capítulo IV. CONTROL NO LINEAL DE LA ACTITUD EN LOS TRES EJES

IV.A. Linealidad vs. No linealidad

La visión de un mundo lineal ha resultado muy cómoda para enfrentar los múltiples tipos de problemas deben resolverse en el diario acontecer. En la práctica la mayoría de los modelos actualmente disponibles son lineales, entre las razones de su popularidad se encuentra su cómoda tratabilidad al compararlos con los no lineales. Pero, el uso de modelos lineales se fundamenta en dinámicas que no son lo suficientemente amplias para describir un sinnúmero de fenómenos comúnmente observados en el comportamiento de la mayoría de los sistemas físicos y de la ingeniería, que son inherentemente no lineales y pueden exhibir un comportamiento dinámico muy rico (Haddad & Chellaboina, 2008), con: múltiples puntos de equilibrio, variación periódica de las variables de estado o ciclos límite, bifurcaciones y comportamiento dinámico complejo. La dinámica de muchos sistemas físicos puede ser una función compleja y sensible a las condiciones iniciales. Su evolución es muy diferente a la de un simple sistema lineal: en algún momento pequeñas variaciones en las condiciones iniciales pueden ocasionar diferencias notorias en las trayectorias a lo largo del tiempo, pudiendo llegar a ser caóticas o complejas, dando pie a emergencias como el denominado *efecto mariposa*. Estas dinámicas complejas o caóticas no pueden ser generadas por modelos lineales (Sastry, 1999), en realidad son procesos inherentemente no lineales que pueden ser tratados mediante las teorías y herramientas desarrolladas al día de hoy para abordar los problemas de esta clase de sistemas (Casti, 1985).

IV.B. El control de sistemas no lineales

En la formulación de los problemas de control en general se presentan discrepancias típicas entre la planta real y el modelo que se desarrolla para el diseño del controlador, debidas entre otras posibilidades a dinámicas no modeladas, variaciones en los parámetros del modelo o la aproximación del comportamiento complejo de la planta por un modelo más sencillo. A pesar de estas incongruencias entre la planta y el modelo, el diseñador tiene que asegurarse de la aplicabilidad práctica del controlador obtenido para lograr el desempeño requerido (Tomás-Rodríguez & Banks, 2010). Esto ha conducido al desarrollo de estudios para proveer los métodos apropiados para la síntesis de controladores robustos que permitan sobrepasar estos problemas. Uno de los enfoques aceptado es el *control por modos deslizantes* que se considera un caso especial de la teoría de los *sistemas de control de estructura variable*. Esta técnica ha sido probada como una herramienta eficiente para el control de plantas dinámicas complejas no lineales de alto orden bajo condiciones de incertidumbre: “un problema común para muchos procesos de tecnología moderna” (Liu & Wang, 2012).

IV.B.1. Estabilidad en sistemas no lineales

Los criterios para evaluar la estabilidad de los sistemas no lineales se apartan concluyentemente de los métodos probados para el análisis de sistemas lineales ya que este último permite el modelamiento con diferentes puntos de equilibrio frente al modelamiento lineal en donde se

permite solo un punto de equilibrio único. Entre los criterios más importantes para el estudio de la teoría de los sistemas dinámicos y la teoría del control para sistemas lineales y no lineales se encuentra el concepto de estabilidad que “*se ocupa del comportamiento de las trayectorias de un sistema dinámico cuando el estado inicial del sistema está cerca de un estado de equilibrio*” [165, p. xxii]. El más completo marco teórico para el análisis de la estabilidad de sistemas dinámicos fue desarrollado por Aleksander Lyapunov (1857-1918), este método está basado en la construcción de una función de las coordenadas del estado del sistema que opera como una norma generalizada de la solución del sistema dinámico. Su aplicación permite extraer las conclusiones acerca del comportamiento del sistema dinámico sin necesidad de calcular las trayectorias de la solución de sistema, lo que convierte la teoría de la estabilidad de Lyapunov en una de las piedras angulares del estudio de las teorías de sistemas y de control (Haddad & Chellaboina, 2008).

IV.C. Teoría de la estabilidad para sistemas dinámicos

La estabilidad de un sistema se caracteriza por el análisis de la respuesta de un sistema dinámico ante pequeñas perturbaciones en los estados del sistema. En términos generales:

“Un punto de equilibrio se dice que es estable si para suficientemente pequeños valores de disturbios iniciales, el movimiento perturbado permanece en una pequeña región del espacio de estado arbitrariamente prescrita” y “Si, además, todas las soluciones del sistema dinámico se aproximan al punto de equilibrio para grandes valores de tiempo, entonces se dice que el punto de equilibrio es asintóticamente estable” [165, p. 135].

Los resultados de Lyapunov incluyen los métodos directo e indirecto, que junto con el principio de invariancia de Barbashin-Krasovskii-LaSalle conforman una poderosa herramienta para el análisis de la estabilidad de sistemas no lineales y el diseño de controladores realimentados que garantizan la estabilidad de lazo cerrado. Para la exposición de la teoría de la estabilidad de Lyapunov se considera el sistema dinámico no lineal autónomo:

$$\dot{x}(t) = f(x(t)), \quad x(0) = x_0, \quad t \in J_{x_0}, \quad (182)$$

Donde: $x(t) \in \mathcal{D} \subseteq \mathbb{R}^n$, $t \in J_{x_0}$ es el vector de estado del sistema, $\mathcal{D}$ es un conjunto abierto con $0 \in \mathcal{D}$, $f: \mathcal{D} \rightarrow \mathbb{R}^n$ es continua en $\mathcal{D}$, y $J_{x_0} = [0, \tau_{x_0})$, $0 \leq \tau_{x_0} \leq \infty$. Se asume que para cada condición inicial $x(0) \in \mathcal{D}$ y cada $\tau_{x_0} > 0$, el sistema dinámico posee una solución única $x: [0, \tau_{x_0}) \rightarrow \mathcal{D}$ en el intervalo $[0, \tau_{x_0})$.

El *método directo* de Lyapunov establece que:

“Si una función definida positiva y continuamente diferenciable de los estados de un sistema dinámico dado puede ser construida para la cual su velocidad de cambio debida a perturbaciones en una vecindad del equilibrio del sistema es siempre negativa o cero, entonces el punto de equilibrio del sistema es *estable o equivalentemente, Lyapunov estable*. Alternativamente, “si la velocidad de cambio de la función definida positiva es estrictamente negativa, el punto de equilibrio del sistema es *asintóticamente estable*. [165, p.135].

El *método indirecto de Lyapunov* permite concluir sobre la estabilidad local del punto de equilibrio, al examinar la estabilidad del sistema no lineal, linealizado sobre el punto de equilibrio bajo prueba (Haddad & Chellaboina, 2008, p. 136). Para esta tesis se utiliza el método directo de Lyapunov que proporciona condiciones suficientes para la estabilidad asintótica y exponencial de Lyapunov de un sistema dinámico no lineal. En este método se propone la evaluación de una función candidata de Lyapunov $V(x)$ continuamente diferenciable, definida positiva para un sistema que tiene analogía con la interpretación de la energía física del sistema bajo examen. Si puede demostrarse que el sistema disipa energía constantemente se puede inferir que alcanzará la estabilidad en algún momento (Wisniewski, 1996).

El teorema de Lyapunov para esta alternativa estipula que:

Considerando un sistema dinámico no lineal (182) y asumiendo que existe una función candidata continuamente diferenciable:

$V: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ tal que cumple las condiciones:

$$V(0) = 0 \quad (183)$$

$$V(x) > 0, \quad x \in \mathbb{R}, \quad x \neq 0 \quad (184)$$

$$V'(x)f(x) \leq 0, \quad x \in \mathbb{R} \quad (185)$$

Entonces, la solución $x(t) \equiv 0$ para el sistema dinámico no lineal es Lyapunov estable.

Si, además:

$$V'(x)f(x) < 0, \quad x \in \mathbb{R}, \quad x \neq 0 \quad (186)$$

Entonces la solución $x(t) \equiv 0$ para el sistema dinámico no lineal es asintóticamente estable.

Y si existen los escalares $\alpha, \beta, \varepsilon > 0$, y $p \geq 1$, tal que $V: \mathbb{R}^n \rightarrow \mathbb{R}$ satisface:

$$\alpha \|x\|^p \leq V(x) \leq \beta \|x\|^p, \quad x \in \mathbb{R} \quad (187)$$

$$V'(x)f(x) \leq -\varepsilon V(x), \quad x \in \mathbb{R} \quad (188)$$

Entonces, la solución cero $x(t) \equiv 0$ para el sistema dinámico no lineal es exponencialmente estable (Haddad & Chellaboina, 2008, p. 138).

Finalmente, para esta investigación son relevantes los dos primeros casos de estabilidad que implican que $V(x)$ sea definida positiva y que su derivada $V'(x)$ sea definida negativa. El método directo de Lyapunov no presenta condiciones necesarias para determinar la estabilidad de los sistemas dinámicos sino condicione suficientes. Pero, algunos sistemas no cumplen plenamente las

condiciones de Lyapunov, para estos casos el teorema de Barbashin-Krasovskii-LaSalle permite ampliar las condiciones suficientes y determinar si un sistema es estable o no.

El teorema de *Barbashin-Krasovskii-LaSalle* o *principio de invarianza* argumenta que considerando un sistema dinámico no lineal, asumiendo que $\mathcal{D}_c \subset \mathbb{R}$ es un conjunto positivamente invariante con respecto a (182) y que existe una función continuamente diferenciable $V: \mathcal{D}_c \rightarrow \mathbb{R}$ tal que $V'(x)f(x) \leq 0$, $x \in \mathcal{D}_c$. Sea $\mathcal{R} \triangleq \{x \in \mathcal{D}_c: V'(x)f(x) = 0\}$ y sea $\mathcal{M}$ el conjunto invariante más grande contenido en $\mathcal{R}$. Si $x(0) \in \mathcal{D}_c$, entonces $x(t) \rightarrow \mathcal{M}$ en la medida en que $t \rightarrow \infty$ (Haddad & Chellaboina, 2008, p. 147)

IV.D. Control de la orientación

En el caso particular del sistema analizado en esta tesis, en términos generales se espera que la trayectoria del satélite se mantenga en la vecindad de la referencia (Wisniewski, 1996). Si esta situación se cumpliera el controlador linealizado realizado en III.C.2.b sería apropiado, pero esta situación no puede asegurarse en el caso real, por lo que el problema resulta inherentemente no lineal y deberían utilizarse técnicas no lineales. Por tanto, un controlador no lineal por modos deslizantes se sintetiza para el cumplimiento de este objetivo.

IV.D.1. Introducción al control por modos deslizantes

El control por modos deslizantes o sliding mode control (SMC) una técnica de control no lineal derivada de la teoría de los sistemas de control de estructura variable (VSC) que tiene diferentes ventajas como implementación simple, robustez, y buena respuesta dinámica (Bartoszewicz, 2011). Es una estrategia reconocida para plantas dinámicas, no lineales, complejas de alto orden, operando bajo condiciones de incertidumbre. La principal ventaja del control por modos deslizantes es su baja sensibilidad a los disturbios y a la variación de los parámetros lo que permite sobrepasar el modelamiento exacto (Wisniewski, 1996).

La actuación comprende dos fases:

1. *Fase de alcance*. El controlador hace que los estados del sistema alcancen una superficie deslizante (manifold sliding) desde un estado arbitrario.
2. *Fase de deslizamiento*. Se obliga a los estados del sistema a converger a un equilibrio al permitir que los estados sigan la superficie deslizante.

Las fases de alcance y deslizamiento se definen mediante una variable, la superficie deslizante que es denotada como s . La superficie deslizante está diseñada para asegurar la convergencia de los estados del sistema hacia un equilibrio. Cuando el sistema está fuera de la superficie, es decir $s \neq 0$, se dice que se está en la fase de alcance. Cuando el sistema está en la superficie deslizante o colector, es decir cuando $s = 0$, se dice que el sistema está operando en la fase deslizante.

IV.E. Diseño del controlador por modos deslizantes

Un controlador por modos deslizantes se implementa en esta tesis para la corrección de la actitud utilizando magnetorquers como únicos actuadores. La implementación del control por modos deslizantes implica dos pasos (Slotine & Li, 1991) como se aprecia en la Fig. 68.

1. Diseño de la superficie deslizante
2. Diseño de la condición de deslizamiento

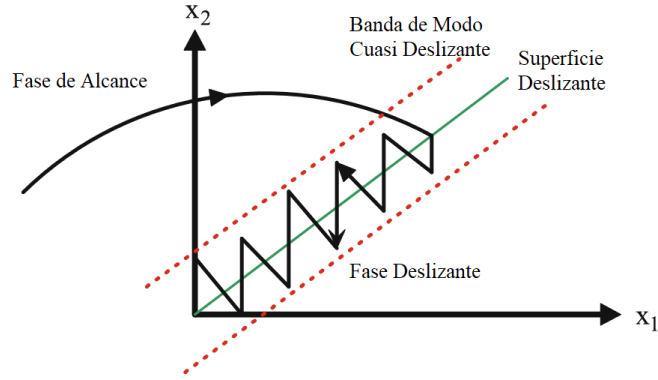


Fig. 68 Implementación del control por modos deslizantes

Considerando una superficie deslizante como un hiperplano tridimensional en el espacio de estado de un sistema $[\Omega \ q]^T$, la superficie deslizante se diseña de tal manera que la trayectoria del satélite si este se encuentra en el hiperplano, converge a la referencia. La condición de deslizamiento sigue disminuyendo la distancia desde el estado hasta la superficie de deslizamiento, de modo que cada solución para $[\Omega \ q]^T$ que se origine por fuera de la superficie deslizante tiende a ella. La superficie deslizante es un conjunto invariante del movimiento del satélite, la trayectoria del sistema converge a la referencia.

Reescribiendo la ecuación cinética o dinámica general (130) en la forma:

$$\underbrace{I\dot{\omega}}_{\text{Efecto Inercial}} = \underbrace{\tilde{\omega}I\omega}_{\text{Efecto Giroscopico}} + \underbrace{L}_{\text{Gradiente Gravitacional}} + \underbrace{u}_{\text{Señal Control Magnetotorquer}} \quad (189)$$

Y despejando $\dot{\omega}$ para encontrar las ecuaciones principales para las velocidades angulares resulta:

$$\dot{\omega} = I^{-1}(\tilde{\omega}I\omega + L + u) \quad (190)$$

Desarrollando para cada aceleración angular, donde las β corresponden a la representación de orientación en quaternions:

$$\begin{aligned}
\begin{bmatrix} \dot{\omega}_1 \\ \dot{\omega}_2 \\ \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} &= \underbrace{\begin{bmatrix} (I_z - I_y) \cdot \frac{\omega_2 \omega_3}{I_x} \\ (I_x - I_z) \cdot \frac{\omega_1 \omega_3}{I_y} \\ (I_y - I_x) \cdot \frac{\omega_1 \omega_2}{I_z} \end{bmatrix} + \frac{3\mu}{R^3} \begin{bmatrix} 2(I_z - I_y)(\beta_2 \beta_3 + \beta_0 \beta_1)(1 - 2(\beta_1^2 + \beta_2^2)) \\ 2(I_z - I_x)(\beta_1 \beta_3 + \beta_0 \beta_2)(1 - 2(\beta_1^2 + \beta_2^2)) \\ 4(I_x - I_y)(\beta_2 \beta_3 + \beta_0 \beta_1)(\beta_1^2 + \beta_0 \beta_2) \end{bmatrix}}_h \\
&\quad + \underbrace{\begin{bmatrix} 1/I_x \\ 1/I_y \\ 1/I_z \end{bmatrix}}_g u
\end{aligned} \tag{191}$$

Definiendo las variables de estado x_1 a x_6 y el error de posición como:

$$x_1 = \beta_1, \quad x_2 = \omega_1 \tag{192}$$

$$x_{e1} = x_1 - x_{r1} \tag{193}$$

$$x_3 = \beta_2, \quad x_4 = \omega_2 \tag{194}$$

$$x_{e3} = x_3 - x_{r3} \tag{195}$$

$$x_5 = \beta_3, \quad x_6 = \omega_3 \tag{196}$$

$$x_{e5} = x_5 - x_{r5}, \tag{197}$$

donde x_r es una constante de referencia del modo deslizante (set-point tracking) que se selecciona de acuerdo con el punto de equilibrio del sistema. Para misiones de apuntamiento es importante que esta referencia sea escogida de acuerdo con las especificaciones de la órbita y el lugar a apuntar.

Para este estudio se escoge apuntamiento a nadir, lo que determina un valor cero para la referencia.

Las dinámicas de las velocidades angulares (variables de estado) y el error de estado estacionario se pueden expresar como:

$$\dot{\omega}_1 = \frac{(I_z - I_y)}{I_x} \left(\omega_2 \omega_3 + \frac{3\mu}{R^3} 2(\beta_2 \beta_3 + \beta_0 \beta_1)(1 - 2(\beta_1^2 + \beta_2^2)) \right) + \frac{1}{I_x} \cdot u_1 \quad (198)$$

$$\dot{\omega}_2 = \frac{(I_x - I_z)}{I_y} \left(\omega_1 \omega_3 - \frac{3\mu}{R^3} 2(\beta_1 \beta_3 + \beta_0 \beta_2)(1 - 2(\beta_1^2 + \beta_2^2)) \right) + \frac{1}{I_y} \cdot u_2 \quad (199)$$

$$\dot{\omega}_3 = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \left(-\omega_1 \omega_2 + \frac{3\mu}{R^3} 4(\beta_2 \beta_3 + \beta_0 \beta_1)(\beta_1^2 + \beta_0 \beta_2) \right) + \frac{1}{I_z} \cdot u_3 \quad (200)$$

$$\dot{x}_{e1} = \dot{x}_1 = x_2 \quad (201)$$

$$\dot{x}_{e3} = \dot{x}_3 = x_4 \quad (202)$$

$$\dot{x}_{e5} = \dot{x}_5 = x_6 \quad (203)$$

Asumiendo que los estados del sistema son accesibles, se define la superficie deslizante s como:

$$s = ax_e + x_2 = a(x_1 - x_{r1}) + x_2 \quad (204)$$

Se procede de manera similar para los otros estados. Como se espera error de posición nulo, se asume que las variables de estado están acotadas:

$$\|x_1, x_3, x_5\| \leq 1, \quad \|x_2, x_4, x_6\| \leq \pi/2 \quad (205)$$

Las variables de posición $\dot{x}_2, \dot{x}_4, \dot{x}_6$ se definieron previamente como $h(x) + g(x)u$, donde $h(x)$ y $g(x)$ se observan en las ecuaciones anteriores.

La dinámica de la variable s cumple la relación:

$$\dot{s} = a\dot{x}_1 + \dot{x}_2 = ax_2 + h(x) + g(x)u \quad (206)$$

Para garantizar la estabilidad de la superficie deslizante s se busca una cota superior $B(x)$ de manera que:

$$\left\| \frac{ax_2 + h(x)}{g(x)} \right\| < B(x) \quad (207)$$

De esta forma, con B la cota escogida de la desigualdad anterior, la señal de control es:

$$u = -B \cdot \text{sgn}(s) \quad (208)$$

De esta forma se reescriben las ecuaciones (198),(199) y (200) para encontrar los B mínimos para la simulación del controlador. Teniendo en cuenta que:

$$A = \frac{3\mu}{R^3} \cong 3 * 10^{-6} \quad (209)$$

$$\beta_0 \in [-1,1] \quad (210)$$

Resulta:

$$\begin{aligned} \left\| \frac{ax_2 + h(x)}{g(x)} \right\| &= \left\| \frac{a\omega_1 \frac{I_x}{I_x} + \frac{(I_z - I_y)}{I_x} \left(\omega_2 \omega_1 + 2A(\beta_2 \beta_3 + \beta_0 \beta_1)(1 - 2(\beta_1^2 + \beta_2^2)) \right)}{1/I_x} \right\| \\ &< \left\| a\omega_1 I_x + (I_z + I_y) \left(\omega_2 \omega_1 + 2 \underbrace{A}_{10^{-6}} \underbrace{(\beta_2 \beta_3 + \beta_0 \beta_1)(1 + 2(\beta_1^2 + \beta_2^2))}_{10} \right) \right\| \quad (211) \\ \left\| \frac{ax_2 + h(x)}{g(x)} \right\| &< \left\| aI_x x_2 + (I_z + I_y)(x_4 x_6 + 1) \right\| < B_1 \end{aligned}$$

Análogamente para los estados x_4 y x_6 se tiene:

$$\left\| \frac{ax_4 + h(x)}{g(x)} \right\| < \left\| aI_y x_4 + (I_x + I_z)(x_2 x_6 + 1) \right\| < B_2 \quad (212)$$

$$\left\| \frac{ax_6 + h(x)}{g(x)} \right\| < \left\| aI_z x_6 + (I_x + I_y)(x_2 x_4 + 1) \right\| < B_3 \quad (213)$$

Si todas las inercias principales son iguales el sistema quedaría únicamente con las acciones de control. Para sobrepasar esta posibilidad se utilizan los valores $I_z = 1.76 \cdot 10^{-5} kg \cdot m^2$, $I_y = 1.5I_z$, $I_x = 2I_z$ de manera que se pueda visualizar el comportamiento dinámico del sistema. Iterando a para obtener diferentes valores de B:

Tabla 9 Iteraciones para el estado del quaternion 1

Iteración	a	B_1 mínimo
1	1.0	0.000207857679115
2	1.1	0.000213386882185
3	1.2	0.000218916085256
4	1.3	0.000224445288326
5	1.4	0.000229974491396
6	1.5	0.000235503694467
7	1.6	0.000241032897537
8	1.7	0.000246562100607
9	1.8	0.000252091303678
10	1.9	0.000257620506748
11	2.0	0.000263149709818

Tabla 10 Iteraciones para el estado del quaternion 2

Iteración	a	B_2 mínimo
1	1.0	0.000224547801121765
2	1.1	0.000266016824149150
3	1.2	0.000307485847176535
4	1.3	0.000348954870203921
5	1.4	0.000390423893231306
6	1.5	0.000431892916258691
7	1.6	0.000473361939286076
8	1.7	0.000514830962313462
9	1.8	0.000556299985340847
10	1.9	0.000597769008368232
11	2.0	0.000263149709818344

Tabla 11 Iteraciones para el estado del quaternion 3

Iteración	a	B_3 mínimo
1	1.0	0.000241237923128366
2	1.1	0.000268883938479956
3	1.2	0.000296529953831547
4	1.3	0.000324175969183137
5	1.4	0.000351821984534727
6	1.5	0.000379467999886317
7	1.6	0.000407114015237907
8	1.7	0.000434760030589497
9	1.8	0.000462406045941088
10	1.9	0.000490052061292678
11	2.0	0.000263149709818344

La observación de los valores de B para los tres quaternions guardan alta similaridad, de manera que es factible seleccionar un mismo valor para los tres. Adicionalmente, después de varias

iteraciones con las ecuaciones se observa que para valores de a muy mayores a 1 el sistema comienza a desestabilizarse, y con valores menores a 1 el tiempo de estabilización aumenta considerablemente. Razón por la cual los valores escogidos son $a = 1$ y $B = 0.0002078 + 0.0001 = 0.000308$. Aplicando estos valores, la norma de los estados β_1, β_2 y β_3 logra mantenerse menor a 0.0018 después de 10 segundos.

El modelo de la función de saturación es:

$$u_i = \begin{cases} u_i, & |u_i| \leq u_{max_i} \\ u_{max} \cdot \text{sgn}(u_i), & |u_i| > u_{max_i} \end{cases} \quad (214)$$

IV.E.1. Simulaciones en Matlab y Simulink

A partir de la ecuación (112) descrita en la tesis:

$$\dot{q} = \begin{bmatrix} \dot{\eta} \\ \dot{\varepsilon} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\varepsilon^T \\ \eta I_{3 \times 3} + S(\varepsilon) \end{bmatrix} \omega_{bo}^b \quad (215)$$

El código desarrollado se basa en un integrador en donde las ecuaciones cinéticas (190) y cinemáticas para la representación en quaternions (215) son actualizadas en un intervalo de 30s con un step (h) de 0.01. Se hace uso de los valores de a y β para la actualización de s y u dentro del mismo integrador. El valor máximo de torques entregado por los magnetotorquers es de $2.772 \times 10^{-4} N.m$ por lo que se escoge un 90% de su operación para la función de saturación, esto es aproximadamente $2.5 \times 10^{-4} N.m$.

Se estipulan valores iniciales para la posición y la velocidad angular. Los valores iniciales de los quaternions se escogen aleatoriamente como $[0.333, 0.4, -0.533, 0.667]$ los cuales equivalen en ángulos de yaw, pitch y roll a $[177.756, -62.730, -75.957]$. De igual manera los valores iniciales para las velocidades angulares $[\sin(0.1 * h), 0.01, \cos(0.1 * h)] * 20 \text{ deg/s}$ (los cuales son convertidos a rad/s para la manipulación de los quaternions).

A continuación, se presentan los resultados obtenidos en ejecución de las simulaciones.

La Fig. 69 muestra que el sistema tiene un tiempo de estabilización de alrededor de 10 segundos.

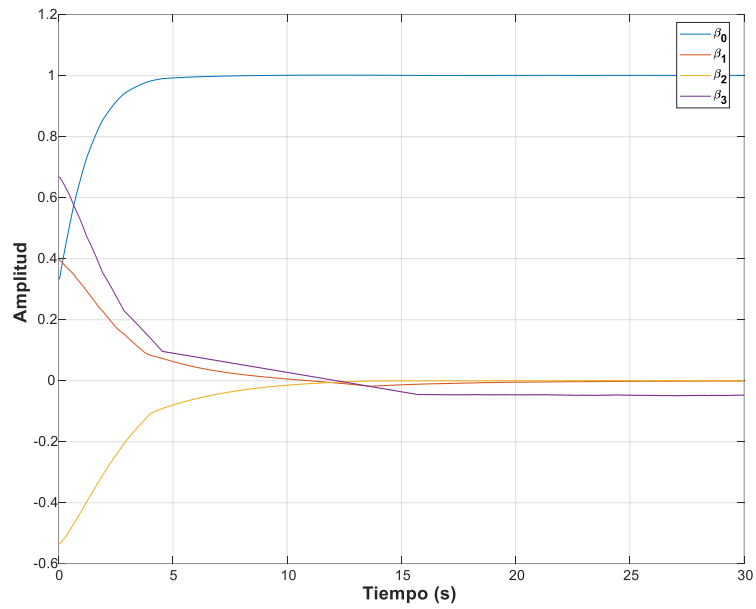


Fig. 69 Propagación de quaternions

Las velocidades angulares se estabilizan alrededor de cero y lo hacen de forma oscilante en razón a su relación directa con la señal de control como se aprecia en la Fig. 70.

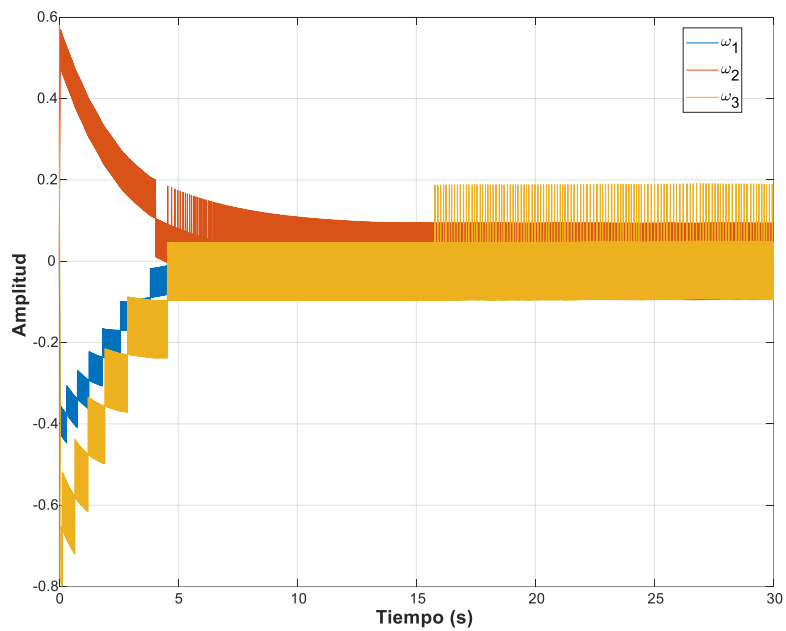


Fig. 70 Velocidades angulares

Las señales de control en ausencia de la función de saturación se mantienen en $3.707 * 10^{-4} N.m$. La señal de control es oscilatoria dada su naturaleza conmutativa entre valores positivos y negativos.

La inserción de la función de saturación implica una señal de amplitud máxima de $\pm 2.5 * 10^{-4} N.m$, inferior al torque máximo que pueden entregar los magnetotorquers que se estipula en $2.772 * 10^{-4} N.m$, como se observa en la Fig. 71.

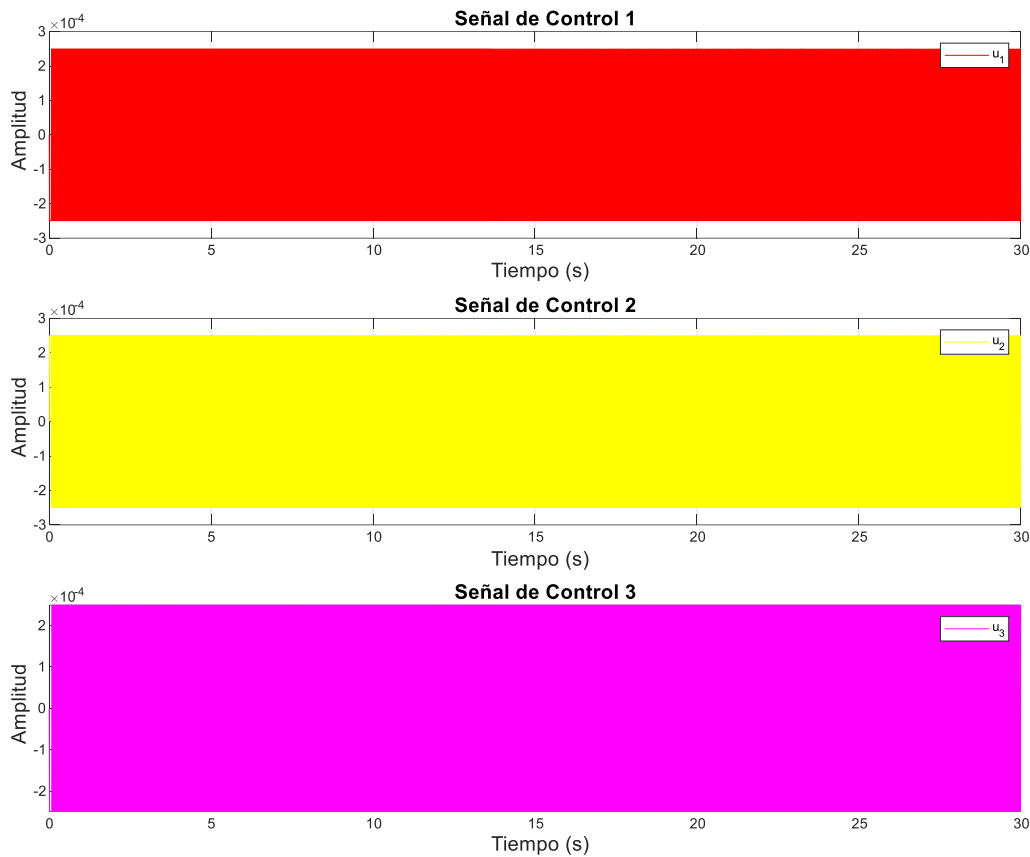


Fig. 71 Comportamiento de las señales de control para el SMC

Las superficies de control s para cada quaternion luego de la fase de alcance convergen al origen de cada superficie (0,0) como se presenta en la Fig. 72. Para los quaternions 1 y 3 la trayectoria de alcance inicia en valores negativos y aumenta hasta conseguir el valor cero. El quaternion 2 inicia en valores positivos y disminuye hasta llegar al origen.

De esta forma se evidencia el correcto funcionamiento del control por modos deslizantes SMC para el Cubesat1.

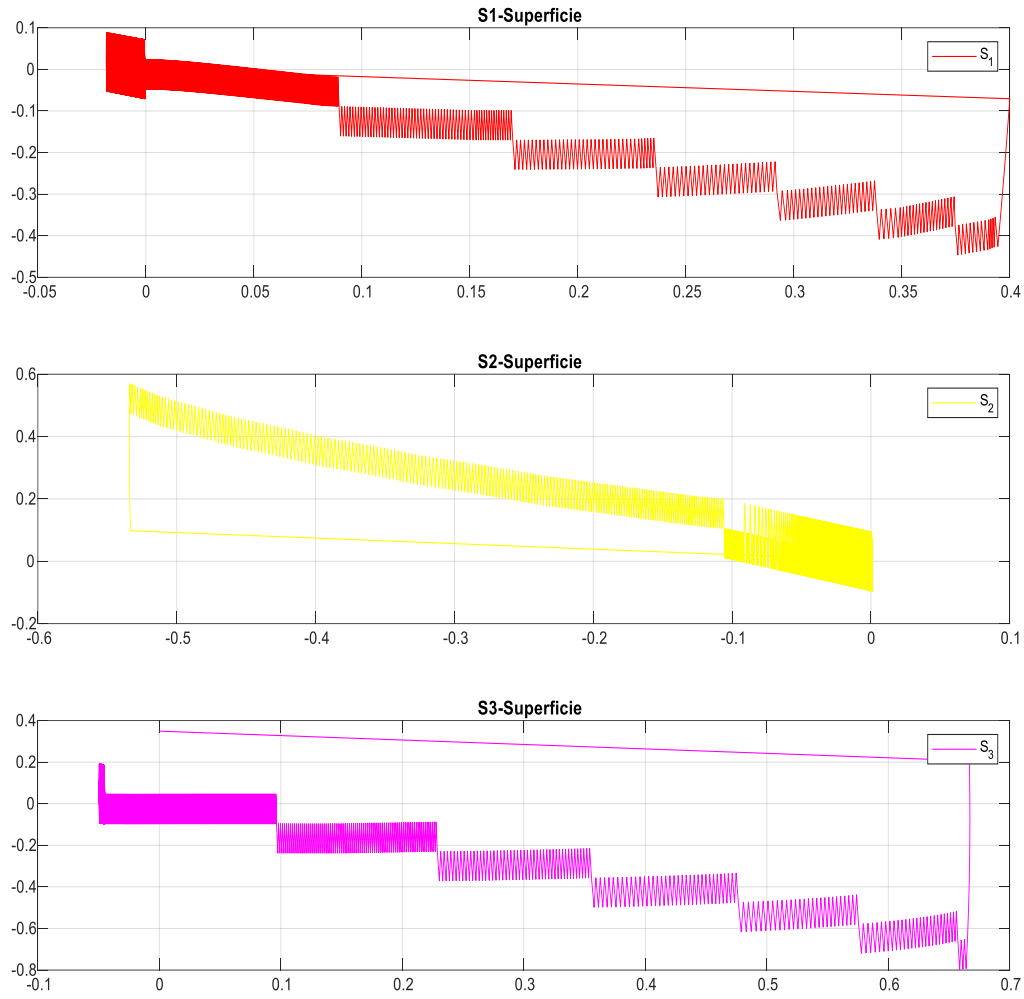


Fig. 72 Superficies s generadas por los 3 quaternions

También se realiza la simulación en diagrama de bloques en Simulink que permite corroborar este comportamiento mediante el esquema de la Fig. 73 fundamentado en las ecuaciones cinéticas (198), (199) y (200) y las ecuaciones cinemáticas (215) para la actualización de la orientación en su representación en quaternions.

El valor B para la simulación fue seleccionado de acuerdo con un valor de $a=1$. Las condiciones iniciales son las mismas definidas para la simulación en Matlab, con step de 0.01s, o sea una frecuencia de 100 Hz y un integrador tipo Runge-Kutta de orden 4.

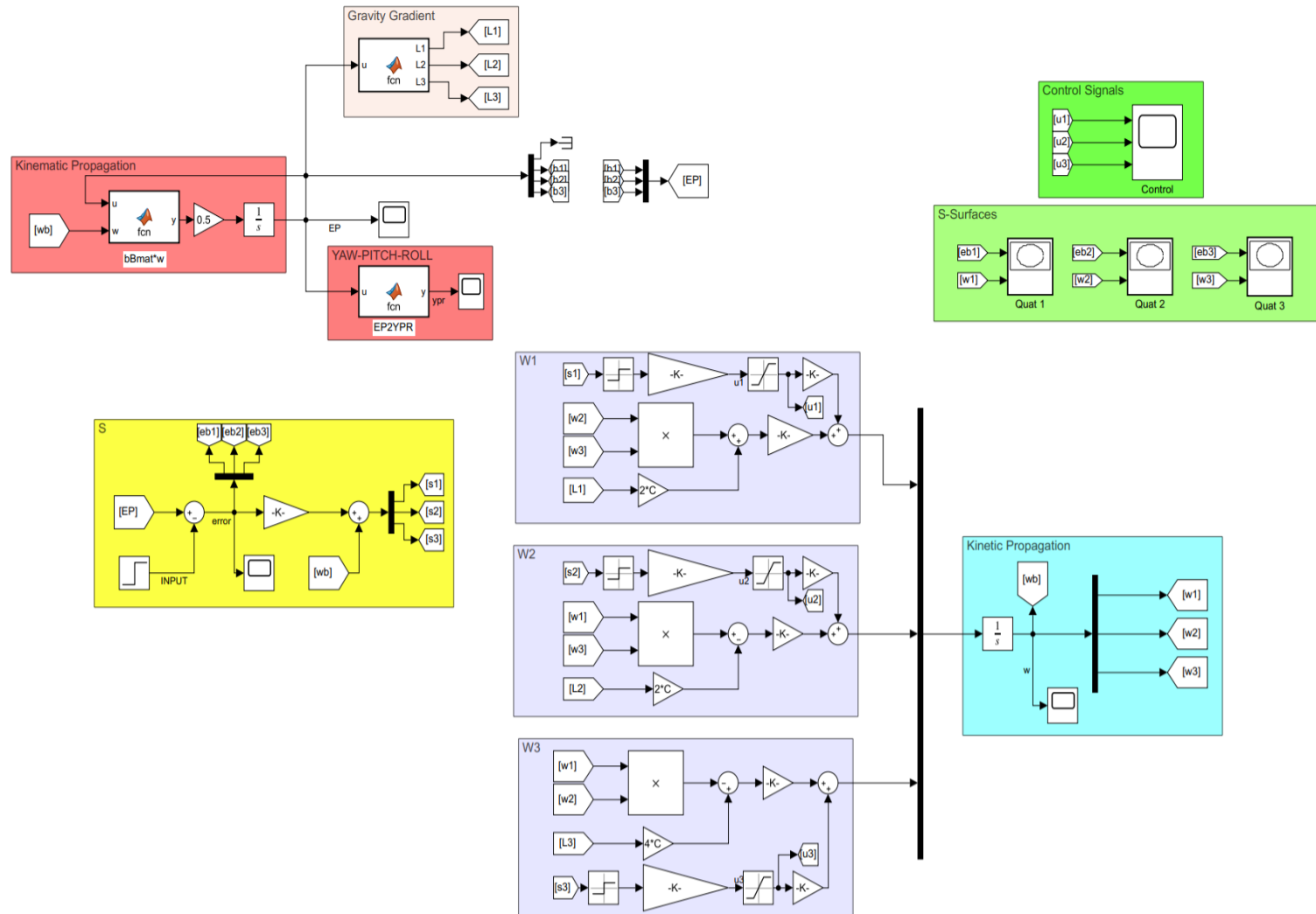


Fig. 73 Diagrama de bloques en Simulink

El tiempo de estabilización de la orientación resulta en unos 9 segundos, como debe esperarse muy cercano al obtenido en Matlab. Se presenta en la Fig. 74.

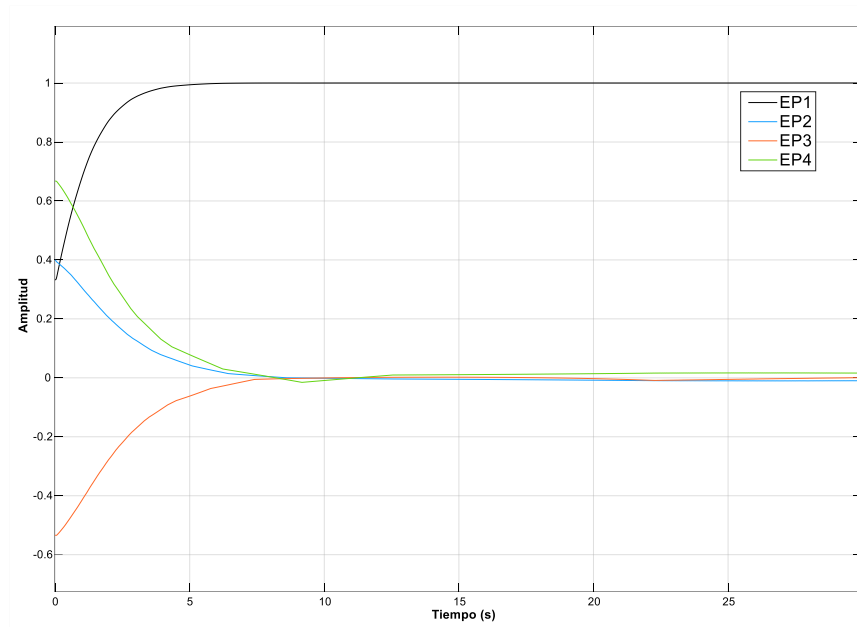


Fig. 74 Estabilización de la orientación

La simulación para la velocidad angular entrega resultados muy cercanos a los obtenidos en Matlab. Se observa la fase de alcance de la superficie de deslizamiento. Se presenta en la Fig. 75.

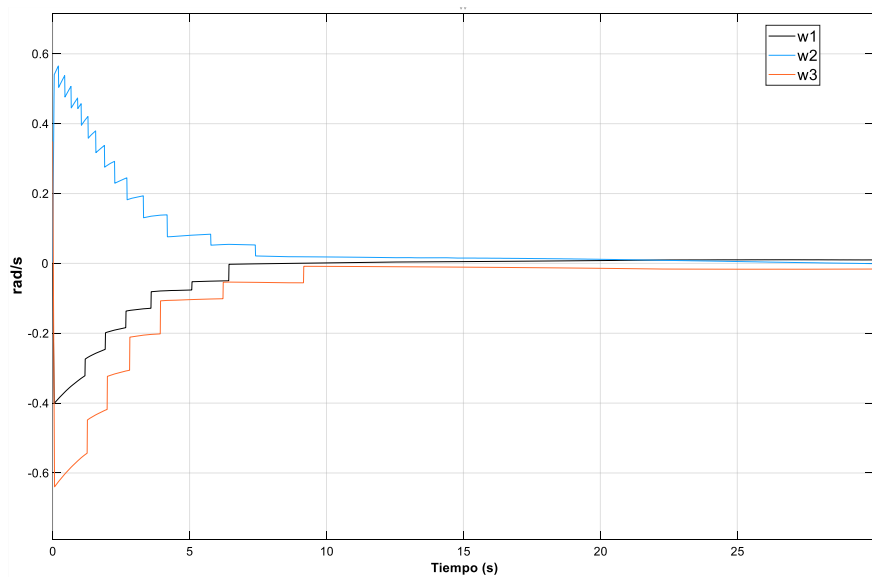


Fig. 75 Velocidad angular

Mediante la conversión de quaternions a radianes en la Fig. 76 se observa la orientación en radianes. El patrón de respuesta es similar a la obtenida en quaternions.

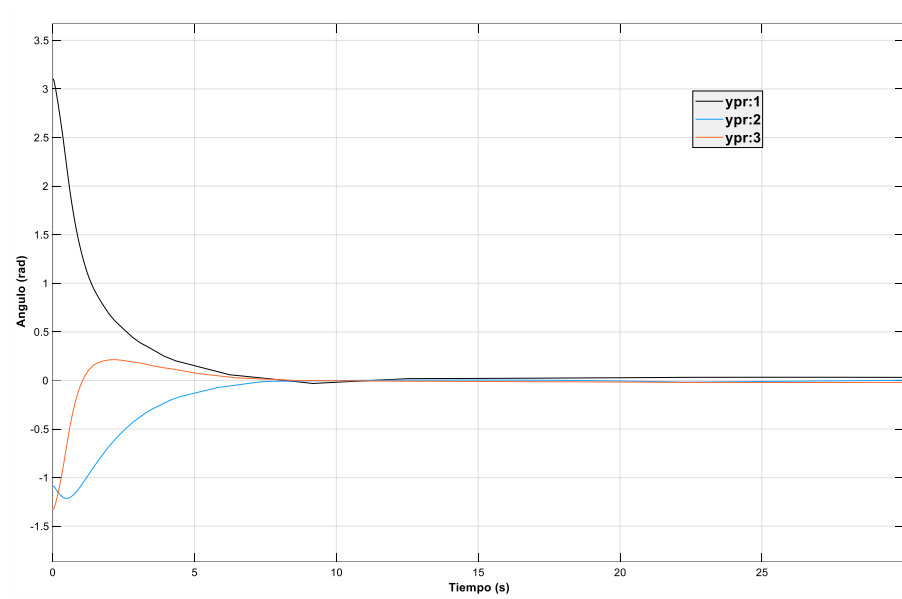


Fig. 76 Orientación en radianes

Incluida la función de saturación, se observan las señales de control para el SMC en la Fig. 77, La Fig. 78 y la Fig. 79.

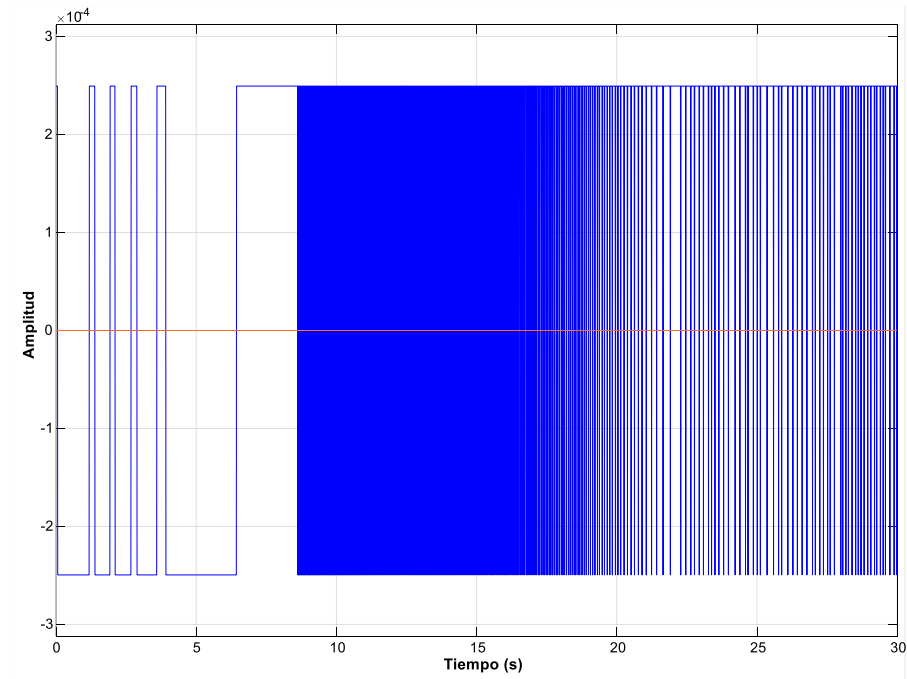


Fig. 77 Señal de control 1

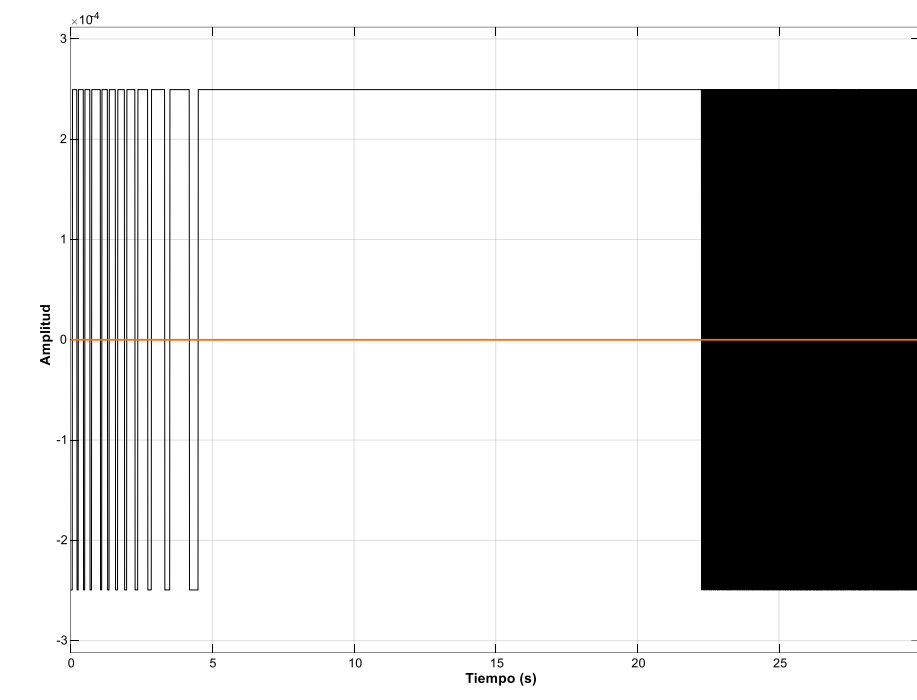


Fig. 78 Señal de control2

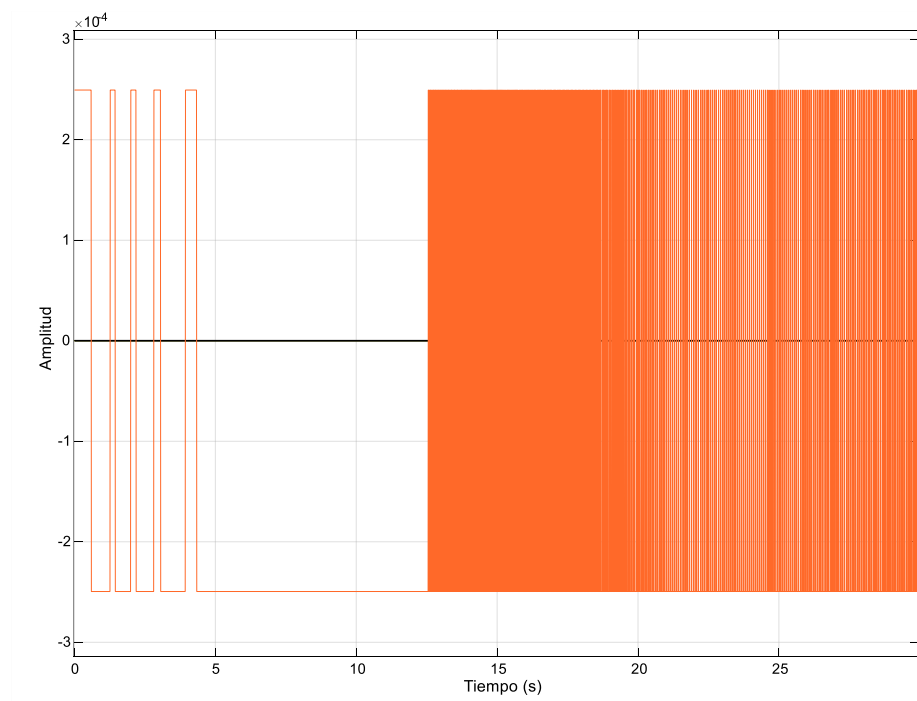


Fig. 79 Señal de control 3

Las superficies de deslizamiento s generadas por los tres quaternions en Simulink de la Fig. 80, Fig. 81 y Fig. 82 convergen en todos sus estados al origen (0,0). Confirman la estabilización de las dinámicas del sistema y el apropiado funcionamiento del *Slide Mode Control* para el UVSat1.

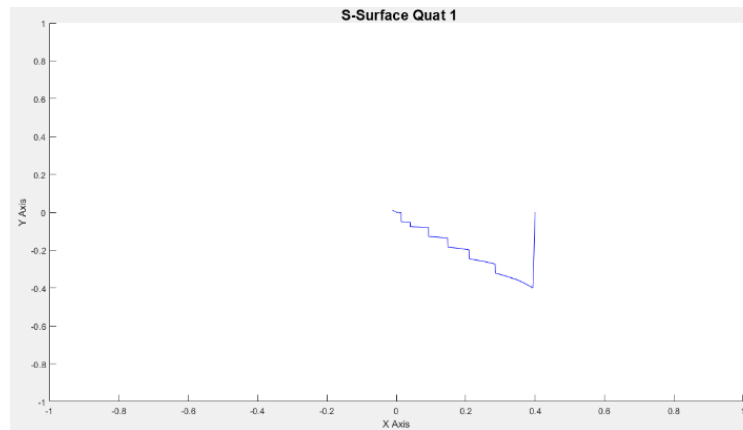


Fig. 80 Superficie s1

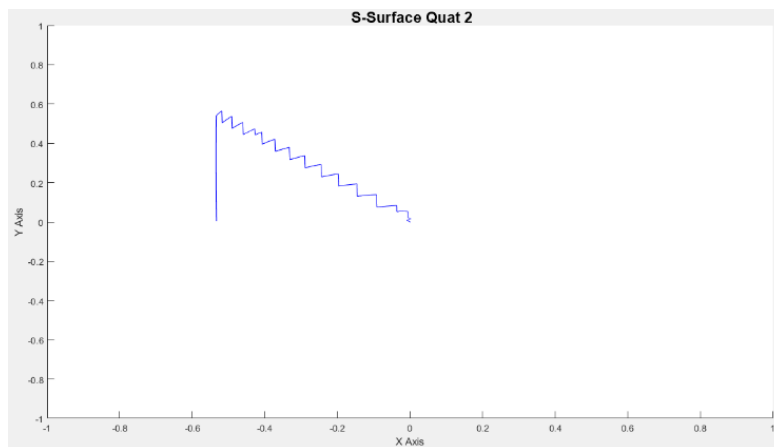


Fig. 81 Superficie s2

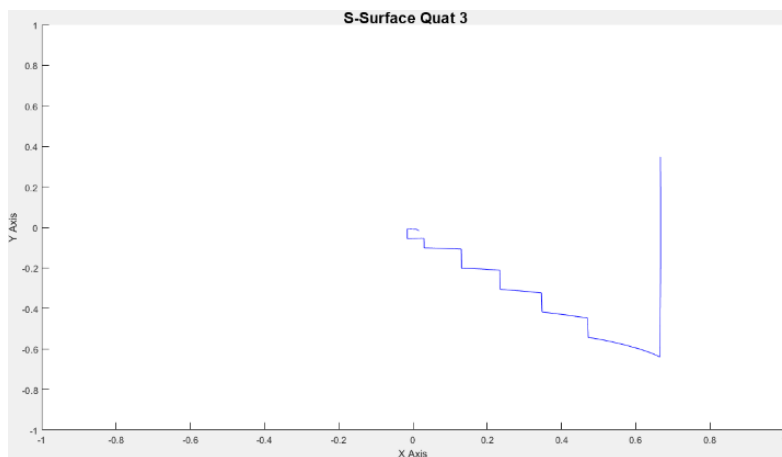


Fig. 82 Superficie s3

Capítulo V. CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

El trabajo descrito consiste en el diseño, modelamiento y simulación de una plataforma educativa suspendida magnéticamente para la d

eterminación y control de actitud de pequeños satélites. La arquitectura propuesta es un sistema compuesto por dos subsistemas: uno para la suspensión magnética y otro para el control y determinación de actitud que proporcionan una plataforma que permite simular en tierra las condiciones del espacio exterior. Los resultados de las simulaciones sobre el subsistema MagLev permiten concluir que el cuerpo de un CubeSat puede ser suspendido magnéticamente proporcionando tres grados de libertad de giro completo sin limitaciones, al mismo tiempo que se puede operar satisfactoriamente un sistema ADCS superando las limitaciones de los diseños con base en cojinetes de aire comprimido.

La construcción del sistema de plataforma permitirá impartir órdenes para el control de actitud del UVSat1 suspendido, desde una estación terrena tipo laboratorio a través de señales de radiocomunicación de telemetría y telecomando. De esta manera se pueden realizar las comprobaciones de operación sobre el prototipo del Cubesat de los diferentes algoritmos y estrategias de control propios del área aeroespacial. Además, se pueden implementar diversos métodos para simular los disturbios propios del entorno espacial y verificar sus efectos y maneras de contrarrestarlos. La plataforma permitirá la ejecución de pruebas de desempeño en tierra de los diferentes sensores y actuadores utilizados en las operaciones espaciales.

Limitaciones. Esta tesis se circunscribe al diseño, modelamiento y simulación de los subsistemas concebidos en razón principalmente a la escasez de recursos financieros para la construcción de prototipos, adquisición de componentes, pagos a auxiliares de investigación, etc. Por otra parte, la Maestría en Ingeniería Aeroespacial no cuenta aún con los espacios y equipos de laboratorio específicos para la Maestría en Ingeniería Aeroespacial que permitan realizar las mediciones y verificaciones necesarias para este tipo de trabajos de investigación. Algunos equipos y componentes para las mediciones básicas han sido adquiridos por cuenta del autor.

Aportes. Son de amplio espectro ya que además de cumplir con el diseño, modelamiento y simulación de los subsistemas de la Plataforma Educativa en los aspectos específicos de la aeronáutica y la astronáutica, se dejan abiertas las puertas para los diferentes programas de pregrado y posgrado en la investigación, el estudio y comprobación de teorías de diferentes áreas disciplinares asociadas a la ingeniería como la física del magnetismo, la teoría electromagnética, la electrónica, las comunicaciones inalámbricas, las comunicaciones digitales y la teoría de control entre otras posibilidades. El uso de la técnica de los Quaternions también aporta al estudio de los sistemas de la aeronáutica y la astronáutica en donde los cohetes, satélites y demás objetos asociados a las misiones espaciales tienen libertad de giro completo.

Difusión. La difusión de los avances de este trabajo se presenta en el Anexo H.

Perspectivas - Trabajo futuro. La primera necesidad consiste en acometer la construcción del prototipo de plataforma educacional sustentado en esta tesis. En una segunda instancia se debe promover la investigación en los asuntos aeroespaciales a través de trabajos de grado de pregrado, tesis de maestría y doctorado para el diseño, análisis, modelamiento, simulación, construcción y pruebas de los subsistemas para el *UVSat2*. De manera que el programa de Maestría en Ingeniería aeroespacial de la Universidad el Valle consiga el liderazgo en el campo aeroespacial. Así, es posible afrontar el ineludible reto para la Universidad del Valle en cuanto al lanzamiento de su propio satélite CubeSat. Entre las temáticas para los trabajos de grado y tesis a desarrollar sobre un Cubesat, sin pretender ser exhaustivos se pueden mencionar los siguientes aspectos:

- *Análisis de vibraciones estructural*
- *Análisis mecánico*
- *Análisis térmico*
- *Sistemas de despliegue de antenas*
- *Sistemas de despliegue de celdas solares*
- *Sistema de comunicaciones (up-link y down-link, Estación Terrena)*
- *Sistemas de computación*
- *Teoría de los ADCS*

V.A. El UVSat2: Una perspectiva general

En el desarrollo de los CubeSat algunas universidades han tomado la delantera diseñando e implementado estos satélites a través de procesos de investigación sustentados en tesis de maestrías y doctorados apoyados logística y financieramente por estas instituciones, cuyos resultados se han llevado a realizaciones exitosas en Dinamarca, Noruega, Japón, Estados Unidos, México, Holanda y otros países.

En la actualidad se consiguen en el mercado CubeSat y partes fabricados por diferentes empresas como Pumpkin Inc., Clyde Space, CubSatShop.com, GOMSpace, Stras Space y otras (CubeSat Community, 2017). A pesar de la existencia de estas opciones es importante para la Maestría en Ingeniería Aeroespacial de Univalle acometer el diseño pruebas y construcción de un CubeSat propio si se tiene en cuenta que las universidades pioneras en campo aeroespacial han producido sus propios CubeSat adquiriendo el conocimiento y la experiencia necesaria para la ejecución de misiones exitosas.

Esta sección no está dirigida al diseño detallado de un CubeSat. El propósito consiste en proporcionar una visión general preliminar de un picosatélite universitario que se denominará *UVSat2*, basada en otros diseños realizados y probados. El diseño detallado formal y las pruebas que deberán realizarse antes del lanzamiento de este CubeSat escapan al alcance de esta tesis, pero incitan a la investigación de estas temáticas en razón a la diversidad de aspectos que deben ser tenidos en cuenta en un trabajo de este tipo y a la riqueza de teorías que pueden ser comprobadas y aplicadas a esta clase de proyectos. El dispositivo que se bosqueja debe cumplir en un todo con el estándar CubeSat y su protocolo. Los CubeSat, aunque cumplen con los principios de diseño y

operación de satélites de mayor tamaño son de construcción y ensamble sencillo y sus costos son relativamente moderados. Es claro que dependiendo de la misión del satélite el diseño deberá adaptarse para garantizar las condiciones, espacio, precisión de apuntamiento, etc.

Los aportes y ventajas del estudio y construcción del *UVSat2* conducirán a reducir la brecha tecnológica respecto de los países desarrollados y a la consolidación del conocimiento en el área específica de la aeronáutica y la astronáutica. Para La Universidad del Valle y el país será un aporte para que Colombia pueda producir y operar satélites para la prevención y manejo de situaciones de desastre, para brindar comunicaciones a las regiones del país que aun hoy se encuentran aisladas, etc. Estas experiencias permiten augurar un mejor grado de seguridad en el evento de colocar en órbita nuestros propios satélites e incursionar en las investigaciones de punta en las ciencias del espacio.

Un satélite genérico basado en el estándar CubeSat debe contener todos los subsistemas necesarios para proveer potencia a los pequeños instrumentos científicos y a los sistemas de cómputo y comunicación de datos a la estación terrena (Waydo et al., 2002). En general un picosatélite debe contar como mínimo con los subsistemas:

3. *Computadora de abordo*
4. *Potencia*
5. *Comunicaciones*
6. *ADCS y telemetría*
7. *Payload (carga útil)*
8. *Despliegue de antenas y celdas solares*

El cuerpo del *UVSat2* se corresponde con el estándar, por tanto, es un cubo de 10x10x10 cm, como se muestra en la Fig. 83.

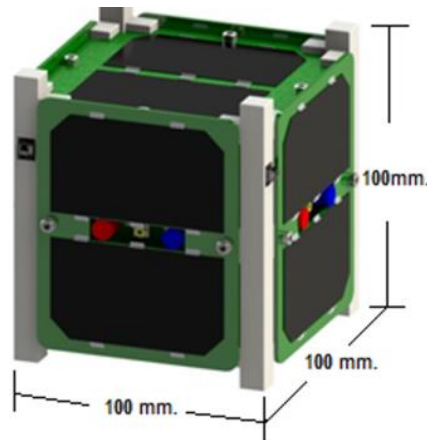


Fig. 83. Cuerpo del *UVSat2*

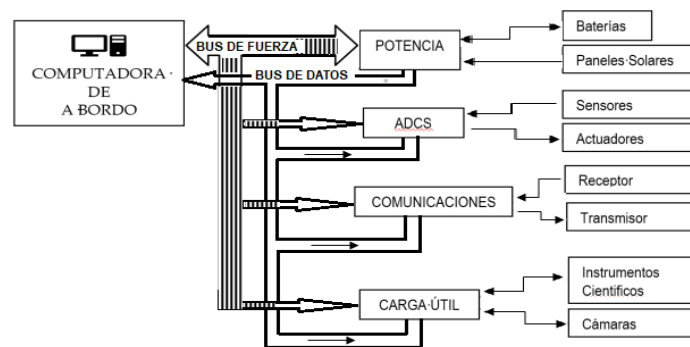
Fuente: adaptado de <https://engineering.nnu.edu/research/makersat>

Este cubo debe contener todos los elementos correspondientes a cada uno de los subsistemas mencionados antes.

V.A.1. Arquitectura del UVSat2. Para la definición de la arquitectura del UVSat2, existen múltiples opciones como resultado de las diferentes investigaciones y realizaciones llevadas a cabo por diferentes universidades y organismos gubernamentales e instituciones interesadas en el campo espacial a nivel mundial. Esta información está disponible en la Web y la selección y adaptación de una opción dependerá del momento, los recursos y el objetivo de una primera misión. Una arquitectura posible se presenta en la Fig. 84 (Graversen et al., 2002).

Respecto al sistema de comunicaciones también es muy extensa la información disponible. Algunos detalles importantes para lograr los objetivos del ADCS se pueden sintetizar en aspectos tales como que la comunicación con el satélite puede realizarse en las frecuencias AMSAT amateur de VHF Y UHF como se muestra en la Fig. 85 que corresponde al satélite NCUBE, un proyecto estudiantil de la Universidad Noruega de Ciencia y Tecnología NTNU (Svartveit, 2003). Para la recepción en tierra de las señales de medida o telemetría el satélite transmite en UHF (Ultra High Frequency) dado que las antenas para estas frecuencias son de menor dimensión y peso que las del transmisor en tierra que utiliza la banda de VHF (Very High Frequency).

a)



b)

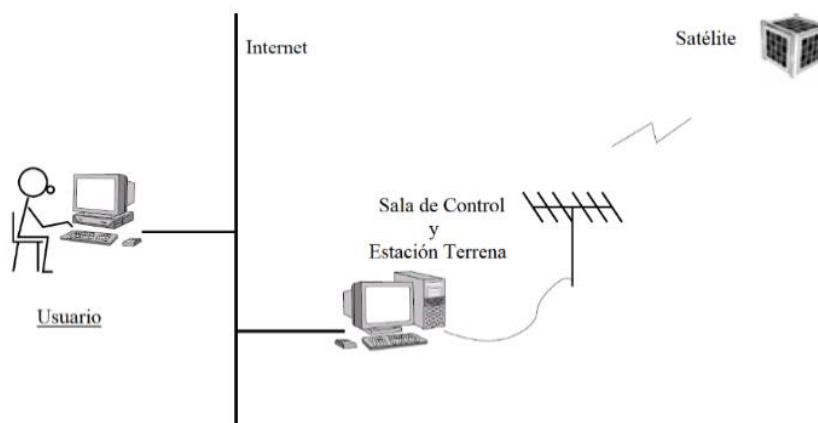


Fig. 84. Arquitectura genérica de un Cubesat:

a) Diagrama de Bloques para Implementación de Subsistemas; b) Hardware en tierra

Fuente: adaptado de http://www.space.aau.dk/cubesat/dokumenter/acs_report.pdf

Como el transmisor consume la mayor proporción de la energía disponible en el satélite es conveniente que transmita en bandas de frecuencia lo más alta posible. Para la recepción de los comandos de control enviados desde tierra el satélite puede recibir en la banda de VHF.

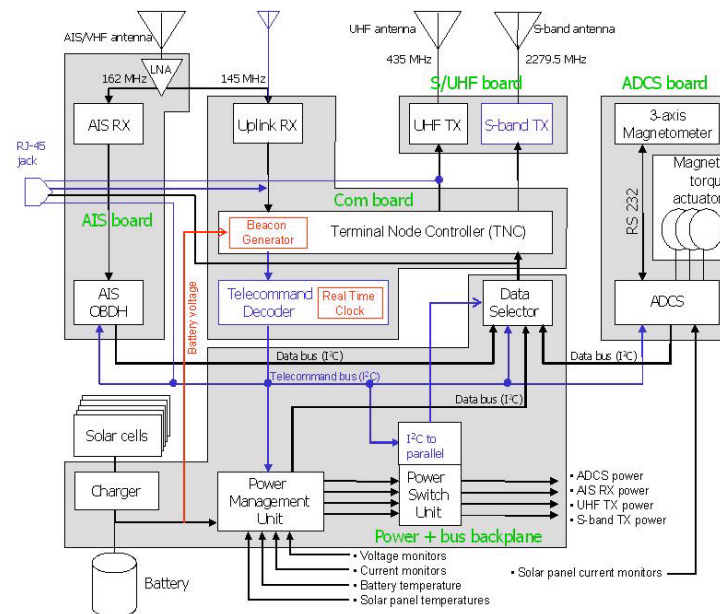


Fig. 85. Esquema eléctrico y de telecomunicaciones – NCUBE

Tomado de: <http://www.amsat.org.ar/cubesat/svartveit03.pdf>

Básicamente estos dispositivos tienen una estructura mecánica consistente en un cuerpo elaborado en aluminio 7075 o 6061 T6 anodizado para disminuir la corrosión. Los paneles solares están adheridos a la estructura del CubeSat. Para un despliegue adecuado desde la ISS deben proveerse interruptores y resortes ubicados en las esquinas del módulo como en la Fig. 86.

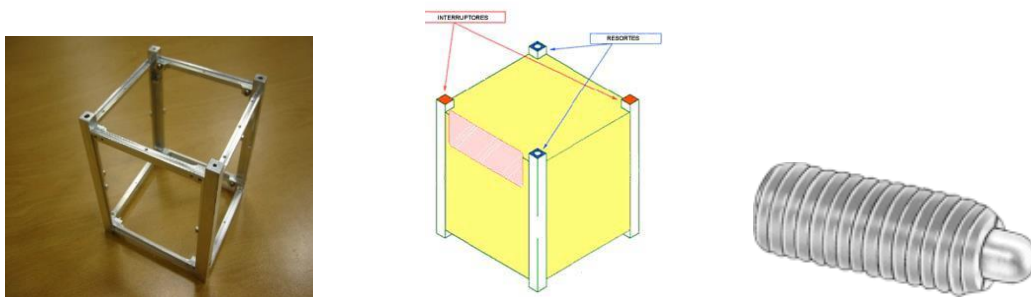


Fig. 86. Interruptores y resortes en el Cubesat

Fuentes: (Gießelmann, 2006),(Alva Gallegos, 2009)

Los CubeSat serán sometidos a un protocolo de pruebas antes de ser alojados en los cohetes de lanzamiento que van a la ISS. Los siguientes análisis deben garantizarse como exigencias mínimas del estándar CubeSat:

- *Análisis térmico*
- *Análisis de vibraciones*
- *Análisis de deformación mecánica*

- Sistema de despliegue de celdas solares
- Sistema de despliegue de antenas

A modo de ejemplo se presentan arquitecturas de CubeSat cuyos resultados han sido satisfactorios y pueden servir como guía para los desarrollos a nivel universitario. La Fig. 87 a) es una vista del nano satélite AAUSAT mostrando los componentes y su distribución en el cuerpo del CubeSat, una estructura en aluminio de la fábrica Pumpkin. En la parte b) una imagen del OUFTI-1 se observan las antenas de recepción (144 MHz, 2 m., VHF) y transmisión (440 MHz, 70 cm., UHF) que corresponden bandas de radioaficionados. Se observan los magnetos para lograr estabilización pasiva (Francois-lavet, 2010).

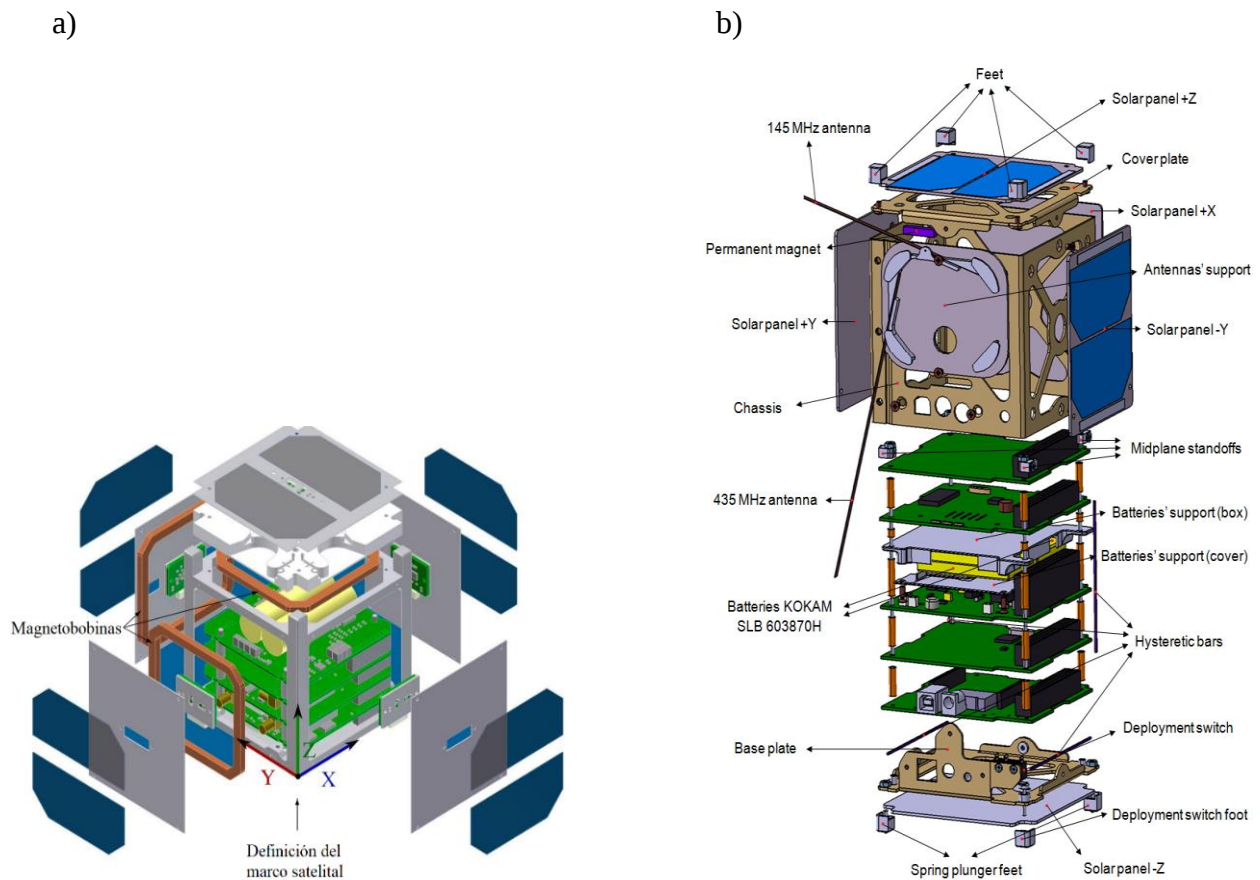


Fig. 87. a) Detalle del AAUSAT; b) Vista exploratoria detallada del OUFTI-1

Tomado de:

<http://projekter.aau.dk/projekter/files/202321144/report.pdf>

http://www.leodium.ulg.ac.be/cmsms/uploads/09-10_Francois.pdf

REFERENCIAS

- Acero Romero, A., Orozco Quiceno, J. A., & Jiménez Bulies, J. A. (2016). Modelado y simulación de controladores LQR y RLVE al Sistema de Levitación Magnética (SLM). *Prospect*, 1, 28–38. <http://www.scielo.org.co/pdf/prosp/v14n1/v14n1a04.pdf>
- Ahsan, M., & Memon, A. Y. (2015). Robust Output Feedback Stabilization of a Magnetic Levitation System Using Higher Order Sliding Mode Control Strategy. In A. T. Azar & Q. Zhu (Eds.), *Advances and Applications in Sliding Mode Control systems* (1st ed., pp. 227–253). Springer Cham Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-3-319-11173-5>
- Al-Majed, M. I., & Alsuwaidan, B. N. (2009). A new testing platform for attitude determination and control subsystems: Design and applications. *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics, AIM*, 1318–1323. <https://doi.org/10.1109/AIM.2009.5229871>
- Alminde, L., Bisgaard, M., Vinter, D., & Viscor, T. (2003). The AAU-Cubesat Student Satellite Project: Architectural Overview and Lessons Learned. *Recent Advances in Space Technology*. <http://www.control.auc.dk/~kzoe00/articles/cubesat.pdf>
- Alsaif, K., & Al-Dakkan, K. (2005). Gravity Gradient Effect on a LEO Satellite with an Elliptic Orbit and Unsymmetrical Mass Properties. *Journal of King Saud University - Engineering Sciences*, 18(1), 139–160. [https://doi.org/10.1016/S1018-3639\(18\)30826-2](https://doi.org/10.1016/S1018-3639(18)30826-2)
- Alva Gallegos, R. (2009). *Diseño e Ingeniería Asociada a la Estructura de un Picosátelite* (1a.) [Universidad Nacional Autónoma de México]. <http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/handle/132.248.52.100/1145?show=full>
- Aslanov, V. (2011). Dynamics of Free Dual-spin Spacecraft. *Engineering Letters*, 19(4), 1–8. <https://core.ac.uk/download/pdf/25781949.pdf>
- Babcock, E. P. (2010). CubeSat Attitude Determination via Kalman Filtering of Magnetometer and Solar Cell Data. *25th. Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, 10. <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1152&context=smallsat>
- Bak, T. (1999). *Spacecraft Attitude Determination - a Magnetometer Approach* [Aalborg University]. <http://vbn.aau.dk/files/108233/fulltext>
- Banucu, R., Albert, J., Christian Scheiblich, Veronika Reinauer, W. M. R., Hafla, A., & Huf, A. (2011). Design and Optimization of a Contactless Magnetically Levitated Actuator for 4-Axis-Machining. *IEEE TRANSACTIONS ON MAGNETICS*, 47(5). <http://docslide.us/download/link/design-and-optimization-of-a-contactless-magnetically-levitated-actuator-for>
- Bartoszewicz, A. (2011). *Sliding Mode Control* (A. Bartoszewicz (Ed.); 1a ed.). InTech.
- Batzel, T. D., & Lee, K. Y. (2005). Electric Propulsion With the Sensorless Permanent Magnet Synchronous Motor: Model and Approach. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 20(4), 818–825. <http://web.ecs.baylor.edu/faculty/lee/papers/journal/2005/200512.pdf>
- Bedford, A., & Fowler, W. (2008). *Mecánica para ingeniería: dinámica* (5a.). Pearson Educación.
- Bhatt, P. B., & Yewale, S. R. (2015). Future Potential for Magnetic Levitation Train. *International Journal of Scientific Engineering and Technology Research*, 4(17), :3281-3287. <http://ijsetr.com/uploads/416235IJSETR5134-609.pdf>
- Bjelbole, C. (2013). *An Attitude Determination and Control System for CubeSTAR* [University of

- Oslo. Department of Physics]. <https://www.duo.uio.no/handle/10852/34699>
- Bonnet, S., Miras, J. De, & Borislav, V. (2009). Stabilization of an active magnetic bearing using a two-step fast nonlinear predictive controller. *European Control Conference 2009*. https://www.hds.utc.fr/~demiras/dokuwiki/_media/fr/restreint/ecc09_1026_ms.pdf
- Bråthen, G. (2013). *Design of Attitude Control System of a Double CubeSat* (1a.) [Norwegian University of Science and Technology]. <http://www.nuts.cubesat.no/upload/2013/03/01/masteroppgave-gaute-brathen.pdf>
- Burg, A., Meruani, A., Sandheinrich, B., & Wickman, M. (2005). *Mems Gyroscopes and Their Applications*. <http://clifton.mech.northwestern.edu/~me381/project/done/Gyroscope.pdf>
- Byrnes, C. I., & Isidori, A. (1991). Asymptotic Stabilization of Minimum Phase Nonlinear Systems. *Alberto Isidori*, 36(10), 1122–1137. <https://doi.org/10.1109/9.90226>
- Cabal, E., & Martinez Diaz, R. (2005). Non Linear Dynamics of an Electromagnetic / Levitation System. *2005 International Conference on Industrial Electronics and Control Applications*. <http://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/1644354/>
- California Polytechnic State University. (2014). *CubeSat Designs Specifications. Rev. 13*. www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf
- Castellanos, C. A., & Pico, L. E. A. (2014). Diseño y Simulación de un Sistema de Determinación de Actitud basado en el Filtro Extendido de Kalman para el Cubesat Colombia I. *Rev. Fac. Ing. Univ. Antioquia*, 70, 146–154. <http://www.scielo.org.co/pdf/rfiua/n70/n70a14.pdf>
- Casti, J. L. (1985). *Nonlinear System Theory* (R. Bellman (Ed.); 1a ed.). Academic Press, Inc.
- Cepeda Gómez, R. (2010). *Sistema de Control Robusto, Basado en Cuaterniones, para un Satélite de Órbita Baja* (1a.) [Universidad Javeriana . Bogotá]. <https://repository.javeriana.edu.co/handle/10554/12728>
- Chatters Edward P., Maj; Eberhardt, Maj Bryan; Warner, M. M. (2009). Orbital Mechanics. In A. U. Press (Ed.), *AU-18 Space Primer* (pp. 89–114). http://www.au.af.mil/au/awc/space/au-18-2009/au-18_chap06.pdf
- Chen, M.-Y., Lin, T.-B., & Hung, S.-K. (2012). Design and Experiment of a Macro–Micro Planar Maglev Positioning System. *IEEE TRANSACTIONS ON INDUSTRIAL ELECTRONICS*, 59(11), 4128–4139. <https://ir.nctu.edu.tw/bitstream/11536/16399/1/000305748500012.pdf>
- Chen, M.-Y., Wang, M.-J., & FuU, L.-C. (1999). Dual-Axis Maglev Guiding System Modeling and controller Design for Wafer Transportation. *Proceedings of the 38th Conference on Decision & Control*, 2623–2628. <http://ntur.lib.ntu.edu.tw/bitstream/246246/2007041910021682/1/00831324.pdf>
- Chen Seng-Chi, Van-Sum Nguyen, Dinh-Kha Le, & Hoai Nam Nguyen Thi. (2014). Nonlinear Control of an Active Magnetic Bearing System Achieved Using a Fuzzy Control with Radial Basis Function Neural Network. *Hindawi Publishing Corporation Journal of Applied Mathematics*, 2014, 1–18. <https://doi.org/10.1155/2014/272391>
- Cheng David, K. (2006). *Field and Wave Electromagnetics* (Pearson Education (Ed.); 2nd ed.). [file:///C:/Users/Usuario/Downloads/Field and Wave Electromagnetics \[David_K._Cheng\]-eeedocument-.pdf](file:///C:/Users/Usuario/Downloads/Field%20and%20Wave%20Electromagnetics%20%5BDavid_K._Cheng%5D-eeedocument-.pdf)
- Chien-Chang Wang, Yao, Y. D., & Wang, S.-J. (2006). Development of micromagnetic bearing motors with suppressed magnetic coupling effect for small form factor optical drives. *Journal of Applied Physics*, 99. <https://doi.org/10.1063/1.2150387>

- Chin E. Lin, Sheu, Y.-R., & Hui-Long Jou. (1996). *Magnetic Levitation System Design and Implementation for Wind Tunnel Application*.
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19960050126.pdf>
- Chong H., A., & Mark G., A. (1992). A Fully Integrated Micromagnetic Actuator With A Multilevel Meander Magnetic Core. *IEEE*, 14–18.
[http://mems.seas.upenn.edu/publications/1992/A Fully Integrated Micromagnetic Actuator with a Multilevel Meander Inductive Core.pdf](http://mems.seas.upenn.edu/publications/1992/A_Fully_Integrated_Micromagnetic_Actuator_with_a_Multilevel_Meander_Inductive_Core.pdf)
- Choukchou-Braham, A. (2014). Classification of Underactuated Mechanical Systems. In Amal Choukchou-Braham, B. Cherki, M. Djemaï, & K. Busawon (Eds.), *Analysis and Control of Underactuated Mechanical Systems* (1st ed., pp. 35–54). Springer International Publishing Switzerland. https://doi.org/10.1007/978-3-319-02636-7_
- Colombia, V. de la R. de. (2011). *Vicepresidencia*. Cyclopaedia.Es.
<http://www.vicepresidencia.gov.co/Iniciativas/Paginas/ComisionEspacio.aspx>
- CONPES. (2009). Documento Conpes 3579. *MINTIC, Colombia*, (Consejo Nacional de Política Económica y Social Republica de. http://www.mintic.gov.co/portal/604/articles-3505_documento.pdf
- Conti Filo, G. (2006). Simulador de Sistemas de Controle de Atitude de Satélites SSCAS. *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais*, 1–57. [http://mtc-m16.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m16@80/2006/08.11.13.34/doc/Gerson Conti filho.pdf](http://mtc-m16.sid.inpe.br/col/sid.inpe.br/mtc-m16@80/2006/08.11.13.34/doc/Gerson%20Conti%20filho.pdf)
- Crowell, C. (2011). *Development and analysis of a small satellite attitude determination and control system testbed: Vol. June* (Issues 02–11) [Massachusetts Institute of Technology]. <http://dspace.mit.edu/handle/1721.1/67177>
- CubeSat Community, C. (2017). *Cubesat*. <http://cubesat.atl.calpoly.edu/>
- Cugat, O., Delamare, J., & Reyne, G. (2003). Magnetic Micro-Actuators and Systems (MAGMAS). *IEEE TRANSACTIONS ON MAGNETICS*, 39(5), 3607–3612.
<https://www.ethz.ch/content/dam/ethz/special-interest/mavt/robotics-n-intelligent-systems/multiscaleroboticslab-dam/documents/microrobotics/HS2015/Cugat2003.pdf>
- Curtis, H. D. (2020). *Orbital Mechanics for Engineering Students* (4th ed.). Elsevier Ltd.
- De Ruiter, A. H. J., Damaren, C., & Forbes, J. R. (2013a). Batch Approaches for Spacecraft Attitude Estimation. In *Spacecraft dynamics and control : an introduction* (1st ed., pp. 467–498). John Wiley & Sons Ltd.
- De Ruiter, A. H. J., Damaren, C., & Forbes, J. R. (2013b). Preliminary Orbit Determination. In *Spacecraft dynamics and control : an introduction* (1st ed., pp. 99–114). John Wiley & Sons Ltd.
- De Weck, O. L. (2001). *Attitude Determination and Control Attitude Determination and Control (ADCS)*. https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-851-satellite-engineering-fall-2003/lecture-notes/l9_acs.pdf
- Derman, H. O. (1999). *3 Axis Attitude Control of a Geostationary Satellite* [The Middle East Technical University_].
<https://pdfs.semanticscholar.org/9e32/347caac4efb74fd8837204bdbeaec71754b6.pdf>
- Diebel, J. (2006). Representing Attitude: Euler Angles, Unit Quaternions, and Rotation Vectors. *Stanford University*, 35. https://www.astro.rug.nl/software/kapteyn/_downloads/attitude.pdf
- Du, H., Zhang, N., Ji, J., & Gao, W. (2010). Robust fuzzy control of an active magnetic bearing subject to voltage saturation. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 18(1),

- 164–169. <http://ro.uow.edu.au/cgi/viewcontent.cgi?article=10819&context=infopapers>
- Egeland, O., & Gravdahl, J. T. (2003). *Modeling and Simulation for Automatic Control* (1a ed.). Marine Cybernetics AS.
- EMAVI, C. E. (2018). *Fuerza Aérea Colombiana*. <https://www.fac.mil.co/facsat-1-un-año-en-el-espacio>
- Espacio, C. C. del. (2011). *Comision Colombiana del Espacio*.
[http://www.cce.gov.co/alfrescocce-5.1.1.1/d/d/workspace/SpacesStore/13fdbd80-42eb-11e2-8872-11f7c848c718/PRESENTACION PLAN DE TRABAJO PROPUESTO PARA ACTUALIZAR LOS ESTUDIOS DE LA AGENCIA COLOMBIANA DE ASUNTOS ESPACIALES Y SATELITE.pdf](http://www.cce.gov.co/alfrescocce-5.1.1.1/d/d/workspace/SpacesStore/13fdbd80-42eb-11e2-8872-11f7c848c718/PRESENTACION%20PLAN%20DE%20TRABAJO%20PROPUESTO%20PARA%20ACTUALIZAR%20LOS%20ESTUDIOS%20DE%20LA%20AGENCIA%20COLOMBIANA%20DE%20ASUNTOS%20ESPACIALES%20Y%20SATELITE.pdf)
- Espíndola, J. E., & Mesa Lara, J. A. (2011). *Posicionamiento de antenas de estaciones terrenas satelitales basado en Inteligencia Artificial*.
http://www.iiis.org/CDs2011/CD2011CSC/CISCI_2011/PapersPdf/CA041BE.pdf
- Fadul, Ligia Maria; Fernández Christlieb, F. (2000). Satélites en América Latina. Síntesis de realidades y proyectos. *Quadernsdigitals.Net*.
https://www.google.com.co/?gws_rd=ssl#q=satelites+en+suramerica
- Farthad, A., Ivase, J., Lu, Y., & Snapp, A. (2013). *Attitude Determination and Control System for CubeSat* (1a.) [Worcester Politechnic Intitute].
<https://pdfs.semanticscholar.org/dde7/8cb2ec7b1e2a42aaefea1577db843012e18a.pdf>
- Flatley, T. W. (1971). *Equilibrium States for a Class of Dual-Spin Spacecraft*.
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19710010668.pdf>
- Foletti, A. (2006). ADCS Report. *ADCS_Swisscube*, 79.
<http://la.epfl.ch/files/content/sites/la/files/users/139973/public/repports/Kaewkerd-Foletti.Rapport.pdf>
- Fortescue, P., Stark, J., & Swinerd, G. (2004). *Spacecraft Systems Engineering*. John Wiley & Sons Ltd.
- Fossen, T. I. (2002). *Marine Control Sytems*.
[http://www.datafile.com/d/TVRBMk1EazBPQT0F9/Marine Control Systems.zip](http://www.datafile.com/d/TVRBMk1EazBPQT0F9/Marine%20Control%20Systems.zip)
- Francois-lavet, V. (2010). *Study of passive and active attitude control systems for the OUFTI nanosatellites* [University of Liège Faculty of Applied Sciences]. http://vincent.francois-l.be/OUFTI_ADCS_2010_05_31.pdf
- Franklin, G. F., Powell, J. D., & Emami-Naeini, A. (2010). *Feedback Control of Dynamic Systems* (6a.). Pearson Higher Education.
- Gajic, Z., & Lelic, M. (1996). *Modern Control System Engineering* (1st ed.). Prentice Hall.
- García, P., Muñoz, S., & Avila, M. (2016). Propuesta de Implementación del Sistema de Orientacion de un Picosatélite en Órbita. *Revistas Universidad Distrital*, 133–137.
<http://repository.udistrital.edu.co/bitstream/11349/6441/1/MuñozCarmonaSergioEsteban2017.pdf>
- Gießelmann, J. (2006). *Development of an Active Magnetic Attitude Determination and Control System for Picosatellites on highly inclined circular Low Earth Orbits* [RMIT University].
<http://userpages.umbc.edu/~martins/cubesat/ACS/01front.pdf>
- Gómez G., I. D. (2009). *Comision Colombiana del Espacio*.
[https://www.dnp.gov.co/Portals/0/archivos/documentos/GCRP/Presentaciones/Satélite de Observación.pdf](https://www.dnp.gov.co/Portals/0/archivos/documentos/GCRP/Presentaciones/Satélite%20de%20Observación.pdf)

- González, A. C., Martínez Diaz, R., & Cabal, E. (2005). Mathematical model of a levitation system based on eddy currents. *Industrial Electronics and Control Applications, 2005. ICIECA 2005. International Conference On*. <https://doi.org/10.1109/ICIECA.2005.1644339>
- Gourishankar, V. (1986). *Conversión de Energía Electromecánica* (G. A. (trad.) & R. C. (trad.) (Eds.); 1st ed.). Representaciones y Servicios de Ingeniería.
- Graversen, T., Frederiksen, M. K., & Vedstesen, S. V. (2002). *Attitude Control system for AAU CubeSat (1a.)* [AALBORG UNIVERSITY]. http://www.space.aau.dk/cubesat/dokumenter/acs_report.pdf
- Graziani, F.; Santoni, F. (2002). The UNISAT Program for space education. *American Institute for Aeronautics and Astronautics*. <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2001-586>
- Gregory, B. S. (2001). *Attitude Control System Design for ION, The Illinois Observing Nanosatellite* [University of Illinois at Urbana-Champaign]. http://cubesat.ece.illinois.edu/Files/ACS_Bryan_Gregory_Thesis.pdf
- Griffin, M. D., & Fench, J. R. (2004). *Space Vehicle Design (2a.)*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. http://soaneemrana.org/onewebmedia/SPACE_VEHICLE_DESIGN_COVER2.pdf
- Gu, J., Kim, W., & Verma, S. (2005). Nanoscale Motion Control With a Compact Minimum-Actuator Magnetic Levitator. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 127, 433–442. <https://doi.org/10.1115/1.1978906>
- Gysen, B. L. J., Paulides, J. J. H., Janssen, J. L. G., & Lomonova, E. (2008). Active electromagnetic suspension system for improved vehicle dynamics. *IEEE Vehicle Power and Propulsion Conference, 2008*, 1–6. <https://doi.org/10.1109/VPPC.2008.4677555>
- Haddad, W. M., & Chellaboina, V. (2008). *Nonlinear Dynamical Systems and Control: A Lyapunov-Based Approach*. Princeton University Press.
- Hales, J., Pedersen, M., & Krogsgaard, K. (2002). *Attitude Control and Detemination System for DTUSat - a CubeSat Contribution*. Tecnical University; Denmark.
- Hamilton, R. (1853). *LECTURES ON QUATERNIONS: Containing a Sytematic Statement of A New Mathematical Method*. HODGES AND SMITH, GRAFTON-STREET,. <https://archive.org/details/lecturesonquater00hami/page/n11>
- Hederić, Ž., Šoštarić, D., & Horvat, G. (2013). Nuymetical Calculation of Electromagnetic Forces in Magnetic Actuator for use in Active Suspension System for Vehicles. *Tehnički Vjesnik*, 20(1), 73–77. hrcak.srce.hr/file/143493
- Heidt, H., Puig-Suari, J., Moore, A. S. , Nakasuka, S. , & Twiggs, R. J. (2001). No TiCubeSat: A new Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation. *Proceeding If the 14th AIAA/USU Conference on Small Satellitte*. <http://www.stensat.org/Publications/SSDL2002.pdf>
- Honeywell. (2012). *3-Axis Digital Compass IC HMC5983* (p. 28). Honeywell International Inc. https://aerocontent.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Defense_Brochures-documents/HMC5983_3_Axis_Compass_IC.pdf
- Huang, M., & Wang, Z. (2015). A Review of Wind Tunnel Based Virtual Flight Testing Techniques for Evaluation of Flight Control Systems. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 22. <https://doi.org/10.1155/2015/672423>
- Hugues, P. C. (2004). *Spacecraft Attitude Dynamics*. Dover Publications, Inc.
- Ilie, C. C., & Schrecengost, Z. S. (2016). Magnetostatics. In *Electromagnetism. Problems and*

- solutions* (1st ed., pp. 4–1, 4–26). Morgan & Claypool Publishers.
- InvenSense. (2012). *MPU-3300 Product Specification Revision 1.0* (p. 46). InvenSense Inc.
<https://store.invensense.com/datasheets/invensense/PS-MPU-3300.pdf>
- Ippolito Jr., L. J. (2008). *Satellite Communications Systems Engineering* (J. W. & S. Ltd. (Ed.)).
- Jaramillo B., A. (2005). *Descripciones y Transformaciones Espaciales*.
http://www.wag.caltech.edu/home/ajaramil/libro_robotica/transformaciones_espaciales.pdf
- Jaramillo Gómez, F. (2013). *Sistema de Control para la Estabilidad y Orientación de un Helicóptero Quadrotor* (1a.) [Escuela de Ingeniería de Antioquia].
<https://repository.eia.edu.co/handle/11190/734>
- Jayawant, V. B. (1988). Electromagnetic Suspension and Levitation Techniques. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, 416(1851), 245–320. <https://www.jstor.org/stable/2398062>
- Jears, J. H. (1927). General Analytical Theorems. In *The Mathematical Theory of Electricity and Magnetism* (5th ed., pp. 167–168). Cambridge University Press.
- John, M., John, R., P.S, S., & P.A, V. (2014). Maglev Windmill. *IJRET: International Journal of Research in Engineering and Technology*, 03(05), 50–56.
- Kaplan, C. (2006). *LEO Satellites: Attitude Determination and Control Components; Some Linear Attitude Control Techniques* [Middle East Technical University].
<https://etd.lib.metu.edu.tr/upload/12607189/index.pdf>
- Karatas, S. (2006). *LEO Satellites: Dynamic Modelling, Simulations and some Nonlinear Attitude Control Techniques* [Middle East Technical University].
<https://etd.lib.metu.edu.tr/upload/12607196/index.pdf>
- Kato, T., Heidecker, A., Dumke, M., & Theil, S. (2011). Three-Axis Disturbance-Free Attitude Control Experiment Platform: FACE. *Elib.Dlr.De*, 1–6.
http://elib.dlr.de/85625/1/ISTS_2013-d-62.pdf
- Kim, W. (2004). Fabrication and Control of a 6-DOF Magnetic Levitation Stage with Nanopositioning Capability. *Proceedings of the 2004 American Control Conference*, 1–6.
<http://wonjongkim.tamu.edu/pdf/Papers/JDSMC05a.pdf>
- Kim, W., & David L., T. (1998). High-precision magnetic levitation stage for photolithography. *Precision Engineering*, 22(2), 66–77. [https://doi.org/http://dx.doi.org/10.1016/S0141-6359\(98\)00009-9](https://doi.org/http://dx.doi.org/10.1016/S0141-6359(98)00009-9)
- Kim, Y. H. (2011). *Modeling and Vibration Control with a Nanopositioning Magnetic-Levitation System* [Texas A&M University].
<http://oaktrust.library.tamu.edu/bitstream/handle/1969.1/ETD-TAMU-2011-12-10353/KIM-DISSERTATION.pdf?sequence=2&isAllowed=y>
- Kwang, S. J., & Yoon, S. B. (2002). Development of a novel maglev positioner with self-stabilizing property. *Mechatronics*, 12, 771–790.
http://maglev.ir/eng/documents/papers/journals/IMT_JP_42.pdf
- Lam, Q. M., & Morgan, R. N. (1992). Spacecraft control law design using lyapunov-based adaptive controllers. [Proceedings 1992] *The First IEEE Conference on Control Applications*, 348–350. <https://doi.org/10.1109/CCA.1992.269851>
- Lee, J.-S., Han, J.-H., Lee, D.-K., & Kawamura, Y. (2013). Dynamic calibration of magnetic suspension and balance system for sting-free measurement in wind tunnel tests. *Journal of Mechanical Science and Technology*, 27(7), 1963–1970. <https://doi.org/10.1007/s12206->

- Lee, T., Leok, M., & McClamroch, H. (2012). Discrete Control Systems. In R. A. Meyers (Ed.), *Mathematics of Complexity and Dynamical Systems* (1st ed., pp. 151–160). SpringerNewYork.
- Lin, C. E., Jou, H. L., & Sheu, Y. R. (1992). Exact Model Identification for Magnetic Suspension System via Magnetic Field Measurement. *Instrumentation and Measurement Technology Conference. IEEE*, 269–274. <http://ieeexplore.ieee.org/document/245135/>
- Liu, J., & Wang, X. (2012). *Advanced Sliding Mode Control for Mechanical Systems: Design, Analysis and MATLAB Simulation*. Springer-Verlag.
- Lorentzen, T. (2002). *Attitude Control and Determination System for DTU Sat1* (1a.) [Technical University of Denmark]. http://ysc.sm.bmstu.ru/microsat-e-library/Algorithms/CommonDesign/dtu_torsten.pdf
- Lovera, M. (2006). Control-oriented modelling and simulation of spacecraft attitude and orbit dynamics. *Mathematical and Computer Modelling of Dynamical Systems*, 12(1), 73–88. <https://doi.org/10.1080/13873950500071371>
- Makovec, K. L. (2001). *A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites*. Virginia Polytechnic Institute and State University.
- Markley, F. L., & Crassidis, J. L. (2014). *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control* (1a.). Springer, Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8>
- Markley, F. L., & Crassidis, J. L. (2014). *Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control*. Springer Science+Business Media.
- Martindale, W. R., Butler, R. W., & Start, R. F. (1985). *Study on Needs for a Magnetic Suspension System Operating With a Transonic Wind Tunnel*. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19850018448.pdf>
- Martínez, D. E. (2015). *Diseño del Bloque de Estimación de un Sistema ADCS para un Picosatélite de Estándar Cubesat usando Filtro de Partículas como Técnica de Estimación* [Universidad Distrital Francisco José de Caldas]. <http://repository.udistrital.edu.co/bitstream/11349/4306/1/ForeroMartinezDavidEugenio2016.pdf>
- Martínez Díaz, R. (2000). *Análisis, Diseño e Implementación de un Sistema de Levitación Magnética*. Universidad del Valle.
- Martinho Marques, S. M. (2000). *Small Satellites Attitude Determination Methods* [Universidade Técnica de Lisboa]. http://welcome.isr.ist.utl.pt/img/pdfs/131_tese2.pdf
- Miyagusuku Ríos, R. (2013). *Control Magnético de Actitud para Satélites Bajo el Estándar Cubesat. Diseño, Implementación y Validación* [Universidad Nacional de Ingeniería]. <http://cybertesis.uni.edu.pe/handle/uni/2298>
- Moon, F. C. (2004). Introduction to Magnetic Levitation. In *SUPERCONDUCTING LEVITATION: Applications to Bearings and Magnetic Transportation* (1st ed., pp. 8–11). Wiley-VCH.
- Moriano, P., & Naranjo, F. (2012). Modelado y control de un nuevo sistema bola viga con levitación magnética. *Revista Iberoamericana de Automática e Informática Industrial*, 9, 249–258. <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1697791212000386>
- Mulla, A. A. (2013). Active Suspensions Future Trend of Automotive Suspensions. *International Conference on Emerging Trends on Technology and Its Applications -2013*.

- https://www.researchgate.net/publication/259272175_Active_Suspensions_Future_Trend_of_Automotive_Suspensions
- Nagarkar, D. N., & Khan, Z. J. (2013). Wind Power Plant Using Magnetic Levitation Wind Turbine. *International Journal of Engineering and Innovative Technology (IJEIT)*, 3(1). [http://www.ijeit.com/Vol 3/Issue 1/IJEIT1412201307_59.pdf](http://www.ijeit.com/Vol%203/Issue%201/IJEIT1412201307_59.pdf)
- Nakaya, K., Konoue, K., Sawada, H., Ui, K., Okada, H., & Miyashita, N. (2003). *Tokyo Tech CubeSat : CUTE-I - Design & Development of Flight Model and Future Plan* -. 1–10.
- Navarro Marlow, W. A. (2016). *Improving Attitude Determination and Control of Resource-constrained CubeSats Using Unscented Kalman Filtering* (1a.) [Massachusetts Institute of Technology]. <http://ssl.mit.edu/files/website/theses/SM-2016-MarlowWeston.pdf>
- Nielsen, J. D. (2009). AAUSat-2 (Aalborg University CubeSat-2). <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aausat-2>
- Ogata, K. (2010). *Ingeniería de Control Moderna* (S. A. PEARSON EDUCACIÓN (Ed.); 5th ed.).
- Ose, S. S. (2004). *Attitude Determination for the Norwegian Student Datellite nCube*. Norwegian University of Science and Technology.
- Oshima, R., Sawada, H., & Obayashi, S. (2016). A Development of Dynamic Wind Tunnel Test Technique by Using a Magnetic Suspension and Balance System. *AIAA SciTech - 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 1–14. <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2016-1541>
- Oshima, R., Yokoyama, M., & Komatsubara, K. (2015). Development of Dynamic Wind Tunnel Testing Technique with a Magnetic Suspension and Balance System -Measurements of Dynamic Stability Derivatives of a Non-axisymmetric Model. *The 5th Boeing Higher Education Program*. http://www.ifs.tohoku.ac.jp/~Boeing/ppt/201511/07_oshima_poster.pdf
- Øverby, E. J. (2004). *Attitude control for the Norwegian student satellite nCube* [Norwegian University of Science and Technology]. <http://folk.ntnu.no/tomgra/Diplomer/Overby.pdf>
- Owen, R. B., Maggiore, M., & Apkarian, J. (2006). A High-Precision, Magnetically Levitated Positioning Stage. *Control Systems Magazine*, 26(3), 82–95. [http://www.lcis.com.tw/paper_store/paper_store/High accuracy positioning stages-20151121570390.pdf](http://www.lcis.com.tw/paper_store/paper_store/High%20accuracy%20positioning%20stages-20151121570390.pdf)
- Park, K. H., Lee, S. K., Yi, J. H., Kim, S. H., Kwak, Y. K., & Wang I. A. (1996). Contactless Magnetically Levitated Silicon Wafer Transport System. *Mechatronics*, 6(5), 591–610. file:///C:/Users/Usuario/Downloads/documentslide.com_contactless-magnetically-levitated-silicon-wafer-transport-system.pdf
- Parwana, H., & Kothari, M. (2017). Quaternions and Attitude Representation. *ArXiv 2017 Mathematics, Computer Science*, 19. https://www.researchgate.net/publication/319349983_Quaternions_and_Attitude_Representation
- Pechev, A. N. (2004). *Robust linear and non-linear control of magnetically levitated systems* (1a.) [The University of Wales]. <https://orca.cf.ac.uk/55944/1/U584675.pdf>
- Pharr, M., Jakob, W., & Humphreys, G. (2017). Animating Transformations. In *Physically Based Rendering FROM THEORY TO IMPLEMENTATION* (3rd ed., pp. 97–113). Elsevier Inc.
- Pisacane, V. L. (2005). The Quaternion. In *Fundamentals of Space Systems* (2nd ed., pp. 250–257). Oxford University Press.

- Plonsey, R., & Collin, R. (1961). *Principles and Applications of Electromagnetic Fields*. McGraw Hill Book Company.
- Prado, J., Bisiacchi, G., Reyes, L., Vicente, E., Contreras, F., & Mesinas, M. (2005). Three-Axis Air-Bearing Based Platform for Small Satellite Attitude Determination and Control Simulation. *Revistas Unam*, 3(3), 222–237.
<http://www.google.com.co/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CDAQFjAA&url=http://revistas.unam.mx/index.php/jart/article/download/17696/16873&ei=gtsTU4qKMJHLkAeHyIDoAQ&usg=AFQjCNEd4eHFDO00CftPhVvTfK7lGRud5A>
- Pramanik, A. (2008). The Electrostatic Field in Free Space (in Absence of Dielectrics). In *Electromagnetism and Applications* (2nd ed., pp. 42–65). Asoke K. Ghosh, PHI Learning Private Limited.
- Psiaki, M. L. (2001). Magnetic Torquer Attitude Control Via Asymptotic Periodic Linear Quadratic Regulation. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 24(2), 386–394.
- Purcell, E. M. (2011). Electrostatics: Charges and Fields. In *Electricity and Magnetism* (2nd ed., pp. 1–40). Cambridge University Press.
- Qian, K.-X., & Wei-Min Ru, H. W. T. J. (2007). A Mini Axial and a Permanent Maglev Radial Heart Pump. *The Open Biomedical Engineering Journal*, 1, 1–3.
<https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC2701081/pdf/TOBEJ-1-1.pdf>
- Qian, K. (2014). How to stabilize a permanent maglev rotator in heart pumps and other rotary machines? *Science Postprint*, 1(1–5). <https://doi.org/10.14340>
- Rairán, D. (1999). Levitación Magnética: El Sistema de Transporte del Futuro. *Tecnura*, 4–10.
<http://revistas.udistrital.edu.co/ojs/index.php/Tecnura/article/viewFile/6071/7595>
- Ramírez-Neria M., Gonzalez-Sierra, J., García-Antonio, J. L., García-Antonio, J. A., & Ramírez-Neria, E. (2014). On the Sliding Mode Control of a Magnetic Levitation System Case: Thomson's Jumping Ring. *Proceedings of the International Conference of Control, Dynamic Systems, and Robotics*, 105–1, 105–108.
http://avestia.com/CDSR2014_Proceedings/papers/105.pdf
- Redmond, J., & Tucker, S. (1995). Time-Optimal Control of the Magnetically Levitated Photolithography Platen. In *SAND94-2423*.
<http://www.osti.gov/scitech/servlets/purl/10111083>
- Renaudin, V., Afzal, M. H., & Lachapelle, G. (2010). Complete TriaxisMagnetometer Calibration in the Magnetic Domain. *Hindawi Publishing Corporation Journal of Sensors*, 2010, 10. <https://doi.org/10.1155/2010/967245>
- Rensel, K. (2001). *An Attitude Detumbling System for the CubeSTAR Nano Satellite* [University of Oslo].
https://www.duo.uio.no/.../Rensel_K_An_Attitude_Detumbling_System_for_the_Cub
- Riise, Å.G.; Samuelsen, B. C. H.; Sokolova, N. ., Cederblad, H. D.; Fasseland, J.; Nordin, C. O. ., Sæther, E. T.; Otterstad, J.; Fauske, K. M.; Eriksen, O.E.N; Indergaard, F. M. ., & Svartveit, K.; Furebotten, P. E. (2004). *nCube: The first Norwegian Student Satellite*.
<http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1791&context=smallsat>
- Riwanto, B. A. (2015). *CubeSat Attitude System Calibration and Testing* (1a.) [Aalto University].
https://aaltodoc.aalto.fi/bitstream/handle/123456789/17823/master_Riwanto_Bagus_2015.pdf?sequence=1&isAllowed=y
- Ríos Ruiz, J. D. (2010). *Diseño y Construcción de un Sistema de Levitación Magnética*

- Controlado por un Algoritmo PID* (1a.) [EAFIT].
https://repository.eafit.edu.co/bitstream/handle/10784/2799/RiosRuiz_JuanDavid_2010.pdf
- Robayo Sepúlveda, D. K., & Novoa Triana, T. (2013). *Dimensionamiento Logístico y Tecnológico para el Picosatélite Benjamín Herrera* [Universidad Libre - Bogotá].
<http://repository.unilibre.edu.co/bitstream/handle/10901/7238/RobayoDianaKatherinne2013.pdf?sequence=2>
- Roddy, D. (2001). *Satellite Communications* (McGraw-Hill (Ed.); 3a ed.).
- Rodriguez Lubián, M. (2013). *Control y Estimación de la Actitud de un Vehículo Espacial* [Universidad de Sevilla].
http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60151/fichero/Proyecto_ADSC.pdf
- Rondón, E., Carrillo, J., & Correa, R. (2009). Levitación Magnética en Fluidos de Alta Viscosidad y Densidad. *Dyna*, 77(162), 387–395.
<http://www.scielo.org.co/pdf/dyna/v77n162/a38v77n162.pdf>
- Rosso Bayona, C. A., & Vieira Martínez, J. P. (2010). *Modelo Teórico MIMO para un Sistema de Orientación de 3DOF de un Satélite* (1a.) [Pontificia Universidad Javeriana].
<https://repository.javeriana.edu.co/bitstream/handle/10554/7012/tesis460.pdf?sequence=1>
- S.E. Salcudean, N.M. Wong, R. L. H. (1995). Design and Control of a Force-Reflecting Teleoperation System with Magnetically Levitated Master and Wrist. *IEEE TRANSACTIONS ON ROBOTICS AND AUTOMATION*.
https://www.ri.cmu.edu/pub_files/pub2/salcudean_s_e_1995_1/salcudean_s_e_1995_1.pdf
- Sadiku, M. N. O. (2001). *Elements of Electromagnetism* (3ra- ed.). Oxford University Press.
- Salcudean, S. E., N.M., W., & Hollis, R. L. (1992). A Force-Reflecting Teleoperation System with Magnetically Levitated Master and Wrist. *Proceedings of the 1992 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, 1420–1426.
<http://another-sample.net/order/7ae7e84dbe7e2d92746f824487a2919610d67f07>
- Sangster, A. J. (2012). Invisible forces of suspension. In A. J. Sangster (Ed.), *Fundamentals of Electromagnetic Levitation: Engineering sustainability through efficiency* (1st ed., pp. 33–61). The Institution of Engineering and Technology.
- Sarda, K., Eagleson, Stuart Caillibot, E., Grant, C., Kekez, D., Pranajaya, F., & Author, R. E. Z. E. the corresponding. (2005). Canadian Advanced Nanospace Experiment 2 scientific and Technological Innovation. *Acta Astronautica*, 59(1–5), 236–245.
<https://www.google.com.co/#q=the+canx-2+nanosatellite+expanding+the+sciences+abilities>
- Sastry, S. (1999). *Nonlinear Systems : analysis, stability, and control* (J. E. Marsden, S. Wiggins, & L. Sirovich (Eds.)). Springer-Verlag.
- Sawada, H., Suda, S., & Kunimasu, T. (2002). NAL 60CM Magnetic Suspension and Balance System. *J. Japan Society for Aeronautics and Space Science*, 50(580), 188–195.
http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2004/PAPERS/182.PDF
- Schaub, H., & Junkins, J. (2002). *Analytical Mechanics of Space Systems*. AIAA Education Series. <http://www.fisica.net/mecanicaclassica/AnalyticalMechanicsofAerospaceSystems.pdf>
- Schaub, Hanspeter, & Junkins, J. L. (2002). *Analytical Mechanics of Aerospace Systems* (2a ed.). AIAA Education Series. <http://www.fisica.net/mecanicaclassica/AnalyticalMechanicsofAerospaceSystems.pdf>

- Schoenermark, M. v.; Roeser, H.-P.; Huber, F., G.; Grillmayer, M.; Lengowski, S.; Walz, A. F. (2005). *Earth Observation with the Flying Laptop – a small satellite of the University of Stuttgart*. <http://isprsserv.ifp.uni-stuttgart.de/proceedings/2005/isrse/html/papers/501.pdf>
- Sears, F. W., Zemansky, M. W., & Otros, &. (2005). *Física Universitaria* (Pearson Education (Ed.); 10th ed.).
- Serrano, E., Sirne, R. O., & Mura, G. La. (2014). Rotaciones, secuencia aeroespacial y cuaterniones. Una revisión de las relaciones fundamentales. *Ciencia y Tecnología*, 14, 11–28. <https://dspace.palermo.edu:8443/dspace/handle/10226/1309>
- Serway, R. A., & Jwett, J. J. (2008). *Física: Electricidad y Magnetismo* (7th ed.). Cengage Learning Editores.
- Shameli, E. (2008). *Design, Implementation and Control of a Magnetic Levitation Device* [University of Waterloo]. <https://uwspace.uwaterloo.ca/bitstream/handle/10012/3635/Thesis.pdf?sequence=1>
- Shanahan, T. (1989). Kant, Naturphilosophie, and Oersted's Discovery of Electromagnetism: a Reassessment. *Studies In History and Philosophy of Science*, 20(3), 287–305. https://www.researchgate.net/publication/248526021_Kant_Naturphilosophie_and_Oersted's_Discovery_of_Electromagnetism_A_Reassessment
- Sharing Earth Observation Resources*. (2021). <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tubsat>
- Sharma, R. C., Dhingra, M., Pathak, R. K., & Kumar, M. (2014). Magnetically Levitated Vehicles: Suspension, Propulsion and Guidance. *International Journal of Engineering Research & Technology (IJERT)*, 3(11), 5–8. <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.673.9650&rep=rep1&type=pdf>
- Shobhit Verma, & Kim, W. (2004). Six-Axis Nanopositioning Device With Precision Magnetic Levitation Technology. *IEEE/ASME TRANSACTIONS ON MECHATRONICS*, 9(2), 384–391. <http://wonjongkim.tamu.edu/pdf/papers/tmech04.pdf>
- Shuqin, L. (2011). Magnetic Suspension and Self-pitch for Vertical-axis Wind Turbines. In *Fundamental and Advanced Topics in Wind Power* (pp. 233–248). <http://www.intechopen.com/books/fundamental-and-advanced-topics-in-wind-power/magnetic-suspension-and-self-pitch-for-vertical-axis-wind-turbines>
- Shuster, M. D., & Dellinger, W. F. (2005). Spacecraft Attitude Determination and Control. In *Fundamentals of Space Systems* (1st ed., pp. 236–325). Oxford University Press.
- Sidi, M. J. (1997). *Spacecraft Dynamics and Control*. Cambridge University Press.
- Sinha, P. K. (1987). *Electromagnetic Suspension, Dynamics and Control*. Peter Peregrinus Ltd.
- Slotine, J. E., & Li, W. (1991). *Applied Nonlinear Control*. Prentice Hall.
- Sobhani-Tehrani, E., & Khorasani, K. (2009). Application to a Satellite's Attitude Control Subsystem. In *Fault Diagnosis of Nonlinear Systems Using a Hybrid Approach* (1st ed., pp. 99–215). Springer Science+Business Media. <https://doi.org/10.1007/978-0-387-92907-1>
- Sprot, J. C. (2000). Simple chaotic systems and circuits. *Am. J. Phys.*, 68(8), 758–763. <http://sprot.physics.wisc.edu/pubs/paper245.pdf>
- Starin, S. R., & Eterno, J. (2011). *Attitude Determination and Control Systems*. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20110007876>
- Stray, F. (2010). *Attitude Control of a Nano Satellite* [University of Oslo]. <https://www.duo.uio.no/bitstream/handle/10852/10991/AttitudexControlxofxaxNanoxSatelli>

- te_Stray.pdf?sequence=1
- Suárez-Fajardo, C. A., Méndez-Marín, D. R., Pineda-Rodríguez, A., & Puerto-Leguizamón, G. A. (2016). Patch antenna with reconfigurable sense of rotation for CubeSat satellite applications □. *Dyna*, 83(199), 157–164.
<https://revistas.unal.edu.co/index.php/dyna/article/view/52449/57884>
- Svartveit, K. (2003). *Attitude determination of the NCUBE satellite* [NTNU].
<http://www.amsat.org.ar/cubesat/svartveit03.pdf>
- Tassano Ferrés, M. (2015). *Design and Implementation of an Attitude Determination and Control System for the AntelSat* [Universidad de la República _ Uruguay].
<https://www.colibri.udelar.edu.uy/handle/123456789/5214>
- Tavakoli, A., Faghihinia, A., & Kalhor, A. (2017). An Innovative Test Bed for Verification of Attitude Control System. *IEEE A&E Systems Magazine*, 32(6), 16–22.
<https://doi.org/10.1109/MAES.2017.150198>
- Thomsen, B. G., Nielsen, J., Kristensen, M. J., & Holm, N. (2014). *Attitude control system for AAUSAT4* [AALBORG University]. <http://vbn.aau.dk/ws/files/198227194/report.pdf>
- Tibbs, M. L. (2015). *Design and Test of an Attitude Determination and Control System for a 6U Cubesat Using AFIT'S Cubesat Testbed* [Air Force Institute of Technology Air University].
<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a618506.pdf>
- Tomás-Rodríguez, M., & Banks, S. P. (2010). Linear, Time-varying Approximations to Nonlinear Dynamical Systems. With Applications in Control and Optimization. In *Approximations to Nonlinear Dynamical Systems. With Applications in Control and Optimization* (1st ed., pp. 123–140). Springer-Verlag, Berlin. <https://doi.org/10.1007/978-1-84996-101-1>
- Triana, J. S., Bautista, S., & Díaz, F. A. (2015). Identification of Design Considerations for Small Satellite Remote Sensing Systems in Low Earth Orbit. *J. Aerosp. Technol. Manag*, 7(1), 121–134. <http://www.jatm.com.br/ojs/index.php/jatm/article/view/405>
- Tsukamoto, O., Yasuda, K., & Chen, J. Z. (1988). A new magnetic levitation system with AC magnets. *IEEE Transactions on Magnetism*, 24(2).
<http://ieeexplore.ieee.org/document/11528/>
- Tu, J., Wu, S., & Chu, C. (2004). *Platform for Attitude Control Experiment (PACE): An Experimental Three-Axis Stabilized CubeSat*. 1–12.
<http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2004/All2004/42/>
- Tudor, Z. (2011). *Design and Implementation of Attitude Control for 3-axes Magnetic Coil Stabilization of a Spacecraft* [Norwegian University of Science and Technology].
<https://brage.bibsys.no/xmlui/handle/11250/260368>
- Turner, A. J. (2003). *An Open-Source, Extensible Spacecraft Simulation And Modeling Environment Framework* [Virginia Polytechnic Institute and State University].
<http://scholar.lib.vt.edu/theses/available/etd-08242003-133909/unrestricted/turneretd.pdf>
- Unger, B., & Hollis, R. (2004). Design and Operation of a Force-Reflecting Magnetic Levitation Coarse-Fine Teleoperation. *Proceedings of the 2004 IEEE International Conference on Robotics & Automation*, 4147–4152.
https://www.ri.cmu.edu/pub_files/pub4/unger_bertram_2004_2/unger_bertram_2004_2.pdf
- Universidad Sergio Arboleda, B.-C. (2014). *Universidad Sergio Arboleda*.
http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/

- Utkin, V. I. (2008). Sliding Mode Control: Mathematical Tools, Design and Application. In P. Nistri & G. Stefani (Eds.), *Nonlinear and Optimal Control Theory* (1st ed., pp. 289–344). Springer-Verlag Berlin Heidelberg. <https://doi.org/10.1007/978-3-540-77653-6>
- Vallado A, D. (2013). *Fundamentals of Astrodynamics and Applications* (Second). Microcom Press, USA.
- Wang, J.-S., & Wang, S.-Y. (2018). Magnetic Levitation. In *High Temperature Superconducting Magnetic Levitation* (1st ed., pp. 59–86). Walter de Gruyter GmbH; Pekin Unoversity Press.
- Waydo, S., Henry, D., & Campbell, M. (2002). CubeSat Design for LEO-Based Earth Science Missions. *EEEAC*, 248, 1–435, 1–445.
https://www.researchgate.net/publication/2934227_CubeSat_design_for_LEO-based_Earth_science_missions
- Wells, G. James; Stras, Luke; Jeans, T. (2002). *Canada's Smallest Satellite: The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1)*.
<http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1925&context=smallsat>
- Wen, J. T. Y., & Kreutz-Delgado, K. (1991). The Attitude Control Problem. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 36(10), 1148–1162. <https://doi.org/10.1109/9.90228>
- Wertz, J. R. (1978). *Spacecraft Attitude Determination and Control*. Kluwer Academic Publishers.
- Wertz, J. R. (1980). *Spacecraft Attitude Determination and Control*.
- Wertz, J. R., & Larson, W. J. (1999). *Space Mission Analysis and Design* (Third Edit). Microcosm Press.
- Wie, B. (2008). *Space Vehicle Dynamics and Control* (Joseph A. Schetz (Ed.); 2a ed.). American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
https://www.academia.edu/32218435/Space_Vehicle_Dynamics_and_Control_Second_Edition
- Wie, B. (2015). *Space Vehicle Guidance, Control, and Astrodynamics* (J. A. Schetz (Ed.)). AIAA Education Series.
- Wisniewski, R. (1996). *Satellite Attitude Control Using Only Electromagnetic Actuation* [Aalborg University]. <http://microsat.sm.bmstu.ru/e-library/Algorithms/mss/4168.pdf>
- Wisniewski, R., & Blanke, M. (1999). Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient. *Automatica*, 35(7), 1201–1214.
- Wronosky, J. B., Smith, T. G., & Darnold, J. R. (1996). *Development of a Wafer Positioning System for the Sandia Extreme Ultraviolet Lithography Tool*.
<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19960050126.pdf>
- Wu, Huachun, Ziyang, W., & Xujun, L. (2011). Design and Simulation of Axial Flow Maglev Blood Pump. *I.J. Information Engineering and Electronic Business*, 2011, 2, 42–48, 2, 42–48. <http://www.mecs-press.org/ijieeb/ijieeb-v3-n2/IJIEEB-V3-N2-6.pdf>
- Wu, Huanchun, Ziyang, W., & Yefa, H. (2012). Study on Support Properties of Axial Maglev Blood Pump. *Applied Mechanics and Materials Online*, 150, 187–193.
<https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMM.150.187>
- Xia, D., Yu, C., & Kong, L. (2014). The Development of Micromachined Gyroscope Structure and Circuitry Technology. *Sensors*, 14, 1394–1473. <https://doi.org/10.3390/s140101394>
- Yaghoubi, H. (2012). Practical Applications of Magnetic Levitation Technology. In *Iran Maglev Technology (IMT)*. http://www.maglev.ir/eng/documents/reports/IMT_R_22.pdf

- Yaghoubi, H. (2013). Application of Magnetic Levitation Technology in Personal Transportation Vehicles. *Current Advances in Civil Engineering (CACE)*, 1(1), 7–11.
<http://www.vkingpub.com/UploadFiles/2014-06/373/201406231109363559.pdf>
- Yaghoubi, H., Barazi, N., & Aoliaei, M. R. (2012). Maglev, Infrastructure Design. In Intech (Ed.), *Infrastructure Design, Signalling and Security in Railway*. Intech.
<http://cdn.intechopen.com/pdfs-wm/34787.pdf>
- Yang, Y. (2012). Spacecraft Attitude Determination and Control: Quaternion Based Methods. *Annual Reviews in Control*.
<http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1367578812000387>
- Yang, Yaguang. (2019). *Spacecraft Modeling, Attitude Determination, and Control Quaternion-based Approach* (1st ed.). CRC Press - Taylor & Francis Group.
- Yin, L., & Zhao, L. (2007). Nonlinear control for a large air-gap magnetic bearing system. *Transactions, SMiRT 19*, 1–7. http://www.iasmirt.org/transactions/19/B01_4.pdf

ANEXOS

Anexo A. Algunas aplicaciones de la suspensión/levitación magnética

Los Trenes Levitados Magnéticamente (MagLev). El nombre *MagLev* es una palabra que se deriva de *MAGnetic LEVitation*. La técnica de suspensión/levitación magnética es una tecnología altamente avanzada. Comprende globalmente dos ramas: la suspensión electrodinámica (EDS) y la suspensión electromagnética (EMS). En la EDS se utilizan superconductores con los cuales se logran corrientes inducidas sin disipación de energía debido a la ausencia de resistencia óhmica en el semiconductor. Estas corrientes crean un magneto constante, debido al denominado efecto Meissner, lo que permite que el superconductor pueda flotar sobre un imán permanente. Sin embargo, aún hoy la superconductividad es un estado de la materia de alto costo. La EDS se conoce generalmente como *levitación* (Yaghoubi, 2013).

El uso de la tecnología de MagLev en los trenes levitados es una de las aplicaciones más importantes implementadas en el mundo. Los trenes MagLev son indudablemente los vehículos tecnológicamente más avanzados en la industria del transporte mundial. Estos dispositivos hacen uso de la levitación magnética sin contacto físico con los rieles. Al mismo tiempo a través de campos magnéticos controlados se logra la propulsión y la guía de los vehículos que no tienen ruedas, ejes, ni transmisión (Foto 1). Como no se produce fricción, los trenes MagLev pueden alcanzar velocidades muy altas en tierra, cercanas a los 600 Km/h (Bhatt & Yewale, 2015);(Sharma et al., 2014). Las ventajas de los sistemas MagLev sobre otros sistemas de transporte convencional han propiciado la investigación en otras alternativas futuristas de transporte como lo Carros Voladores o de Tránsito Rápido Personal (PRT). Esta posibilidad utiliza tecnología que hoy está disponible y ayuda a la disminución de la congestión, además de reducir las emisiones de dióxido de carbono, la dependencia de los combustibles fósiles, y la contaminación auditiva (Yaghoubi, 2012).

Foto 1 Tren MagLev de Shanghai: a) Visión Interior, b) Panorámica de la Estación del Tren Maglev



Fuente: http://www.maglev.ir/eng/documents/reports/IMT_R_22.pdf

La Estereolitografía. También conocida como fabricación óptica, o impresión en resina (fotolidificación) requiere una ultra-alta-precisión en el control de posicionamiento y en la manipulación de materiales y dispositivos a dimensión de nanoescala. Para cumplir las exigencias

de estos procesos se requieren técnicas de nano-posicionamiento con propiedades para disminuir la sensibilidad al ruido y a las vibraciones en el medio. Se utilizan tres categorías principales para lograr el nano-posicionamiento: los sistemas impulsados por motores convencionales, los sistemas impulsados por piezoelectricidad y los de tipo MagLev.

Los motores DC poseen algunas propiedades que los hacen atractivos para estos propósitos, pero requieren suministro constante de potencia o inclusión de frenos para mantener la posición. Tienen niveles de disipación de calor indeseables, necesitan un mecanismo de control y debido a la histéresis oscilan alrededor de la posición deseada. Los dispositivos piezoeléctricos son los más populares en sistemas de ultra precisión, pero están limitados por su ancho de banda y presentan dificultades en cuanto a deslizamiento, no linealidades por histéresis y vibraciones. Los sistemas de posicionamiento MagLev resultan ser excelentes candidatos para sistemas de posicionamiento de desempeño superlativo ya que proporcionan 6 grados de libertad, resolución en nanoescala sin fricción, sin deslizamiento, sin no linealidades de retroceso (backlash). Además la tecnología MagLev no precisa de lubricación ni genera partículas de polvo (Y. H. Kim, 2011);(Gu et al., 2005);(W. Kim, 2004);(Chen et al., 2012).

La Fotolitografía. La suspensión/levitación magnética resulta apropiada para la ejecución de etapas a pasos en fotolitografía. Se logran grandes desplazamientos en un plano: pequeños desplazamientos normales al plano y en los movimientos de *pitch*, *roll* y *yaw*. Se han presentado dispositivos con desplazamientos del orden de 50 x 50 mm, en dos dimensiones. Un motor lineal proporciona las fuerzas necesarias para la suspensión y la traslación de una mesa levitada magnéticamente (W. Kim & David L., 1998);(Owen et al., 2006);(Kwang & Yoon, 2002);(Redmond & Tucker, 1995).

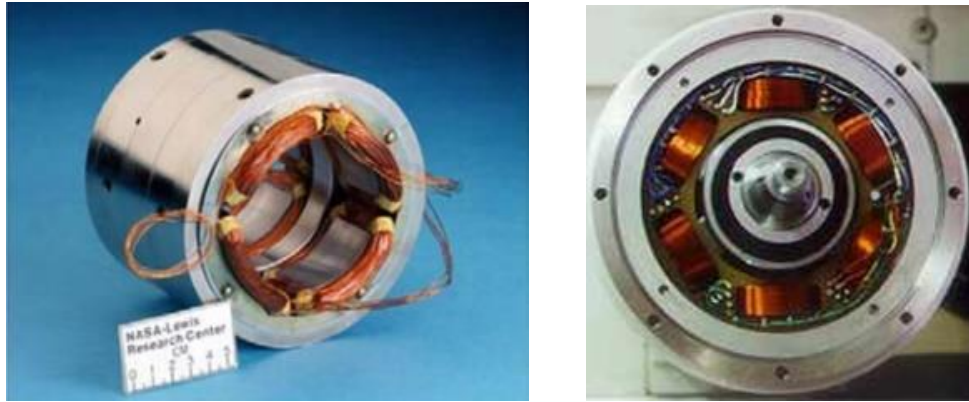
El Transporte de Obleas de Silicio. La característica de libre de contacto y polvo en los sistemas de suspensión/levitación magnética los convierten en dispositivos apropiados para el transporte de obleas en el proceso de fabricación limpia de semiconductores. Algunas investigaciones han propuesto el desarrollo de dispositivos capaces de proporcionar movimiento sin contacto y sin la necesidad de una fuente de suministro de potencia a bordo (Chen et al., 1999),(Tsukamoto et al., 1988). Diferentes configuraciones para los sistemas de transporte han sido propuestas a lo largo del desarrollo de las investigaciones en este campo. Se logra la levitación por fuerzas opuestas utilizando electromagnetos e imanes permanentes (Wronosky et al., 1996),(Park et al., 1996).

La Teleoperación. Con dispositivos magnéticamente suspendidos es una técnica apropiada para entornos azarosos en donde además de la necesaria precisión en las maniobras existen condiciones amenazantes para la salud humana como en reactores nucleares, plantas químicas, líneas de alta tensión, etc. En (Unger & Hollis, 2004) se ha propuesto un dispositivo de teleoperación magnéticamente levitado grueso-fino con 6 grados de libertad.

Los Rodamientos Magnéticos. La suspensión/levitación magnética no está alejada de las tecnologías, se utiliza actualmente en aplicaciones reales en tierra, aire y en aplicaciones aeroespaciales. Los equipos en la industria se están proveyendo de bombas, motores, generadores

y compresores que soportan maquinaria en operación sin contacto físico. Los cojinetes magnéticos proporcionan un deslizamiento suave entre el rotor y el estator de las máquinas sin presentar contacto mecánico y sin necesidad de lubricación. Esto los convierte en aparatos ideales para altas velocidades de rotación en ambientes extremos (Foto 2).

Foto 2 Rodamiento Magnético: a) Estator; b) Rotor



Fuente: http://www.maglev.ir/eng/documents/reports/IMT_R_22.pdf

Se han desarrollado dos tipos de cojinetes magnéticos: pasivos y activos, los primeros utilizan magnetos permanentes y superconductores. Los cojinetes magnéticos activos utilizan electromagnetos y necesitan operación en control de lazo cerrado. Los componentes de los rodamientos magnéticos presentan baja o casi nula fricción y pueden jugar importante desempeño en la industria a pesar de su complejidad (Chien-Chang Wang et al., 2006);(Chen Seng-Chi et al., 2014);(Yin & Zhao, 2007);(Bonnet et al., 2009).

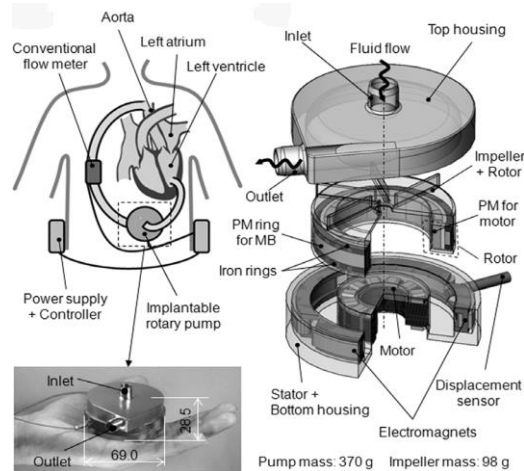
El Micromaquinado. Es una técnica que cada vez gana importancia en razón a la creciente demanda de componentes pequeños y microdimensionales. El desarrollo de máquinas para el microprocesamiento se hace indispensable teniendo en cuenta aspectos tales como la amigabilidad con el ambiente y las cuestiones económicas. El nuevo concepto de micromaquinado, tratando de sobrepasar esas dificultades involucra impulsión directa apropiada para lograr máximas aceleraciones y respuesta adecuada a los tirones o impulsos (Banucu et al., 2011). Los tirones se conceptúan como los cambios en la aceleración que se presentan en sistemas de dimensión 3 o mayor que pueden presentar comportamiento caótico (Sprot, 2000).

Aplicaciones especiales

Bombas MagLev para enfermedades del Corazón. Una gran causa de fallecimientos es la falla en el funcionamiento del corazón humano. Los tratamientos involucran trasplantes de corazón, asistencia mecánica ventricular, reemplazo de venas u otros órganos. En el caso de los trasplantes se presentan dificultades con los posibles donantes además de la posibilidad de rechazo biológico de los implantes. Los rodamientos tradicionalmente utilizados en las bombas para el corazón pueden causar polución en la sangre posibilitando el desencadenamiento de reacciones fatales, como la trombosis. Un sistema para esta aplicación con tecnología MagLev puede superar estas

falencias de los sistemas tradicionales ya que no se presenta fricción, no se requieren sellos ya que no necesitan lubricación por lo que la contaminación de la sangre es minimizada, no hay elevaciones de temperatura debidas a fricción y como no hay desgastes, la vida útil de estos dispositivos se amplía considerablemente. Estos artefactos son de tamaño muy pequeño y de larga duración (Foto 3). Se pueden dividir en bombas de desplazamiento, pulsantes y de flujo continuo. Se han diseñado de diferentes tipos: centrífugas, axiales y de flujo mixto (Huachun Wu et al., 2011);(K. Qian, 2014).

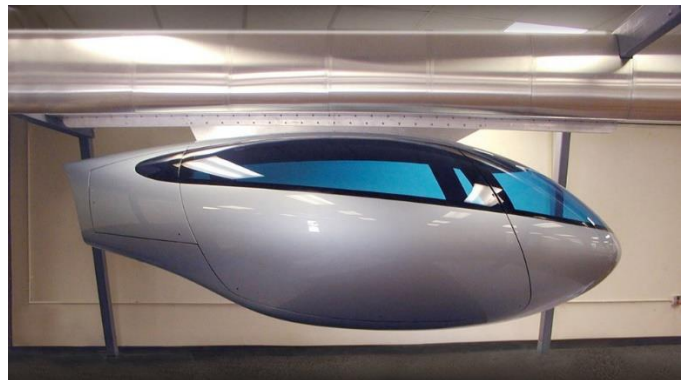
Foto 3 Sistema ventricular asistido y un CBP MagLev implantable; b) Configuración de un CBP implantable



Fuente: http://www.maglev.ir/eng/documents/reports/IMT_R_22.pdf

Carros Voladores o de Tránsito Personal (PRT). Se trata de vehículos suspendidos desde una guía elevada que podrán transportar tres pasajeros utilizando tecnología MagLev que puede alcanzar velocidades de hasta 240 Km /hora. Teóricamente este transporte puede llevar los pasajeros al lugar donde deseen llegar a lo largo de la ruta, sin paradas innecesarias para otros pasajeros. Este sistema podría operar con tecnología MagLev disponible hoy en día reduciendo la congestión y la contaminación. Comercialmente a esta alternativa se la ha dado el nombre SkyTran (Foto 4).

Foto 4 Carros Voladores



Tomado de: http://www.maglev.ir/eng/documents/reports/IMT_R_22.pdf

Anexo B. Los campos magnetostáticos

Los campos magnetostáticos se generan debido al movimiento de cargas eléctricas con velocidad uniforme. El enfoque de la magnetostática también cubre las corrientes que no tienen una frecuencia de alternancia rápida. Algunos modelos y leyes fundamentales para el estudio de estos campos útiles para el presente trabajo se describen de manera sintética a continuación (Sears et al., 2005);(Plonsey & Collin, 1961).

La *permeabilidad magnética* se refiere a la propiedad de una sustancia de permitir el paso del flujo magnético a través de ella. Corresponde a la relación entre el flujo magnético presente y la intensidad de campo magnético H dentro de la sustancia. Se puede conceptualizar como el grado de magnetización de un material cuando es sometido a la influencia de un determinado campo magnético. La permeabilidad absoluta puede describirse como:

$$\mu = B/H$$

Donde B es la inducción magnética⁵⁰ y H es la intensidad de campo magnético⁵¹. Para hacer comparaciones de la permeabilidad magnética entre diferentes materiales se caracteriza la permeabilidad magnética absoluta μ como el producto de la permeabilidad magnética relativa μ_r y la permeabilidad magnética del vacío μ_0 :

$$\mu = \mu_r \mu_0$$

Los materiales pueden clasificarse de acuerdo con su permeabilidad magnética relativa como *ferromagnéticos* si su permeabilidad magnética relativa es mucho mayor que 1., como *paramagnéticos* si su permeabilidad relativa es cercana a 1 y como *diamagnéticos* si su permeabilidad relativa es menor que 1.

La *inducción magnética* B es el fenómeno por el cual una corriente eléctrica I circulando por un conducto de 1 m. de longitud produce una intensidad de campo magnético H medida en *Amperios / metro*:

$$B = \mu H$$

Donde B es la densidad de campo magnético⁵² medida en Tesla⁵³ (T). μ es la constante de permeabilidad del vacío: $4\pi \times 10^{-7} \text{ Henrio/metro}$

Se puede expresar como:

$$\vec{B} = \frac{\mu_0}{4\pi} \oint \frac{(I d\vec{l}) \times \hat{u}_r}{r^2}$$

⁵⁰ La unidad de medida de B es el Tesla (T)

⁵¹ La intensidad de campo magnético H se mide en Amp.vueltas o Amp.m

⁵² Densidad de campo magnético e inducción magnética son términos similares

⁵³ Tesla (T) es la unidad de medida de densidad magnética en el Sistema Internacional de Unidades SIU.

En esta ecuación B es la densidad magnética inducida por una corriente eléctrica I a una distancia r del conductor por el que circula dicha corriente.

El *flujo magnético* se representa como la integral de superficie sobre la componente normal al campo magnético B :

$$\phi = \int_S B \cdot n da$$

En donde ϕ es el flujo magnético, B es la inducción magnética, da corresponde al diferencial de área y n es la norma de da . El flujo magnético presenta analogía con el flujo eléctrico. Se describe como líneas de flujo que salen del polo norte de un imán y llegan al polo sur del mismo. La inducción magnética sobre una superficie de área A puede describirse como:

$$\phi = BA \text{ (Weber)}$$

El *Weber* (Wb) es la unidad de flujo magnético en el SIU, equivale al flujo magnético que al atravesar un circuito eléctrico con una sola espira produce en ella una fuerza electromotriz de 1 voltio, cuando el flujo se anula en 1 s con decrecimiento uniforme.

$$1 Wb = 1V \cdot seg = 1T \cdot m^2 = 1m^2 \cdot Kg \cdot seg^{-2} \cdot Amp^{-1}$$

El equivalente del Wb en el sistema CGS es el *Maxwell* (Max):

$$1Max = 10^{-8}Wb$$

La *ley de Ampere* se describe como:

$$\oint_L H \cdot dl = \int_S J \cdot dS$$

Donde dS es un elemento de superficie y dL es el elemento de longitud. H es la intensidad del campo magnético (amperios /metro), J es la densidad de corriente eléctrica (amperios/metro cuadrado) y B corresponde a la densidad del flujo magnético (*Tesla*= *Weber/metro cuadrado*).

La *ley de Gauss* o ley de conservación del campo magnético establece que el campo magnético que entra y sale de una superficie cerrada es idéntico, por tanto, el flujo magnético a través de una superficie cerrada es nulo. Se expresa como:

$$\oint B \cdot dS = 0$$

Donde B es la inducción magnética y dS corresponde al diferencial de la superficie cerrada sobre la cual se integra.

Anexo C. Código para el algoritmo para adquisición de datos

<pre> %% CLEAR clear('all'); close('all'); clc; warning('off', 'all'); %% HARDWARE SETUP to = 2.0; br = 115200; s = SerialBegin(br, to); to = 10.0; bs = 1000000; e = EthernetBegin(bs, to); %% PROCESSING yf = -40; yi = 40; dy = -1; xf = -80; xi = 80; dx = -1; MapMove(e, xf, yf); pause(7); beep(); MapMove(e, xi, yi); pause(11); beep(); MapMove(e, 0, 0); pause(7); beep(); X = xi:dx:xf; Y = yi:dy:yf; </pre>	<pre> nX = length(X); nY = length(Y); Method = questdlg('Choose the axis method move', ... 'Method', 'X', 'Y', 'Both', 'Both'); if(strcmp(Method, 'X') ~= false) data = zeros(nX, 3); for i = 1:nX if(i > 1) data(i, 1) = X(i); data(i, 2) = 0; data(i, 3) = SensorRead(s); MapMove(e, X(i), yi); beep(); else MapMove(e, xi, yi); pause(10); beep(); end end elseif(strcmp(Method, 'Y') ~= false) data = zeros(nY, 3); for i = 1:nY if(i > 1) data(i, 1) = 0; data(i, 2) = Y(i); data(i, 3) = SensorRead(s); MapMove(e, yi, Y(i)); beep(); else MapMove(e, xi, yi); </pre>	<pre> pause(10); beep(); end end elseif(strcmp(Method, 'Both') ~= false) n = nX*nY; data = zeros(n, 3); k = 1; for i = 1:nX m = 1; for j = 1:nY MapMove(e, X(i), Y(j)); if(m > 1) data(k, 1) = X(i); data(k, 2) = Y(j); data(k, 3) = SensorRead(s); k = k + 1; else pause(8); beep(); m = 2; end end end end else warndlg('This method does not exist'); end %% SAVE DATA xlswrite('Data25Axsns.xlsx', data); %% SYSTEM STOP SerialStop(s); EthernetStop(e); </pre>
---	--	--

Anexo D. Datos adquiridos. Experimentales

	DATOS ORIGINALES				
	0.5A (Gauss)	1.0A (Gauss)	1.5A (Gauss)	2.0A (Gauss)	2.5A (Gauss)
1	85.2	166	245.1	340	432
2	85.9228132	172.786791	248.578242	341.0338462	434.0430769
3	86.863978	169.907934	260.204396	345.4628571	434.0430769
4	87.6944176	168.413143	255.221758	336.6048352	427.3995604
5	85.2030989	168.302418	250.792747	337.1584615	426.2923077
6	87.6944176	166.309363	250.792747	339.372967	427.9531868
7	83.9851209	165.921824	245.81011	334.3903297	425.1850549
8	83.9851209	165.036022	246.363736	332.1758242	421.8632967
9	81.3277143	164.703846	182.143077	327.7468132	418.5415385
10	82.1581538	162.600066	235.291209	319.996044	411.898022
11	81.216989	159.33367	239.166593	318.8887912	406.3617582
12	78.8363956	158.669319	236.952088	318.8887912	405.8081319
13	78.2274066	157.22989	240.273846	307.8162637	400.8254945
14	76.6218901	153.299143	228.647692	303.9408791	396.3964835
15	77.396967	150.531011	230.308571	305.6017582	385.323956
16	75.1270989	148.371868	224.218681	293.9756044	373.1441758
17	73.3554945	146.489538	218.682418	296.7437363	369.2687912
18	70.532	143.389231	210.378022	283.4567033	367.6079121
19	71.9160659	138.904857	207.60989	277.3668132	350.4454945
20	70.8641758	135.859912	203.734505	279.0276923	352.1063736
21	68.2621319	134.420484	199.859121	275.1523077	338.8193407
22	67.3763297	132.205978	205.395385	264.0797802	325.5323077
23	64.8296484	128.607407	190.447473	249.1318681	325.5323077
24	63.7777582	128.662769	188.786593	255.7753846	329.4076923
25	64.0545714	124.621297	184.357582	244.1492308	312.2452747
26	60.2899121	119.86011	177.16044	233.0767033	306.1553846
27	59.1272967	118.476044	169.963297	262.9725275	304.4945055
28	58.629033	113.825582	175.49956	232.5230769	296.7437363
29	57.244967	115.818637	172.731429	228.6476923	276.2595604
30	55.5840879	107.514242	162.766154	270.1696703	275.1523077
31	54.6982857	107.182066	157.783516	228.0940659	263.5261538
32	53.591033	104.801473	147.818242	208.7171429	262.9725275
33	51.8194286	101.867253	150.586374	202.6272527	254.1145055
34	50.6568132	99.6527473	150.586374	202.6272527	250.2391209
35	48.8298462	96.6078022	147.818242	200.9663736	230.3085714
36	47.3904176	94.8361978	137.299341	192.661978	233.6303297
37	46.9475165	91.4590769	132.87033	177.7140659	230.8621978
38	45.3973626	89.2445714	132.87033	161.6589011	230.3085714
39	44.0686593	87.472967	124.012308	168.3024176	219.236044
40	45.1759121	84.4833846	130.102198	168.3024176	212.5925275
41	40.8576264	80.9401758	121.797802	163.3197802	205.949011
42	39.8610989	78.8363956	119.583297	164.9806593	195.4301099
43	39.1967473	81.9920659	120.136923	159.998022	192.661978
44	39.8610989	76.178989	108.510769	152.8008791	199.3054945
45	37.7573187	75.3485495	110.725275	151.6936264	208.1635165
46	36.7607912	70.9749011	106.296264	140.0674725	186.0184615
47	34.6016484	70.1998242	106.84989	144.4964835	175.4995604
48	35.6535385	68.7603956	102.974505	135.0848352	172.7314286
49	33.439033	67.8192308	97.9918681	126.7804396	130.6558242
50	35.7089011	64.885011	81.9367033	126.7804396	166.6415385
51	31.8888791	63.7777582	99.6527473	132.8703297	159.998022
52	31.3906154	61.673978	91.901978	120.6905495	159.4443956

53	30.6155385	60.2899121	81.9367033	125.6731868	161.1052747
54	31.1691648	61.1203516	90.7947253	109.0643956	165.5342857
55	28.7885714	57.6325055	75.2931868	101.8672527	145.0501099
56	28.3456703	55.0304615	80.2758242	105.189011	137.2993407
57	26.7401538	54.200022	79.7221978	106.2962637	139.5138462
58	28.7885714	53.591033	77.5076923	110.1716484	129.5485714
59	25.6882637	54.0339341	82.4903297	101.8672527	128.4413187
60	25.5775385	50.988989	77.5076923	97.99186813	132.8703297
61	25.4114505	47.944044	77.5076923	91.90197802	122.3514286
62	27.0723297	47.8333187	82.4903297	105.189011	116.8151648
63	24.1381099	47.2243297	66.4351648	99.65274725	115.1542857
64	23.5844835	48.0547692	84.7048352	90.79472527	118.476044
65	21.2592527	46.2831648	62.0061538	81.9367033	106.2962637
66	22.587956	43.515033	67.5424176	88.58021978	110.7252747
67	20.5949011	44.2901099	63.667033	80.82945055	115.7079121
68	22.1450549	46.5046154	62.0061538	86.36571429	110.7252747
69	20.3734505	42.0756044	66.9887912	83.04395604	100.2063736
70	19.7090989	40.0271868	55.9162637	75.29318681	102.4208791
71	19.1001099	39.086022	58.1307692	77.50769231	96.88461538
72	23.4737582	40.0271868	58.6843956	76.95406593	99.65274725
73	18.1589451	37.701956	53.1481319	69.2032967	88.02659341
74	18.6572088	37.701956	47.6118681	68.64967033	84.15120879
75	18.6572088	39.4735604	58.1307692	91.90197802	91.34835165
76	19.2661978	35.5981758	59.238022	62.00615385	85.81208791
77	15.5015385	33.8819341	53.7017582	64.22065934	83.04395604
78	17.0516923	31.445978	48.1654945	63.11340659	82.49032967
79	14.6157363	33.4943956	39.3074725	62.55978022	86.36571429
80	14.1728352	32.6085934	44.2901099	83.04395604	81.9367033
81	16.2212527	31.7781538	41.521978	62.00615385	75.84681319
82	15.5015385	29.5082857	50.9336264	64.22065934	63.11340659
83	15.114	30.228	39.8610989	62.00615385	62.55978022
84	13.287033	28.0688571	44.2901099	64.77428571	72.52505495
85	15.0586374	29.8958242	47.0582418	59.23802198	79.16857143
86	14.3942857	28.5117582	36.5393407	58.6843956	50.93362637
87	11.3493407	26.3526154	35.9857143	51.48725275	70.86417582
88	13.287033	27.4598681	39.3074725	53.14813187	66.98879121
89	12.4565934	26.9062418	29.3421978	50.38	69.75692308
90	15.9444396	27.5152308	44.2901099	53.70175824	64.77428571
91	12.6226813	26.1865275	38.2002198	53.14813187	65.32791209
92	11.0725275	24.8578242	34.3248352	45.95098901	59.79164835
93	11.7368791	24.7470989	40.4147253	44.84373626	53.70175824
94	13.7852967	27.4598681	33.2175824	44.84373626	57.57714286
95	11.6261538	24.3595604	42.0756044	40.41472527	62.00615385
96	10.4081758	23.0862198	28.2349451	47.61186813	53.14813187
97	10.4081758	24.9131868	31.0030769	40.41472527	60.34527473
98	10.9618022	21.5914286	32.663956	33.21758242	60.34527473
99	7.30786813	20.6502637	36.5393407	44.29010989	60.8989011
100	10.5189011	23.1969451	31.5567033	37.64659341	41.52197802
101	12.8994945	20.8163516	33.7712088	37.09296703	52.04087912
102	10.1313626	21.0378022	33.7712088	39.8610989	46.50461538
103	8.19367033	23.9166593	35.9857143	44.29010989	46.50461538
104	8.96874725	19.543011	22.1450549	54.80901099	48.71912088
105	10.4635385	19.2108352	23.8059341	48.71912088	55.36263736
106	8.47048352	19.0447473	25.4668132	35.43208791	41.52197802
107	8.24903297	20.3734505	29.3421978	26.57406593	55.91626374
108	8.13830769	18.6018462	22.6986813	31.5567033	52.04087912

109	9.46701099	18.2696703	25.4668132	35.43208791	44.29010989
110	6.03452747	16.7195165	28.7885714	35.43208791	46.50461538
111	7.97221978	18.2143077	23.8059341	31.00307692	23.80593407
112	8.13830769	16.8302418	26.5740659	35.43208791	37.64659341
113	8.35975824	16.1658901	13.8406593	35.43208791	39.8610989
114	7.75076923	16.2212527	13.8406593	27.12769231	45.95098901
115	8.41512088	16.8302418	18.8232967	35.98571429	40.41472527
116	7.52931868	18.2143077	24.3595604	26.57406593	41.52197802
117	8.58120879	14.6157363	10.5189011	31.00307692	34.87846154
118	7.08641758	15.7783516	13.287033	29.3421978	44.29010989
119	7.14178022	15.8890769	26.5740659	26.57406593	36.53934066
120	9.13483516	14.0067473	18.8232967	26.57406593	48.71912088
121	7.58468132	15.2800879	22.1450549	27.68131868	41.52197802
122	6.64351648	16.8302418	22.1450549	22.69868132	41.52197802
123	7.58468132	13.5084835	18.8232967	29.89582418	24.91318681
124	7.08641758	13.287033	18.2696703	24.91318681	35.98571429
125	5.31481319	14.6157363	20.4841758	22.14505495	24.91318681
126	7.08641758	13.287033	20.4841758	17.71604396	35.98571429
127	7.08641758	13.7299341	19.9305495	13.28703297	31.00307692
128	7.36323077	13.0655824	18.8232967	26.57406593	26.57406593
129	5.42553846	13.287033	13.8406593	24.91318681	31.5567033
130	5.31481319	11.6815165	23.8059341	26.57406593	27.68131868
131	8.96874725	15.8890769	15.5015385	19.37692308	22.14505495
132	5.53626374	11.8476044	16.0551648	22.69868132	32.66395604
133	5.20408791	12.4012308	14.9479121	18.26967033	17.71604396
134	5.81307692	12.6226813	19.9305495	17.16241758	33.21758242
135	4.87191209	12.0690549	14.9479121	14.39428571	26.57406593
136	5.25945055	10.6296264	22.1450549	35.43208791	18.8232967
137	3.98610989	10.1867253	9.96527473	22.14505495	38.75384615
138	4.92727473	11.5154286	15.5015385	21.0378022	22.69868132
139	7.30786813	11.5154286	6.64351648	22.69868132	19.93054945
140	4.87191209	9.07947253	14.3942857	15.50153846	34.32483516
141	3.76465934	11.1278901	11.0725275	18.8232967	15.50153846
142	4.76118681	9.1901978	17.716044	11.62615385	26.57406593
143	7.75076923	10.4635385	9.96527473	17.71604396	17.71604396
144	5.31481319	9.41164835	24.3595604	22.69868132	21.0378022
145	4.5950989	8.47048352	15.5015385	8.858021978	19.37692308
146	6.64351648	10.2420879	12.1797802	13.84065934	22.14505495
147	4.42901099	8.63657143	6.64351648	10.5189011	19.93054945
148	3.82002198	10.2420879	18.8232967	11.62615385	28.78857143
149	5.81307692	10.5189011	18.2696703	14.94791209	31.00307692
150	3.76465934	7.80613187	8.85802198	24.35956044	13.84065934
151	4.42901099	9.79918681	9.41164835	11.07252747	17.71604396
152	4.04147253	10.2420879	17.716044	8.858021978	22.14505495
153	1.99305495	9.02410989	10.5189011	16.05516484	11.07252747
154	5.31481319	8.41512088	13.8406593	13.28703297	16.60879121
155	4.26292308	8.85802198	17.716044	9.411648352	72.52505495
156	2.65740659	7.08641758	9.96527473	22.69868132	18.26967033
157	3.93074725	7.36323077	28.2349451	19.93054945	22.14505495
158	2.93421978	7.08641758	18.2696703	22.14505495	21.0378022
159	4.20756044	8.02758242	17.716044	13.28703297	13.28703297
160	4.42901099	8.41512088	11	8.858021978	14.39428571

Anexo E. Otros sensores para la determinación de actitud

Los Sensores Solares. Sirven para la determinación de la posición del sol como aporte al sistema de control de orientación del satélite. Sus precios son relativamente altos.

Sensores Solares



Fuente: <https://www.cubesatshop.com/product/nss-cubesat-sun-sensor/>

El Seguidor de Estrellas. Desempeña una función similar a la del sensor de sol, pero su precisión es mucho más alta, del orden de unas milésimas de grado. No se utiliza en este trabajo, pueden tener valores cercanos a los 80.000 Euros⁵⁴.

Seguidor de Estrellas



Fuentes: <https://www.cubesatshop.com/product/nss-cubesat-sun-sensor/>
http://www.ati-space.com/ATI.files/11_index.files/utyuu_aboute.htm#Wheel

El Explorador de Horizonte (Horizont Scanner). Es un dispositivo que detecta el horizonte de la tierra. Para un satélite orbitando cercanamente a la tierra, la tierra es el objeto más brillante detrás del sol y cubre al menos la mitad del cielo (Wertz, 1978). No se utilizan en este trabajo.

Sensor de Horizonte



Fuente:

<http://www.excelitas.com/downloads/TPD%201T%200224%20TPD%201T%200524%20TPD%201T%200624%20-%20General-Purpose%20Thermopile.pdf>

⁵⁴ Precio para dispositivo de especificaciones garantizadas para las condiciones del espacio interestelar

El GPS (Global Positioning System). Se utiliza principalmente para confrontar las mediciones del magnetómetro con el IGRF (*International Ground Reference Field*). No es necesario en este proyecto. Hay una amplia diversidad de referencias para cada aplicación.

Dispositivos GPS



Fuentes: <http://es.dhgate.com/online-shopping/satellite-tracks-online.html>

<http://www.starsnav.com/MTI-6.htm>

Anexo F. Modelos matemáticos de sensores para la determinación de actitud.

Los sensores empleados en esta tesis y sus respectivos modelos matemáticos se presentan en este anexo. Una descripción más extensa se puede consultar en (Wertz, 1978).

Los Magnetómetros. Son sensores que miden la fuerza y la dirección del campo magnético local en sus tres ejes con representación vectorial. En órbita la estimación de la actitud se obtiene comparando esta información local vectorial con el modelo calculado a partir del IGRF (*International Geomagnetic Reference Field*) para cada punto específico. Los magnetómetros tienen un amplio rango de aplicaciones en donde se utiliza un campo magnético como referencia (por ejemplo, el campo magnético de la tierra), otra utilización se ha hecho para mapear la magnetosfera utilizando los magnetómetros dentro de la carga útil. A menudo son utilizados en conjunto con magnetorquers. La precisión de los magnetómetros está limitada a 0.5^0 (Fortescue et al., 2004). Un magnetómetro de uso común en misiones espaciales basado en tecnología magneto-resistiva anisotrópica (AMR)⁵⁵ para los sistemas de navegación de pequeños satélites es el HMC5983 producido por Honeywell (Honeywell, 2012). Un modelo matemático para este sensor expandido a sus componentes específicos por Riwanto (2015) a partir de (Renaudin et al., 2010) es:

$$\check{b} = S_m N^{-1} (1 + C_{si}) (b + b_{hi}) + off_m + \eta_m$$

Donde $\check{b}$ es la medida que entrega el magnetómetro la cual está distorsionada debido a los disturbios que afectan al vector de campo magnético verdadero b . Se han especificado los parámetros dependiendo si los errores se producen en el magnetómetro o provienen del entorno:

Parámetros de error del instrumento:

- Factor de escala S_m indica la proporcionalidad de la entrada a la salida para cada eje.
- No ortogonalidad, descrita por la matriz de transformación N , que corresponde a las direcciones verdaderas en el marco definido para el sensor.
- Sesgo del sensor off_m debido al puente de Wheatstone empleado en la tecnología AMR.

Parámetros de error del entorno:

- Parámetro de hierro duro b_{hi} que es un vector modelado a partir de los dipolos magnéticos permanentes en el entorno. Se manifiesta como un desplazamiento lineal de las líneas de campo magnético.
- Parámetro de hierro suave C_{si} que es una matriz una matriz modelada a partir de materiales ferromagnéticos que presunta efectos de inducción por campos magnéticos externos (es decir, el campo magnético ambiental y las perturbaciones en hierro duro) que producen distorsión de la forma de las líneas del campo magnético.

⁵⁵ Operan con base en el efecto magneto resistente que consiste en la variación de la resistencia de un material magnético que conduce una corriente ante la presencia de un campo magnético externo.

Una medida de ruido aditivo aleatorio η_m se ha incluido (Riwanto, 2015).

Los Giroscopios. Son dispositivos inerciales cuyo funcionamiento se basa en la conservación del momento angular y se emplean para determinar la orientación o para conservarla. En el ADCS para naves espaciales, los giroscopios son comúnmente utilizados en razón a que la aceleración de la gravedad es despreciable en órbita (Wertz, 1978). Miden la velocidad angular que experimenta el instrumento el cual puede ser de diversos tipos dependiendo de su mecanismo físico (Fortescue et al., 2004): *mecánico*, *óptico* y *vibratorio de Coriolis*. Los *giroscopios mecánicos* son los más antiguos, pero las partes móviles que contienen los hacen susceptibles a fallas lo que los hacen inconvenientes para las aplicaciones aeroespaciales por la imposibilidad de realizar el mantenimiento (Markley & Crassidis, 2014). Los *giroscopios ópticos* son precisos, pero de costo relativamente alto. La investigación en tecnologías de miniaturización ha llevado al desarrollo microsistemas-electromecánicos (MEMS)⁵⁶ que son aptos para pequeñas naves espaciales como los CubeSats por su bajo costo, pequeño tamaño, peso liviano, alta precisión, fácil integración y mínimo consumo de potencia (Xia et al., 2014);(Burg et al., 2005). Un modelo matemático para un giroscopio MEMS de uso común como el MPU-3300 de InvenSense (InvenSense, 2012) es (Riwanto, 2015):

$$\tilde{\omega} = S_g \omega + off_g + \eta_{ARW}$$

Donde:

- $\tilde{\omega}$ Valor de velocidad angular medido por el giroscopio
- S_g Error de escala total del giroscopio
- ω Velocidad angular verdadera
- off_g Sesgo de la velocidad angular
- η_{ARW} Desplazamiento angular aleatorio

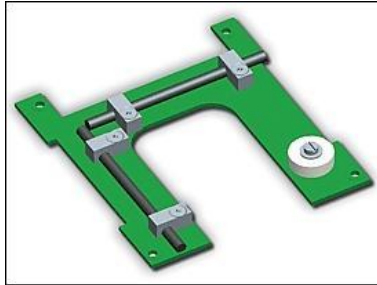
⁵⁶ Dispositivos de dimensiones pequeñas compuestos por elementos pasivos y activos micro fabricados.

Anexo G. Otros actuadores para el control de actitud

Otros actuadores utilizados en el trabajo aeroespacial no empleados en esta tesis son presentados brevemente en este anexo.

Magnetos permanentes. Los magnetos permanentes se utilizan como un método pasivo para estabilización de la nave espacial (Foto 5). Para nuestro caso no son aplicables dadas las relativamente cortas distancias reales entre los elementos del diseño.

Foto 5 Magneto Permanente

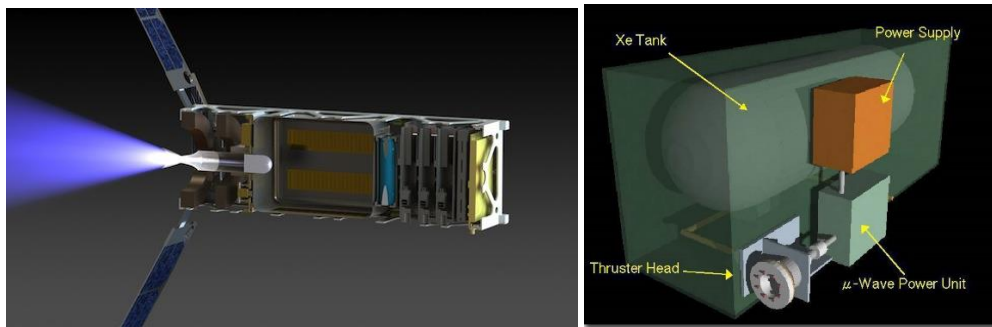


Fuente: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/trailblazer>

Estabilizadores de Giro (Stabilization Spin). Si el satélite rota alrededor de un eje, el efecto giroscópico de esta rotación reducirá las fluctuaciones en los otros ejes. No es adecuado al proyecto.

Propulsores (Thrusters). Se emplea la tercera ley de Newton (acción - reacción). Se pueden utilizar tanques de gas a bordo del satélite. Resultan inadecuados por su peso y tamaño para la finalidad de este trabajo. La Foto 6 muestra dos tipos de impulsores, uno de propelente normal y otro de gas Xenón.

Foto 6 Dos Tipos de Thrusters



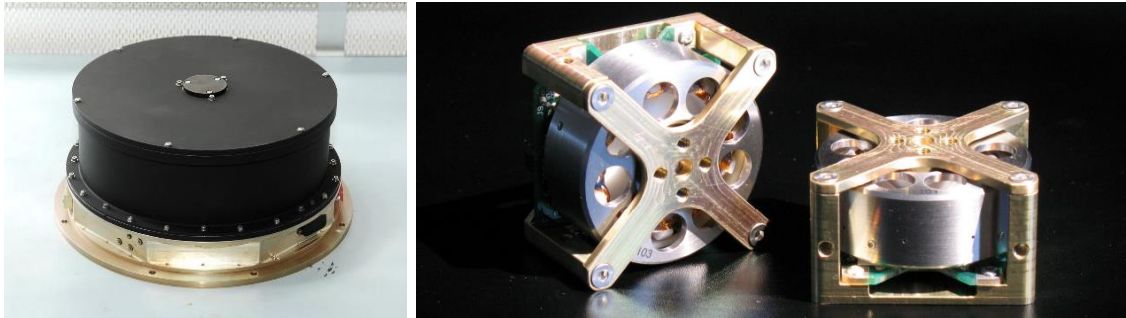
Fuentes:

https://www.google.com.co/url?sa=i&rct=j&q=&esrc=s&source=images&cd=&ved=0ahUKEwj42dqj9PSAhVD_4MKHRO0DdEQjRwIBw&url=https%3A%2F%2Fwww.pinterest.com%2Fmichael0326%2Fcubesats%2F&bvm=bv.149397726,d.amc&psig=AFQjCNHdAsHvVkeoiGJohGdRFQThzdsX1Q&ust=1489481922173300

http://www.ati-space.com/ATI.files/11_index.files/menu.files/MWE-3.jpg

Ruedas de Inercia o de Reacción. Estos dispositivos usan la variante rotacional de la tercera ley de Newton. Sí se acelera una rueda fijada al cuerpo del *CubeSat* este se acelerará en sentido contrario. Son pequeños motores eléctricos de a bordo No son una solución apropiada para el *UVSat1*. Foto 7.

Foto 7 Ruedas de Inercia



Fuentes: <https://encrypted-tbn1.gstatic.com/images?q=tbn:ANd9GcRS7xD43ZftMbbumfucwzY2HX3FnZWk9oGw-CZJ4eEQq7qrE76B>

<http://www.sinclairinterplanetary.com/>

Anexo H. Divulgación

- a) *Análisis, Modelamiento y Simulación de un Sistema de Suspensión Magnética: Una Aplicación de la Técnica Bond Graph.* Ponencia en Tercer Congreso Internacional sobre Tecnologías Avanzadas de Mecatrónica, Diseño y Manufactura. 13, 14 y 15 de abril de 2016. Universidad del Valle. Cali, Colombia.
- b) *Modelado y Análisis de un Sistema de Suspensión Magnética en un Enfoque de la Técnica Bond Graph.* Artículo de Investigación publicado en Memorias del Tercer Congreso Internacional sobre Tecnologías Avanzadas de Mecatrónica, Diseño y Manufactura. 13, 14 y 15 de abril de 2016. Universidad del Valle. Cali, Colombia.
- c) *La Determinación y Control de la Actitud de Pequeños Satélites: Un Factor Crucial para el Éxito de las Misiones Espaciales.* Ponencia en II Semana Mundial del Espacio. 9 al 13 de octubre de 2017. Universidad del Valle. Cali, Colombia.