# CENTRO DE INVESTIGACIÓN CIENTÍFICA Y DE EDUCACIÓN SUPERIOR DE ENSENADA, BAJA CALIFORNIA



# PROGRAMA DE POSGRADO EN CIENCIAS EN ELECTRÓNICA Y TELECOMUNICACIONES

# Desarrollo de un entrenador experimental con dos ruedas de reacción para un CubeSat educativo.

Tesis

para cubrir parcialmente los requisitos necesarios para obtener el grado de Maestro en Ciencias

Presenta:

#### Andrés Gutiérrez Medina

Ensenada, Baja California, México

2015

Tesis defendida por

### Andrés Gutiérrez Medina

y aprobada por el siguiente comité

Dr. Miguel Ángel Alonso Arévalo Codirector del Comité M.C. Ricardo Francisco Núñez Pérez Codirector del Comité

Dr. Roberto Conte Galván Miembro del Comité Dr. Benito Orozco Serna Miembro del Comité

Dr. Jorge Torres Rodríguez Miembro del Comité

Dr. César Cruz Hernández Coordinador del Programa de Posgrado en Electrónica y Telecomunicaciones Dr. Jesús Favela Vara Director de Estudios de Posgrado

Febrero, 2015

Resumen de la tesis que presenta Andrés Gutiérrez Medina como requisito parcial para la obtención del grado de Maestro en Ciencias en Electrónica y Telecomunicaciones con orientación en Instrumentación y Control.

#### Desarrollo de un entrenador experimental con dos ruedas de reacción para un CubeSat educativo.

Resumen elaborado por:

Andrés Gutiérrez Medina

Un picosatélite se considera un satélite pequeño, con un peso de 0.1 a 1 kg. El estandar CubeSat especifica que debe tener una forma cúbica de 10 cm por lado y debe contar con los subsistemas principales de un satélite convencional: de potencia, estructural, de telemetría y de determinación y control de la actitud. Todos bajo la administración de una computadora de abordo. El subsistema encargado de la orientación de un picosatélite es fundamental para mantener o ajustar la posición si así lo requiere la misión.

Considerando propósitos didácticos y de instrucción, se construyó una maqueta de laboratorio, en donde se puede mostrar el funcionamiento básico del subsistema de orientación basada en ruedas de reacción para generar cambios en la actitud de un picosatélite educativo, el cual respeta las especificaciones de dimensión y peso señaladas por el estándar CubeSat. Las ruedas de reacción se integran por motores de c.d., circuitos manejadores de su velocidad y ruedas inerciales. Mediante una consigna de velocidad generan un par inercial que ocasiona un desplazamiento rotacional en la estructura CubeSat, por lo tanto, existe una relación entre la velocidad de los motores y el desplazamiento angular pitch y yaw, sobre un marco de referencia establecido localmente; para obtener estas aproximaciones se realizaron pruebas estáticas y dinámicas.

Además, los resultados de las pruebas llevadas a cabo a la maqueta educativa también permiten evaluar el diseño de la base mecánica, así como el proceso de fabricación, mediante impresión 3D, de la estructura CubeSat; esta técnica se utilizó con el objeto de implementar un prototipo rápido y económico, de las partes que forman la maqueta.

Finalmente se recomienda, como trabajo futuro, mejorar la estructura dinámica de la maqueta en cuanto a los mecanismos de sujeción de la estructura CubeSat, los cuales son los que otorgan libertad de movimiento angular, sin embargo, introducen una fricción muy significativa al sistema de pruebas.

Palabras Clave: picosatélite, CubeSat, ruedas de reacción, sistema de determinación y control de la actitud, velocidad angular, par inercial, pitch, yaw, impresión 3D.

Abstract of the thesis presented by Andrés Gutiérrez Medina as a partial requirement to obtain the Master of Science degree in Master in Sciences in Electronics and Telecommunications with orientation in Instrumentation and Control.

#### Experimental trainer development with two reaction wheels of a CubeSat mockup.

Abstract by:

#### Andrés Gutiérrez Medina

A picosatellite is considered to be a small satellite, with a weight between 0.1 and 1 Kg. The CubeSat standard specifies that a picosatellite must have a cubic form with 10 cm per edge and contain all the principal subsystems of a conventional satellite: the power, structural, telemetry and determination and control of attitude. All managed by an on board computer. The subsystem in charge of the orientation in the picosatellite is fundamental to maintain or adjust the position, if it is required for the mission.

Considering didactic and instruction purposes, a laboratory mockup was built, in which can be show the basic functions of the orientation subsystem based on reaction wheels used to change the attitude of an educational picosatellite, which has all the specifications on dimensions and weight contained on the CubeSat standard. The reaction wheels are integrated by d.c. motors, velocity driver circuits and inertial wheels. Which, with a velocity setpoint they generate an inertial torque that causes a rotational displacement on the structure of the CubeSat, therefore, a relation between the motors' velocity and the pitch and yaw angular displacement exists on a local established framework; in order to obtain these approximations, static and dynamic tests were conducted.

Furthermore, the results of the tests performed to evaluate the educational mockup, also allow evaluate the mechanical design basis and the 3D printing manufacturing process of the CubeSat structure; this technique was used in order to implement a fast and economical prototyping, of the parts forming the model.

Finally recommended, as future work, improve the dynamic structure of the model in terms of the sliprings of the CubeSat structure, which are those given angular freedom of movement, however, introduce a significant friction to the system.

Keywords: picosatellite, CubeSat, reaction wheel, attitude determination and control system, angular velocity, intertial torque, pitch, yaw, 3D printing.

### Dedicatoria

### A Diana

### Agradecimientos

A mi esposa Diana, gracias por ser una compañera muy tolerante y por tener una gran paciencia en el tiempo que duraron mis estudios de maestría.

A mis padres y mis hermanos, por su apoyo incondicional en todo momento.

Al Dr. Miguel Alonso y al instructor Ricardo Nuñez, gracias por brindarme la oportunidad de trabajar en este proyecto, así como el apoyo otorgado para el desarrollo y culminación del mismo.

A los ingenieros Daniel Miranda y Miguel Sauceda, por su apoyo desinteresado en los momentos indicados, sin su valiosa colaboración no hubiera sido posible la obtención de la estructura mecánica.

A los miembros del comité de tesis, por sus revisiones, comentarios y sugerencias.

A Rene Torres, por su apoyo y atención en el taller de electrónica.

A todos los profesores y compañeros que participaron en mi formación académica, gracias por sus conocimientos, sus clases y su tiempo para revisiones académicas en mi beneficio.

Al Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada por otorgarme la oportunidad de realizar mis estudios de maestría, así como aportar la infraestructura necesaria y el apoyo económico brindado.

Al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACyT) por brindarme el apoyo económico para realizar mis estudios de maestría.

### Tabla de contenido

Página

Resumen	en español	iii
Resumen	en inglés	iv
Dedicator	ia	v
Agradecin	nientos	vi
Lista de fi	quras	х
Lista de ta	iblas	xiii
l ista de a	breviaciones v acrónimos	xiv
Constants		
Constante		XVI
Nomencla	tura	1
1         Intro           1.1         1.2           1.3         1.3           1.4         1.5           1.6         1.6	>ducción         Satélites pequeños         Antecedentes         Estándar CubeSat         Componentes básicos de un picosatélite tipo CubeSat         1.4.1         Subsistemas del módulo de la plataforma de un picosatélite         tipo CubeSat         Descripción general del proyecto         Aspectos básicos sobre la orientación del picosatélite tipo CubeSat         1.6.1         Sistema de coordenadas         1.6.2         Sensores         1.6.3	2 3 4 5 6 8 10 10 12 12
1.7	1.6.4 Pares perturbadores	13 15 16 17 17 17 17 17 18 20
2 Des 2.1 2.2 2.3	arrollo de la maqueta educativa CubeSat         Microcomputadora         Módulo de sensado         2.2.1         Módulo inercial iNEMO         2.2.2         Sensores del módulo iNEMO         2.2.1         Sensor de la orientación         Módulo de actuado	<b>22</b> 22 25 25 26 26 27

# Tabla de contenido (continuación)

		2.3.1 Momento angular de un sistema rotacional	27
		2.3.2 Par inercial generado por una rueda de reacción	28
		2.3.3 Diseño y construcción de una rueda de reacción	29
		2.3.4 Circuito manejador de velocidad de la rueda de reacción	32
		2.3.5 Diagrama del circuito manejador	34
	2.4	Comunicación inalámbrica	35
	2.5	Módulo estructural	35
		2.5.1 Estructura CubeSat	36
		2.5.1.1 Especificaciones	36
		2.5.1.2 Diseño y construcción	36
		2.5.2 Base giroscópica para el picosatélite educativo	39
		2.5.2.1 Especificaciones	39
		2.5.2.2 Diseño y construcción	39
	2.6	Resumen	42
3	Pruek	bas de funcionamiento e integración de la maqueta educativa	43
	3.1	Funcionamiento de la microcomputadora	43
		3.1.1 Comunicación I2C	43
		3.1.2 Comunicación con el módulo iNEMO	45
		3.1.3 Conversión analógico a digital	45
	3.2	Validación de mediciones de los sensores y actuadores	48
		3.2.1 Validación de mediciones del módulo iNEMO	48
		3.2.2 Validación de mediciones de velocidad de los motores	49
	3.3	Pruebas del par generado por las ruedas de reacción	50
		3.3.1 Desventajas del uso contactos circulares deslizantes	51
	3.4	Maqueta de pruebas	52
	3.5	Resumen	53
4	Pruoł	nas finales y análisis de resultados	54
•	4 1	Diagrama funcional de la magueta educativa CubeSat	54
	42	Caraterización de las ruedas de reacción	56
	4.3	Caracterización del sistema de sensado	57
	1.0	4.3.1 Pruebas estáticas al sistema de sensado	58
		4.3.2 Pruebas dinámicas al sistema de sensado	59
	44	Consigna de posición angular	61
		4 4 1 Consigna digital de posición	61
		4.4.2 Función transferente del posicionamiento angular pitch	62
		4 4 3 Función transferente del posicionamiento angular vaw	64
	45	Pruebas y resultados	65
	4.0	4.5.1 Posicionamiento angular	65
		4.5.2 Respuesta a perturbaciones mecánicas	67
		4.5.3 Sequimiento de una travectoria predeterminada	62
		454 Posicionamiento al unisono	70
	46	Fstudio y análisis de resultados finales	71
	U	$\square \cup \square \cup \cup$	11

# Tabla de contenido (continuación)

	4.7	Propuesta de mejoras al instrumento	73
5	<b>Concl</b> 5.1	<b>usiones</b> Recomendaciones para un trabajo futuro	<b>76</b> 77
Lista	de refe	rencias	78
Α	Repre	sentación matemática de la orientación	82
В	<b>Detern</b> B.1 B.2 B.3 B.4 B.5	ninación del tamaño y peso de la rueda inercialMomento de inercia del CubeSat educativoPar de las ruedas de reacciónAceleración angular de la rueda de reacciónMomento de inercia de la rueda de reacciónMasa de la rueda inercial	<b>86</b> 87 87 88 88
С	<b>Manej</b> C.1 C.2 C.3 C.4	o de la microcomputadora BeagleBone Conexión serial con la microcomputadora Beaglebone	<b>90</b> 90 91 91 93

# Lista de figuras

Página

1	Diagrama funcional de un picosatélite prototipo, nótese que los bloques sombreados son del intéres de este proyecto.	8
2	Sistema que se desea emular en el laboratorio.	9
3	Representación gráfica de los ángulos de Euler.	11
4	Los bloques sombreados son los de interés para este proyecto	16
5	Diagrama a bloques de la maqueta educativa para el picosatélite educativo tipo CubeSat.	19
6	Diagrama funcional del instrumento.	22
7	Microcomputadora BeagleBone.	23
8	Circuito acoplador óptico de las señales de E/S de la microcomputadora.	24
9	Circuito convertidor bidireccional de niveles de tensión para señales de E/S de la microcomputadora.	25
10	Unidad de medición inercial iNEMO.	26
11	Sistema rotacional compuesto por un motor y una rueda inercial como carga.	28
12	Figura seccionada de motor EC flat con sensores Hall	32
13	Diagrama esquemático del manejador de la velocidad de los motores Maxon DEC50/5	35
14	Estructura CubeSat modelada en programa de CAD	37
15	Estructura CubeSat.	38
16	Interior de la estructura CubeSat	38
17	Base giroscópica modelada en programa de CAD.	40
18	Maqueta educativa CubeSat, mostrando la base giratoria.	41
19	Configuración del ducto I2C.	44
20	Conexionado entre el módulo de sensores iNEMO y la microcomputadora BeagleBone	45
21	ADC de aproximaciones sucesivas.	48
22	Validación del iNEMO.	49
23	Prueba de la medición de la velocidad de los motores.	50
24	Componentes de una rueda de reacción.	51
25	Imagen seccionada de un contacto circular deslizante (slipring).	52
26	Maqueta de prueba para medir la posición angular del CubeSat educativo.	53

### Figura

# Lista de figuras (continuación)

Figura	P	ágina
27	Diagrama funcional de la maqueta educativa CubeSat	. 55
28	Relación entre la tensión de entrada al manejador y la velocidad angular del motor Maxon	. 57
29	Prueba estática del sistema de sensado para el pitch.	. 58
30	Prueba estática del sistema de sensado para el yaw	. 59
31	Relación entre la velocidad y el desplazamiento angular pitch.	. 60
32	Relación entre la velocidad y el desplazamiento angular yaw	. 61
33	Diagrama a bloques de la consigna de posición.	. 62
34	Relación de entrada y salida del posicionamiento angular pitch	. 63
35	Error absoluto del posicionamiento angular pitch	. 63
36	Relación de entrada y salida del posicionamiento angular yaw	. 64
37	Error absoluto del posicionamiento angular yaw.	. 65
38	Posicionamiento angular de la estructura CubeSat en el ángulo pitch en 40 grados.	. 66
39	Posicionamiento angular de la estructura CubeSat en el ángulo yaw en 40 grados.	. 66
40	Respuesta del sistema a una perturbación mecánica ejercida en la estruc- tura CubeSat en el ángulo pitch.	. 67
41	Respuesta del sistema a una perturbación mecánica ejercida en la estruc- tura CubeSat en el ángulo yaw	. 68
42	Seguimiento de trayectoria de la estructura CubeSat para el ángulo pitch.	. 69
43	Seguimiento de trayectoria de la estructura CubeSat para el ángulo yaw.	. 69
44	Movimiento al unísono de la estructura CubeSat: Posición de reposo cero grados en los ángulos pitch y yaw.	. 70
45	Movimiento al unísono de la estructura CubeSat.	. 71
46	Representación de la orientación por medio de sistemas de coordenadas.	. 82
47	Momento de inercia de un sólido en forma cúbica.	. 86
48	Momento de inercia de un disco delgado.	. 89
49	Rueda inercial fabricada para las RWA.	. 89

# Lista de figuras (continuación)

Figura	Pá	gina
50	Pantalla de acceso del sistema Beaglebone.	90
51	Identificación de los puertos de E/S de las microcomputadora Beaglebone.	91

### Lista de tablas

Tabla

### Página

1	Clasificación de los satélites pequeños de acuerdo a su peso	2
2	Parámetros de los motores EC flat seleccionados	31
3	Valores de voltaje analógico permitidos en el manejador de los motores.	34

## Lista de abreviaciones y acrónimos

AEM	Agencia Espacial Mexicana
ADC	Convertidor analógico a digital
AHRS	Sistemas de referencia de actitud y rumbo
BLDC	Motor sin escobillas de corriente directa
Cal-Poly	Universidad Politécnica del Estado de California
CI	Circuito integrado
CICESE	Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada
CITEDI	Centro de Investigación y Desarrollo de Tecnología Digital
CNC	Control numérico computarizado
COTS	Componentes de disponibilidad comercial pre-existente
DAC	Convertidor digital a analógico
DEC	Controlador electrónico digital
EC	Conmutación electrónica
ECSS	Estándares Espaciales de la Unión Europea
E/S	Entrada/Salida
GND	Línea para referencia
GPIO	Puertos generales de entrada y sálida
GPS	Sistema de posicionamiento global
I2C	Comunicación inter-circuitos
IGRF	Campo magnético internacional de referencia
IMU	Unidad de medición inercial
iNEMO	Módulo inercial
LEO	Orbita terrestre baja
MEMS	Sistemas microelectromecánicos
MPS	Microcontrolador de señal mixta
OBC	Computadora de Abordo
OSS	Software de código abierto
OTS	Componentes de disponibilidad pre-existente

PIC	Controlador de interfaz periférico	
PLA	Ácido poliláctico	
PUIDE	Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial	
PWM	Modulación por ancho de pulso	
RWA	Rueda de reacción	
SCA	Línea para datos I2C	
SCL	Línea para la señal de reloj I2C	
SRAM	Memoria estática de acceso aleatorio	
SSH	Intérprete de órdenes seguras	
TT&C	Telemetría, seguimiento y control	
UABC	Universidad Autónoma de Baja California	
UHF	Frecuencia ultra alta	
UNAM	Universidad Nacional Autónoma de México	

### Constantes

AU	Distancia media Tierra-Sol	149,597,870.691 km
с	Velocidad de la luz	$3{\times}10^8~m/s$
$F_s$	Constante solar	$1367 \ W/m^2$
G	Constante de gravitación universal	$6.67384 \times 10^{-11} \frac{N \cdot m^2}{kg^2}$
$M_{\oplus}$	Masa de la Tierra	$5,972{ imes}10^{24}~kg$
$R_{\oplus}$	Radio de la tierra	6,378 km

### Nomenclatura

I	Corriente [A]
$I_s$	Momento de inercia del satélite [ $kg \cdot m^2$ ]
$I_w$	Momento de inercia de la rueda de reacción [ $kg\cdot m^2$ ]
$I_x$	Momento de inercia en el eje $x [kg \cdot m^2]$
$I_y$	Momento de inercia en el eje $y \ [kg \cdot m^2]$
$I_z$	Momento de inercia en el eje $z \; [kg \cdot m^2]$
l	Longitud del picosatélite [m]
m	Masa [kg]
$m_w$	Masa de la rueda inercial [kg]
n	velocidad [rpm]
ω	Velocidad angular [radianes/s]
$r_w$	Radio de la rueda inercial [m]
t	Tiempo [s]
$T_a$	Par del arrastre aerodinámico [ $N \cdot m$ ]
$T_g$	Par de gradiente de gravedad [ $N \cdot m$ ]
$T_m$	Par magnético [ $N \cdot m$ ]
$T_o$	Par de control [ $N \cdot m$ ]
$T_{Total}$	Perturbación total [ $N \cdot m$ ]
$\theta$	Desviación angular [grados]
$\theta_s$	Desplazamiento angular del CubeSat [grados]
$\dot{ heta}_w$	Velocidad angular de la rueda de reacción [ $radianes/s$ ]
$\ddot{ heta}_w$	Aceleración angular de la rueda de reacción [ $radianes/s^2$ ]
$V_{cc}$	Voltaje de alimentación [V]
$V_{set}$	Voltaje para ajustar la velocidad en los manejadores [V]

### Capítulo 1. Introducción

#### 1.1 Satélites pequeños

En los últimos años diversas instituciones educativas, privadas y gubernamentales han mostrado un interés creciente en el desarrollo de los llamados satélites pequeños, la finalidad es poder acceder al espacio con un costo apropiado para llevar a cabo proyectos educativos y tecnológicos, así como experimentos científicos (Bouwmeester y Guo, 2010). La disminución en los costos de componentes y piezas esenciales para su construcción, la miniaturización de los mismos y la reducción del tiempo de desarrollo (Shiroma *et al.*, 2011), son características que favorecen la aproximación de la tecnología satelital hacia grupos de trabajo que, históricamente, por falta de infraestructura y recursos económicos se mantenían al margen de ella (Toorian *et al.*, 2008).

Los satélites pequeños se clasifican mediante su peso (Shiroma *et al.*, 2011) de acuerdo con la siguiente tabla:

categoría	peso (kg)
mini-satélite	100 - 500
micro-satélite	10 - 100
nano-satélite	1 - 10
pico-satélite	0.1 - 1

Tabla 1: Clasificación de los satélites pequeños de acuerdo a su peso.

Las universidades y centros de investigación han sido pioneros en el desarrollo de nano y picosatélites (Woellert *et al.*, 2011), principalmente, porque permiten que los estudiantes puedan aplicar sus conocimientos en el manejo de esta tecnología y así, eventualmente, adquirir la capacidad necesaria para el desarrollo de proyectos de mayor relevancia. De esta manera, han surgido proyectos interesantes en disciplinas tales como: biomedicina, ciencias atmosféricas, telecomunicaciones, ciencias de la tierra, astrobiología y astronomía (Selva y Krejci, 2012). Los propósitos que se persiguen con el desarrollo de estos dispositivos son: enseñanza, investigación científica y demostración tecnológica (Bouwmeester y Guo, 2010). Los proyectos relacionados con el estudio de la sustentabilidad de la Tierra pueden ser enriquecidos, sin duda, por programas donde se desarrollen nano y picosatélites, para esto, es necesario que existan recursos humanos con el entrenamiento adecuado y con la destreza en el manejo de la tecnología aerospacial. De esta forma, se puede realizar una contribución mayor a la ciencia y a la sociedad, mientras se educa a los estudiantes en las instituciones educativas involucradas (Selva y Krejci, 2012).

#### 1.2 Antecedentes

Los proyectos relacionados con el desarrollo de satélites pequeños en México, han sido realizados por instituciones académicas con los objetivos de formar recursos humanos y generar una tecnología propia en el campo. Los proyectos más destacados en este sector han sido los siguientes:

#### UNAMSAT

A principios de los años 90, la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) creó el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE) con el objetivo de desarrollar tecnología aeroespacial y generar conocimiento científico. Diseñaron y ensamblaron un microsatélite con el propósito de realizar un experimento astronómico. El proyecto fue exitoso; puesto que lograron poner en órbita el microsatélite UNAMSAT, en el segundo intento (Pacheco *et al.*, 2003).

#### SATEX

Fue un proyecto académico y multi-institucional que tenía como finalidad el diseño, la construcción y la validación de un microsatélite experimental. Propuesto principalmente para el desarrollo de sistemas de telecomunicaciones y sus aplicaciones. A pesar de ser un proyecto inconcluso, permitió la preparación de personal y la formación de grupos de trabajo en el desarrollo de tecnología espacial (Alonso *et al.*, 2012).

#### SATEDU

El satélite educativo SATEDU se desarrolla actualmente por el Instituto de Ingeniería de la UNAM, tiene como finalidad la formación de recursos humanos para el desarrollo

de nuevas tecnologías en el campo de los satélites pequeños (Alarcón, 2008).

#### SENSAT

El propósito del proyecto SENSAT es el de investigar, diseñar, desarrollar y construir nanosatélites educativos y usarlos como una herramienta para la especialización de personal que pueda trabajar en el área de tecnología espacial (Alonso *et al.*, 2012). Es un proyecto de colaboración entre las siguientes instituciones educativas: CICESE, UABC y CITEDI.

#### AEM

La AEM, de reciente creación, tiene como objetivo fomentar las actividades relacionadas con la tecnología aeroespacial, participando en proyectos de investigación y desarrollo tecnológico que contribuyan a la formación de recursos humanos, innovación tecnológica y competitividad en el sector. El desarrollo de satélites pequeños es uno de sus principales propósitos, por tal motivo, tiene contemplado un apoyo para la finalización y el lanzamiento de los satélites SENSAT y SATEDU (Pacheco *et al.*, 2012).

#### CUBESAT CICESE

Fue un proyecto de tesis de maestría, donde se construyó una maqueta de laboratorio de un controlador magnético de la orientación en dos ejes, para un picosatélite educativo tipo CubeSat, con administración inálambrica. El propósito del proyecto fue mostrar el funcionamiento básico del subsistema de control orbital, utilizando pares magnéticos, respetando el estándar CubeSat (Nicolás, 2014); la finalidad fue estrictamente educativa.

#### 1.3 Estándar CubeSat

El estándar CubeSat establece un conjunto de reglas para el diseño de picosatélites con el propósito de reducir los costos de producción y el tiempo de desarrollo. Un picosatélite tipo CubeSat se define como un satélite de forma cúbica de 100 mm por lado y un peso no mayor de 1.33 kg. El modelo estándar se define como una unidad 1U, también se disponen de las unidades de 1.5U, 2U y 3U, las cuáles mantienen una cara de 100 mm x 100 mm y una longitud de 157 mm, 214 mm y 327.5 mm, respectivamente

(Mehrparvar, 2014). El proyecto CubeSat comenzó en 1999 por iniciativa de Jordi Puig-Suari de la Universidad Politécnica del Estado de California (Cal-Poly, por sus siglas en inglés) en colaboración con Bob Twiggs del laboratorio de desarrollo espacial y sistemas de la Universidad de Stanford, ambas universidades ubicadas en California, EEUU.

Cal-Poly, es también, el desarrollador de un mecanismo especial llamado desplegador orbital del poli-picosatélites (P-POD, por sus siglas en inglés), el cual se monta en el vehículo de lanzamiento, considerando normas de seguridad para protección de los mismos, el vehículo de lanzamiento y la carga útil primaria (Mehrparvar, 2014).

Los CubeSats son puestos, comúnmente, en la órbita baja terrestre (LEO, por sus siglas en inglés), que comprende cualquier orbita menor a los 1,000 km de altitud, además siguen una trayectoria polar con un período orbital de aproximadamente 90 minutos si se encuentran a una altitud entre los 400 y 600 km (Schaffner, 2002). El tiempo de funcionamiento o vida útil de este tipo de instrumentos fluctua entre unos cuantos días hasta casi cinco años, el promedio de duración es de ocho meses, manifestando con esto que son de poca duración (Bouwmeester y Guo, 2010).

#### 1.4 Componentes básicos de un picosatélite tipo CubeSat

El propósito de un satélite es proporcionar los recursos necesarios para que la carga útil realice su función, la cuál puede ser la transmisión de datos, la medición de un instrumento, la realización de un experimento e incluso la retransmisión de datos de otro satélite. Un picosatélite tipo CubeSat se puede dividir en los módulos siguientes: el de carga útil y el de la plataforma, ambos bajo la supervisión de la computadora de abordo (OBC, por sus siglas en inglés). Los subsistemas que conforman la carga útil varían dependiendo del objetivo que tiene el picosatélite y pueden ser carga óptica, cámara de percepción remota, transmisor de banda S, comunicación inalámbrica y sistemas de posicionamiento global (GPS, por sus siglas en inglés). Los subsistemas que componen el módulo de la plataforma son: el de potencia, el estructural, el de telemetría y el sistema de determinación y control de la orientación (ADCS, por sus siglas en inglés) (Selva y Krejci, 2012). Como un picosatélite tipo CubeSat es, esencialmente, un satélite convencional a menor escala, entonces debe de tener la misma configuración.

#### 1.4.1 Subsistemas del módulo de la plataforma de un picosatélite tipo CubeSat

A continuación se describen los principales subsistemas de la plataforma de un picosatélite tipo CubeSat. Es necesario mencionar que los nombres de los subsistemas mencionados en el presente trabajo pueden variar con respecto a la terminología empleada en otros documentos.

#### Computadora de Abordo (OBC)

El manejo de información, el envío de mandos así como la supervisión de los subsistemas son algunas de las funciones que realiza la OBC. Es imprescindible un procesador que sea capaz de llevar a cabo esta tarea, los microprocesadores más populares para este cometido son: el controlador de interfaz periférico (PIC, por sus siglas en inglés) de Microchip y el microcontrolador de señal mixta (MSP, por sus siglas en inglés) de Texas Instruments.

Un tipo de procesadores que se ha vuelto muy popular, por sus capacidades de procesamiento, es el desarrollado por la empresa ARM Holdings, el cual lleva su nombre y es un procesador con una arquitectura basada en un número reducido de instrucciones (RISC, por sus siglas en inglés). Existen varias empresas con licencias para desarrollar procesadores ARM, entre las más importantes se encuentran: Apple, Freescale, NVIDIA, Qualcomm, Samsung y Texas Instruments.

Los procesadores que se colocan en satélites tienen la desventaja de ser vulnerables a la radiación solar, por lo que una manera de prevenir este riesgo es utilizar por lo menos dos (Bouwmeester y Guo, 2010).

#### Potencia

Subsistema encargado de la obtención, el almacenamiento, la supervisión y la distribución de la energía. La energía se obtiene directamente de la luz solar utilizando celdas solares, las más utilizadas son las de Arseniuro de galio por su alta eficiencia. Para almacenar la energía se utilizan baterías recargables de ión de Litio o de polímero de Litio por su alta densidad de energía. El promedio de potencia disponible varía desde 10 mW hasta 7 W (Bouwmeester y Guo, 2010).

#### Estructural

Proporciona la estructura, la base mecánica que cuenta con la rigidez suficiente para soportar el esfuerzo mecánico y las vibraciones que se experimentan en el lanzamiento del pico-satélite. La estructura es, tipicamente, del 15% al 20% del total de la masa y tiene que seguir las consideraciones de diseño del estandar CubeSat. La estructura se diseña para optimizar el volumen de la carga útil (Toorian *et al.*, 2008). Además, el control térmico de un CubeSat usualmente es pasivo y se encuentra en la estructura externa en forma de disipadores de calor y en materiales reflexivos (Selva y Krejci, 2012).

#### Telemetría

Denominado subsistema de telemetría, seguimiento y control (TT&C, por sus siglas en inglés), se ocupa de la comunicación entre el satélite y la estación terrestre, envíando datos relacionados con el funcionamiento de los subsistemas e información proveniente de la carga útil. Así también, recibe mandos desde la estación terrestre con la intención de modificar el funcionamiento del instrumento. Para el envío y recepción de datos, comúnmente, se utiliza la banda de frecuencia ultra alta (UHF, por sus siglas en inglés), 300MHz-3GHz, con modulación digital, la velocidad típica de envío es de 1200 y 9600 bits por segundo (Bouwmeester y Guo, 2010). Este subsistema demanda bastante energía, llegando a consumir hasta el 50% de la disponible cuando transmite información (Woellert *et al.*, 2011).

#### Sistema de determinación y control de la actitud (ADCS)

Se encarga de proporcionar la orientación del instrumento, además tiene que mantener o ajustar la posición según sean los requisitos de la misión (Larson y Wertz, 1999). Se utilizan dos tipos de control: pasivo y activo (Maini y Agrawal, 2011). El pasivo utiliza el entorno para orientarse naturalmente, sin necesidad de consumir energía propia. En cambio, su contraparte, el activo necesita gastar cierta energía para generar pares mecánicos que sean capaces de orientar el satélite. Ambos tipos de control son populares (Bouwmeester y Guo, 2010). Además, para determinar la orientación se requieren sensores que midan las variables ambientales.

#### 1.5 Descripción general del proyecto

En la Figura 1 se muestra el diagrama funcional de un prototipo educativo de picosatélite tipo CubeSat, esta configuración se propone persiguiendo objetivos de enseñanza e instrucción, además, se considera el uso de componentes OTS (siglas en inglés de off-the-shelf) que aluden a una disponiblidad comercial pre-existente (COTS, siglas en inglés de OTS comerciales) o de software de código abierto (OSS, por sus siglas en inglés). El prototipo de picosatélite educativo utiliza 5 subsistemas que son: OBC, potencia, estructural, TT&C y ADCS. La OBC comprende el manejo de la información, monitoreo y comunicación. El subsistema de potencia se encarga de suministrar la energía y el estructural de dar soporte mecánico a la maqueta del picosatélite educativo. El subsistema de TT&C comunica a la OBC, de manera inalámbrica, con una computadora externa que se desempeña como un laboratorio de pruebas. Por último, el sistema ADCS determina y controla la orientación del picosatélite educativo.



Figura 1: Diagrama funcional de un picosatélite prototipo, nótese que los bloques sombreados son del intéres de este proyecto.

En los últimos años se ha generado un mayor interés en la aplicación de los picosatélites en el campo de la observación terrestre (Selva y Krejci, 2012), por lo tanto, el desarrollo de subsistemas de ADCS activos es esencial para llevar a cabo este tipo de misiones. Es importante que el instrumento permanezca en la posición deseada para contrarrestar, de alguna forma, fuerzas naturales que existen en el espacio tales como: presión solar, arrastre aerodinámico, gradiente de gravedad y pares magnéticos. Por los efectos que causan sobre el satélite, se consideran fuerzas perturbadoras (Brown, 2002).

El campo magnético de la tierra ofrece una solución viable para que el subsistema ADCS utilice bobinas de par magnético, como actuadores de intercambio de momento, para el control de la orientación del picosatélite tipo CubeSat. Sin embargo, el dispositivo conocido como ruedas de reacción (RWA, por sus siglas en inglés) ofrece una alternativa para el control de la orientación de satélites pequeños; mediante la integración de un motor, rueda inercial y electrónica de control, una rueda de reacción puede provocar cambios en la orientación de un picosatélite (Cano, 2008).



Figura 2: Sistema que se desea emular en el laboratorio.

La finalidad de esta tesis de maestría es diseñar, construir e integrar una maqueta de laboratorio para enseñanza en donde se pueda mostrar el funcionamiento básico de las ruedas de reacción para generar cambios en la orientación de un picosatélite educativo tipo CubeSat. Los propósitos que se persiguen se basan en el estudio y comprensión del fenómeno, así como en la aplicación de ese conocimiento en el desarrollo del proyecto. Teniendo en cuenta que es un proyecto educativo, con fines didácticos y de instrucción, se emplearán componentes OTS, además de los materiales y la infraestructura disponible en el taller de electrónica del centro educativo.

#### 1.6 Aspectos básicos sobre la orientación del picosatélite tipo CubeSat

El subsistema ADCS debe ser capaz de dar a conocer la orientación en particular del satélite, esto lo realiza a través de sensores que miden cantidades físicas para usarse en la determinación de la orientación y la posición (Oland *et al.*, 2009). Con los datos obtenidos de los sensores es posible realizar una reorientación mediante la utilización de actuadores, interactuando con el campo magnético y la aceleración de la gravedad terrestres para poder crear fuerzas que generen movimiento. A continuación se mencionan los sistemas de coordenadas, los tipos de sensores y actuadores, así como las perturbaciones más comunes.

#### 1.6.1 Sistema de coordenadas

La orientación de un satélite se define como la desviación angular entre los ejes de dos sistemas coordenados; un sistema de referencia que esté fijo y un sistema de coordenadas anclado al satélite (Ley *et al.*, 2009), (Nicolás, 2014). Los principales sistemas de coordenadas que se utilizan para determinar la orientación de un satélite en una órbita terrestre son los siguientes:

#### Sistema de referencia geocéntrico inercial

El eje x+ apunta en la dirección del equinoccio vernal. El eje z+ se encuentra a lo largo del polo norte terrestre y el eje y+ se determina por la regla de la mano derecha entre los ejes x+ y z+.

#### Sistema de referencia geocéntrico tierra fija

El eje x+ apunta en la dirección en donde se intersectan el plano ecuatorial con el meridiano de Greenwich. El eje z+ apunta en la dirección del polo norte terrestre y el eje

y+ se encuentra por la regla de la mano derecha entre los ejes x+ y z+.

#### Sistema de referencia orbital con origen en el centro de masa del satélite

El eje z+ apunta hacia el centro de la tierra (dirección nadir). El eje y+ apunta en la dirección contraria a la normal de la órbita. El eje x+ se determina con la regla de la mano derecha con los ejes y+ y z+.

#### Ángulos de Euler

Se utilizan los ángulos de Euler para representar la orientación de un cuerpo respecto a un sistema coordenado XYZ o para describir la orientación de un sistema coordenado respecto a otro (Ley *et al.*, 2009). Los ángulos de orientación se definen de la siguiente manera:

#### $roll(\theta)$

describe la rotación alrededor del eje x.

#### pitch( $\phi$ )

describe la rotación alrededor del eje y.

#### $yaw(\psi)$

describe la rotación alrededor del eje z.



Figura 3: Representación gráfica de los ángulos de Euler.

#### 1.6.2 Sensores

Básicamente existen dos tipos de sensores utilizados en los sistemas de determinación de la orientación: referenciales e inerciales. Los primeros miden la dirección de un vector conocido, mientras que los segundos miden la aceleración traslacional y/o rotacional con respecto a un marco de referencia. Comunmente se hace uso de los dos tipos, complementandose uno con otro (Bak, 1999). Debido a la falta de sensores de estrellas de alto desempeño de tamaño reducido para el estándar CubeSat, la mejor opción para determinar la orientación de un picosatélite son los sensores solares miniatura en combinación con magnetómetros (Selva y Krejci, 2012).

#### Unidad de medición inercial

La unidad de medición inercial (IMU, por sus siglas en inglés) es un grupo de sensores, que combinan acelerómetros, giroscopios y magnetómetros, administrados por un procesador capaz de proporcionar información acerca de la velocidad, de la orientación y de las fuerzas gravitacionales. Las IMUs se aplican en: control y estabilización, medición y corrección de rumbo, y en navegación. Estas unidades se pueden encontrar integradas en un solo dispositivo de tamaño reducido, desde unos cuantos micrómetros a milímetros, si emplean la tecnología de sistemas microelectromecánicos (MEMS, por sus siglas en inglés) (Hol*et al.*, 2006).

#### 1.6.3 Actuadores y estabilizadores

Las bobinas de par magnético son los elementos más utilizados para el control activo en un CubeSat, en conjunto con un control pasivo, donde figuran los imanes permanentes. Existen algunos casos de demostración tecnológica que utilizan ruedas de reacción y han producido resultados favorables (Selva y Krejci, 2012). Sin duda, los requisitos que estos componentes deben cumplir son: un bajo consumo de energía, que tengan un peso reducido y que sean capaces de generar una fuerza suficiente para provocar cambios en la orientación del satélite. El par proveniente de los actuadores se puede utilizar en las siguientes circunstancias (Mesch, 1969).

• Alineamiento de los ejes del satélite en una dirección deseada.

- Rectificación y estabilización de la orientación.
- Eliminación de los giros transitorios iniciales, creados en la fase de lanzamiento.

#### Bobinas de par magnético

Una bobina de par magnético tiene la capacidad de generar un campo magnético que al interactuar con el de la Tierra origina un par torsional, direccionador del satélite (?).

#### Imanes permanentes

Los imanes permanentes son populares para estabilizar satélites pequeños, debido a que son fáciles de utilizar, son confiables y no consumen energía. Su funcionamiento, similiar al de la aguja de una brújula, alinea el satélite con las líneas de flujo del campo magnético terrestre (Mesch, 1969).

#### Ruedas de reacción (RWA)

Una rueda de reacción es un montaje que consiste en la combinación de un motor eléctrico, una rueda inercial y el circuito manejador que controla la velocidad y sentido de giro del motor. También se les conoce como dispositivos de intercambio de momento, pues permiten cambiar la distribución del momento dentro del satélite, por lo tanto, se tiene que el par generado por la rueda de reacción se transfiere al satélite en un par de la misma magnitud pero en dirección opuesta (Sidi, 1997).

#### 1.6.4 Pares perturbadores

Una fuerza es una causa capaz de modificar el estado de reposo o de movimiento de un cuerpo, incluso puede llegar a deformarlo. Los pares perturbadores son provocados por variables medioambientales y existen cuatro fuentes principales: el gradiente de gravedad, la radiación solar, el campo magnético terrestre y el arrastre aerodinámico. El subsistema de ADCS, además de determinar la orientación del satélite, debe contrarrestar los pares perturbadores para que no influyan o cambien la orientación del satélite (Cano, 2008).

#### Par producto del gradiente de gravedad

Los efectos generados por el gradiente de gravedad de la Tierra se describen mediante:

$$T_g = \frac{3\mu}{2R^3} \left| I_z - I_y \right| \sin 2\theta,\tag{1}$$

donde  $T_g$  es el máximo par de gradiente de gravedad en  $N \cdot m$ ,  $\mu$  es la constante de gravitación universal por la masa de la Tierra igual a  $G \cdot M_{\oplus} = 3.986 \times 10^{14} \ m^3/s^2$ , R es el radio de la Tierra más la altura de operación del CubeSat en m,  $\theta$  es la máxima desviación entre el eje z del CubeSat y el eje vertical terrestre en radianes,  $I_y$  e  $I_z$  son los momentos de inercia del satélite en el eje y y en el eje z, respectivamente en  $kg \cdot m^2$ .

#### Par producto de la radiación solar

Esta perturbación se origina cuando las partículas altamente energizadas, provenientes del Sol, impactan contra las celdas solares. El par resultante es:

$$T_{sp} = F(c_{ps} - cg), \tag{2}$$

donde  $F = \frac{F_s}{C}A_s(1+q)cos(i)$  y  $F_s$  es la constante solar igual a 1367  $W/m^2$ ,  $c = 3 \times 10^8 m/s$  es la velocidad de la luz,  $A_s$  es el área de la superficie de incidencia en  $m^2$ ,  $C_{ps}$  es la ubicación del centro de la presión solar en m,  $c_g$  es el centro de gravedad del satélite en m, q es el factor reflectante (de 0 a 1, siendo 0.6 el valor típico) e i es el ángulo de incidencia del Sol en rad, igual a cero en el peor de los casos.

#### Par producto del campo magnético terrestre

Los efectos generados por el campo magnético terrestre se describen por:

$$T_m = DB,$$
 (3)

donde  $T_m$  es el par magnético sobre el satélite en  $N \cdot m$ , D es el dipolo residual del satélite en *ampere*·*vuelta*· $m^2$ , y B es el campo magnético terrestre en *tesla*.

#### Par producto del arrastre aerodinámico

Las partículas que se encuentran sobre la órbita, la densidad atmosférica, la velocidad, así como la sección transversal del satélite, contribuyen a la generación de un par adverso que es igual a:

$$T_a = F(c_{pa} - cg) = FL, (4)$$

donde  $F = \frac{1}{2}\rho C_d A V^2$ , siendo F la fuerza producto del arrastre aerodinámico y  $\rho$  es la densidad atmosférica en  $kg/m^3$ ,  $C_d$  es el coeficiente de arrastre usualmente entre 2 y 2.5, A es el área de la superficie del satélite en  $m^2$ , V es la velocidad del CubeSat en  $m/s^2$ ,  $C_{pa}$  es el centro de la presión aerodinámica en m y  $C_g$  es el centro de gravedad del satélite en m.

#### Perturbación total

Los pares perturbadores antes mencionados se calculan suponiéndose las condiciones necesarias para el peor de los casos, además, se considera que todas las fuerzas actuan en la misma dirección al mismo tiempo. Después de calcular cada una por separado se obtiene el par perturbador total:

$$T_{Total} = T_g + T_{sp} + T_m + T_a.$$
<sup>(5)</sup>

#### 1.7 Características y especificaciones

En la Figura 4 se muestran los elementos que conforman los subsistemas para este proyecto. Se propusieron de acuerdo a la infraestructura con la que se cuenta, así como de decisiones tomadas de acuerdo a los resultados obtenidos del estudio llevado a cabo en la sección anterior. La determinación de la orientación se realizará por medio de mediciones inerciales, en este caso se utilizarán los sensores integrados en una IMU para obtener los ángulos de Euler. Se utilizarán ruedas de reacción como actuadores para generar el par necesario y así obtener cambios en la orientación del CubeSat.



Figura 4: Los bloques sombreados son los de interés para este proyecto.

#### 1.7.1 Descripción detallada de los subsistemas del CubeSat

#### Subsistema estructural

La estructura física se divide en dos partes: la base giroscópica y la estructura del CubeSat. La primera es un dispositivo que cuenta con un mecanismo para sujetar la estructura del CubeSat, permitiéndole desplazamientos angulares en los planos pitch y yaw, la segunda es la estructura en forma cúbica que sigue el estándar en cuanto a la dimensión y peso para un CubeSat de 1U.

#### Subsistema ADCS

La determinación de la orientación se obtiene por medio de una IMU, serán calculados los ángulos de Euler en grados. Los movimientos en la orientación de la estructura del CubeSat, para este trabajo en particular, implica el manejo del par generado por dos ruedas de reacción que emulan los desplazamientos angulares pitch y yaw sobre un marco de referencia establecido localmente.

#### 1.7.2 Especificaciones

#### 1.7.2.1 Estándares

• Se respetarán las especificaciones sobre dimensiones y peso, convenidos por el estándar CubeSat.

#### 1.7.2.2 Especificaciones eléctricas

• Se utilizará una fuente de voltaje de 12V de c.d.

#### 1.7.2.3 Especificaciones funcionales

- Se construirá una base mecánica que permita emular los ejes pitch y yaw.
- La libertad que otorgue la base mecánica será utilizada para producir el movimiento angular.
- El desplazamiento angular, en los ejes pitch y yaw, se conocerá de acuerdo a un sistema de referencia observable, y deberá cumplir con un alcance de ±40°.
- Se medirán los ángulos de Euler, por medio de una IMU, para determinar la posición angular del CubeSat.

#### 1.7.2.4 Especificaciones mecánicas

- La base giroscópica será de placa de aluminio de calibre 3/8", la cual presenta la rigidez suficiente para soportar los movimientos de la estructura CubeSat.
- La estructura del CubeSat se constituirá de ácido poliláctico (PLA, por sus siglas en inglés), que es un material sólido, ligero, no magnético y biodegradable.
- Los motores para las ruedas de reacción deben de contar con el par necesario para realizar cambios en la orientación del CubeSat, y su peso individual no deberá exceder los 75 g.

- El material de fabricación para las ruedas inerciales deberá de ser de bronce y el radio de las ruedas no debe exceder los 50 mm, el peso deberá estar en función del momento inercial requerido.
- La estructura del picosatélite tipo CubeSat deberá estar balanceada, para que el centro de masas de los componentes coincidan con el centro geométrico de la estructura.
- Los motores serán colocados de manera ortogonal entre ellos, dejando el espacio suficiente para el montaje de las ruedas inerciales, un motor representará el movimiento angular pitch y el otro el yaw. Sus alcances en el barrido deben ser de  $\pm 40^{\circ}$ .
- Se colocará el módulo de sensores (IMU) en forma tal que se puedan medir los ángulos de Euler.
- Deberán de integrarse internamente a la estructura del CubeSat: los motores, las ruedas inerciales, los manejadores para los motores y el sensor de medición inercial.
- Se utilizarán anillos circulares deslizantes (sliprings) para permitir la transmisión de potencia y las señales eléctricas al interior de la estructura del CubeSat, esto permitirá que pueda rotar sin restricciones en el eje del pitch.
- Se utilizará cable antienredo (tangle free) para permitir la transmisión de potencia y las señales eléctricas al interior de la base giroscópica, limitando el movimiento de rotación del eje del yaw a  $\pm 40^{\circ}$ .

#### 1.7.3 Elementos que conforman la maqueta educativa

La maqueta educativa experimental estará conformada por: un sistema de sensado con la finalidad de obtener información acerca de la posición del instrumento, un sistema de actuadores con los cuales se desea orientar el dispositivo, una microcomputadora que se encargará del manejo de la información, un sistema de comunicación inalámbrica con una computadora exterior para el envío de mandos y datos, y, finalmente, una estructura física que incluya los sensores y actuadores. En la Figura 5 se muestra un diagrama a bloques del sistema propuesto. De acuerdo a estas circunstancias se respetará el estándar CubeSat 1U en cuanto a las medidas y peso de los componentes.



Figura 5: Diagrama a bloques de la maqueta educativa para el picosatélite educativo tipo CubeSat.

#### 1. Microcomputadora

Se eligió la microcomputadora Beaglebone de Texas Instruments por su capacidad de procesamiento, así como de las diferentes señales que es capaz de generar, también es importante señalar que satisface las dimensiones y el peso requerido.

#### 2. Módulo de sensado

El módulo iNEMO, fabricado por STMicroelectronics, es una unidad de medición inercial (IMU) que tiene la capacidad de medir la aceleración y el campo magnético, además es capaz de entregar información acerca de la orientación por medio de los ángulos de Euler (i.e., roll, pitch y yaw).

#### 3. Módulo de actuado

Lo constituyen 2 ruedas de reacción para el intercambio de momento, dispuestas de tal manera que puedan emular el comportamiento de los movimientos angulares pitch y yaw. Considerando la naturaleza de tipo educativa por la que se rige este

proyecto, las ruedas de reacción se diseñarán y construirán con las limitaciones de dimensión, peso, energía, presupuesto, entre otras. Las cuales se imponen al seguir las normas del estándar CubeSat. Para complementar el módulo es necesario seleccionar los circuitos manejadores que serán los encargados de administrar la energía a los actuadores.

#### 4. Comunicación inalámbrica

Siguiendo las pautas dadas para emular el comportamiento de un picosatélite en el espacio, es preciso concederle una forma de autonomía, por lo que será necesario establecer un tipo de comunicación inalámbrica para que el usuario pueda acceder al control de la maqueta por medio del envío de mandos y recepción de la información a través de un computadora que simulará el laboratorio de pruebas.

#### 5. Base giroscópica y estructura del CubeSat

Se requiere una base mecánica capaz de otorgar libertad de movimiento, en los ejes angulares pitch y yaw, a la estructura del CubeSat. Siguiendo la misma filosofía de aprendizaje será necesario diseñar y construir ambos mecanismos.

#### 1.8 Resumen por capítulos

- **Capítulo 1** establece un panorama general sobre el desarrollo de los satélites pequeños, así como también se plantean los objetivos y motivaciones del proyecto y se proporcionan las características y requisitos necesarios para el desarrollo de los subsistemas necesarios para obtener la maqueta de un picosatélite educativo.
- **Capítulo 2** presenta el desarrollo que resulta en el diseño, integración y construcción de la maqueta educativa. Exhibiendo las características de cada uno de los elementos que la conforman.
- **Capítulo 3** muestra las diferentes pruebas de validación realizadas para comprobar el funcionamiento de los elementos. También se presenta el procedimiento de caracterización de los actuadores.
- **Capítulo 4** presenta las pruebas finales de los susbsistemas de la maqueta educativa, así como un estudio y análisis de los resultados obtenidos.
**Capítulo 5** entrega las conclusiones de la tesis, así como las recomendaciones sugeridas para un trabajo futuro.

# Capítulo 2. Desarrollo de la maqueta educativa CubeSat

Los elementos que conforman la maqueta educativa CubeSat son: la microcomputadora, la tarjeta de sensores, los actuadores y sus circuitos manejadores, el módulo de comunicación inalámbrica, la estructura del picosatélite y la base giroscópica. En este capítulo se describen de manera detallada las características de cada uno de ellos, también se explican las consideraciones de diseño y fabricación para las ruedas de reacción así como para la estructura mecánica.



Figura 6: Diagrama funcional del instrumento.

### 2.1 Microcomputadora

Es preciso utilizar un sistema computarizado que se ocupe de manejar la información proveniente del módulo de sensado, y de acuerdo a un algoritmo preprogramado, sea capaz de tomar decisiones concernientes a la manipulación de los actuadores. Se eligió la microcomputadora BeagleBone, de Texas Instruments, porque es de bajo costo, es comercial y satisface los requisitos necesarios para este trabajo, tales como: capacidad

de procesamiento, puertos de E/S, dimensiones, peso y consumo energético. Este procedimiento de integración agiliza la realización experimental del proyecto, descartando el desarrollo de un sistema de procesado propio.

La microcomputadora BeagleBone emplea un procesador con arquitectura ARM, a una velocidad de 720 MHz, presenta una capacidad de memoria de 256 MB y utiliza el sistema operativo Linux. Tiene 66 puertos generales de entrada y salida (GPIO, por sus siglas en inglés), un conector USB de uso general, una entrada microUSB, para establecer comunicación serial, y un conector RJ45, para accesar a la red. Además cuenta con 7 convertidores analógico a digital (ADC, por sus siglas en inglés), con una capacidad de muestreo de 100K muestras/segundo para cada uno, dispone de 8 salidas de modulación por ancho de pulso (PWM, por sus siglas en inglés) y tiene 2 puertos I2C para realizar la transmisión serial de datos mediante tres hilos.



Figura 7: Microcomputadora BeagleBone.

Las dimensiones de la tarjeta son de 8.6 cm x 5.3 cm, su peso es de 39.8 gramos y se alimenta con 5V de c.d. (Coley, 2012).

El voltaje de entrada y salida de las señales de la microcomputadora es de 3.3V de c.d., en los puertos GPIO, y de 1.8V de c.d., en los ADC, por tanto: es necesario utilizar acopladores ópticos para trabajar con señales de 5V de c.d., en los puertos GPIO de la microcomputadora, así como también convertidores bidireccionales de tensión para los ADC y los puertos I2C.

Debido a los diferentes voltajes utilizados en los puertos de E/S de la microcomputadora, es necesario utilizar la circuitería adecuada para llevar a cabo la mejor interconexión posible entre las etapas que así lo requieran. En la selección y desarrollo de los circuitos electrónicos de este proyecto, se consideraron técnicas de abatimiento de ruido eléctrico, de balanceo y de desacoplamiento vistas en las clases de Circuitos Eléctricos del DET (Núñez, 2013).

En el presente trabajo se utiliza el acoplador óptico 4N25, para aislar eléctricamente a la microcomputadora de la etapa de potencia de los circuitos manejadores de la velocidad de los motores. De esta forma, la tensión y corriente de la etapa de potencia se encuentran en un circuito de alimentación diferente al de la microcomputadora, únicamente se comunican por un medio óptico. La configuración del acoplador óptico se muestra en la Figura 8.



Figura 8: Circuito acoplador óptico de las señales de E/S de la microcomputadora.

El convertidor bidireccional de tensión PCA9306, de Texas Instruments, permite la comunicación entre la BeagleBone y el convertidor digital a analógico (DAC, por sus siglas en inglés) MCP4725 de Microchip (ver Figura 9). La característica principal de estos circuitos integrados es su capacidad de comunicacion I2C, reduciendo la cantidad de líneas por utilizar; además, tienen una función de protección eléctrica al mantener separados los niveles de tensión entre la microcomputadora y los manejadores de los motores.



Figura 9: Circuito convertidor bidireccional de niveles de tensión para señales de E/S de la microcomputadora.

#### 2.2 Módulo de sensado

### 2.2.1 Módulo inercial iNEMO

La tarjeta de demostración STEVAL-MKI062V2 pertenece a la segunda generación de módulos inerciales iNEMO (iNErtial MOdule, por sus siglas en inglés), la cual es fabricada por STMicroelectronics. Está compuesta por un conjunto de sensores basados en tecnología MEMS y un microcontrolador de 32 bits con arquitectura ARM.

El procesador del iNEMO utiliza las mediciones de un conjunto de sensores para generar información acerca de las aceleraciones, de las fuerzas gravitacionales y magnéticas, así como de la temperatura y de la presión atmosférica. El módulo utiliza los datos obtenidos para calcular la orientación y aporta toda la información correspondiente mediante el algoritmo AHRS (sistemas de referencia de actitud y rumbo, por sus siglas en inglés). De esta forma se tienen disponibles los ángulos de Euler y cuaterniones (STEVAL-MKI062V2, 2010).



Figura 10: Unidad de medición inercial iNEMO.

### Microcontrolador

El circuito integrado (CI) STM32F103RE es un microcontrolador de 32 bits de arquitectura ARM. La frecuencia máxima de trabajo es de 72 MHz. Cuenta con una memoria flash de 256 Kbytes y una estática (SRAM, por sus siglas en inglés) de 64 Kbytes. Sus características principales son: procesamiento digital de señales, manejo de datos en tiempo real y presenta bajo consumo de energía.

# 2.2.2 Sensores del módulo iNEMO

Los sensores que conforman al módulo iNEMO son: el giroscopio, el módulo geomagnético, y por sensores de presión y de temperatura. Estos dispositivos se fabrican utilizando tecnología MEMS. A continuación se describen las principales características del sensor de la orientación.

### 2.2.2.1 Sensor de la orientación

El módulo de sensores iNEMO combina acelerómetros, giroscopios y magnetómetros para obtener mediciones de velocidad, orientación y fuerzas gravitacionales, e integrar la unidad de medición inercial. Los acelerómetros miden la aceleración lineal y en condiciones estáticas, la gravedad proyectada sobre los ejes x, y y z, permiten calcular ángulos

de inclinación. El magnetómetro mide la intensidad y dirección del campo magnético establecido por la posición relativa con respecto al polo norte magnético. El giroscópio mide la velocidad angular aplicada al dispositivo y en condiciones dinámicas, mediante la integración de la velocidad angular de los ejes roll, pitch y yaw puede calcular la orientación.

### Giroscopio

Consiste en el CI LPR430AL que es un giroscopio micromaquinado biaxial de bajo consumo, mide la velocidad angular sobre los ejes pitch y roll, con una escala completa de  $\pm 300^{\circ}/s$ . Con la finalidad de tener un sistema giroscópico de 3 ejes, el módulo iNEMO incluye el CI LY330ALH que es un giroscopio micromaquinado de un eje, el cual mide la velocidad angular sobre el eje del yaw, con una escala completa de  $\pm 300^{\circ}/s$ .

### 2.3 Módulo de actuado

De acuerdo al interés de utilizar ruedas de reacción como actuadores y apegándose a los fines de enseñanza que persigue el proyecto, se decidió construir éste módulo. Considerando que las ruedas de reacción se integran de motores de c.d., manejadores de la velocidad para los motores y ruedas inerciales, se necesitan conocer ciertos parámetros antes de realizar el diseño, fabricación e integración del módulo de actuado.

### 2.3.1 Momento angular de un sistema rotacional

El momento angular es el producto de la función de distribución de la masa y forma del cuerpo sólido por su velocidad de rotación, i.e., es el momento de inercia por la velocidad angular:

$$H = I\omega, \tag{6}$$

donde *H* es el momento angular, *I* es el momento de inercia y  $\omega$  es la velocidad angular, por lo tanto, en un sistema rotacional como el de la Figura 11 el par generado por el motor es:

$$T_m = \dot{H}_m = I\dot{\omega},\tag{7}$$

en donde  $T_m = \dot{H}_m$  es el par del motor, H es el momento angular de las partes rotatorias (v.g., rotor, eje y la carga del motor) y  $\dot{\omega}$  es la aceleración angular.



Figura 11: Sistema rotacional compuesto por un motor y una rueda inercial como carga.

Bajo ciertas condiciones un sistema rotacional mantiene un momento angular constante, lo cual da lugar a la ley de la conservación del momento angular que describe la interacción de las fuerzas mencionadas anteriormente. Aplicando este principio, una rueda de reacción transferirá el par que genere hacia el cuerpo del satélite que la contenga, con la misma magnitud pero con dirección opuesta (Cano, 2008); la Ecuación 8 expresa los pares en función del momento angular:

$$\dot{H}_w = -\dot{H}_s,\tag{8}$$

donde  $\dot{H}_w$  es el par de la rueda de reacción y  $\dot{H}_s$  es el par del satélite. De acuerdo al análisis antes mencionado, se necesita al menos una rueda de reacción por eje para generar un par que realice algún cambio en la orientación del satélite.

### 2.3.2 Par inercial generado por una rueda de reacción

El par inercial generado por una rueda de reacción debe de ser capaz de contrarrestar los pares perturbadores y a la propia inercia del satélite. El par que lleva a cabo esta acción, se denomina par de control (Hayleck, 1965) y esta dado por:

$$T_o = \frac{\theta_s I_s}{(n-n^2)t_{total}^2},\tag{9}$$

donde  $\theta_s$  es el desplazamiento angular del satélite,  $I_s$  es el momento de inercia del satélite,  $t_{total}$  es el tiempo requerido para que el satélite realice el desplazamiento  $\theta_s$ , y n es un valor que describe el porcentaje del tiempo en que la rueda de reacción está activa; típicamente, se encuentra así entre 0.1 y 0.5.

La rueda de reacción genera el par de control de acuerdo a la siguiente expresión:

$$T_o = \ddot{\theta_w} I_w, \tag{10}$$

donde  $I_w$  es el momento de inercia y  $\ddot{\theta_w}$  es la aceleración angular de la rueda de reacción que puede calcularse al resolver:

$$\dot{\theta}_w max = \dot{\theta}_w (nt_{total}), \tag{11}$$

donde  $\hat{\theta}_w max$  es la velocidad máxima y depende exclusivamente del motor por seleccionar. Una vez obtenido el momento de inercia  $I_w$ , es posible calcular el peso que debe tener la rueda inercial que constituye parte de la rueda de reacción.

### 2.3.3 Diseño y construcción de una rueda de reacción

Se desea diseñar y construir dos ruedas de reacción; cada una debe contener un motor, un circuito manejador de la velocidad del motor y una rueda inercial. Debido a las limitaciones de espacio, energía y peso inherentes en el desarrollo de un CubeSat se necesitan considerar los valores máximos de ciertos parámetros. En el Apéndice B se encuentra de manera detallada el procedimiento para determinar el par de la RWA y el peso de la rueda inercial, y el cual a continuación se resume.

### Determinación del par de las ruedas de reacción

De acuerdo a las especificaciones funcionales establecidas en la sección 1.7.2, el máximo desplazamiento angular que el CubeSat educativo necesita realizar es de 80° en un tiempo de 5 *s*, considerando que es tiempo suficiente para realizar un sólo movimiento como demostración en una aula o laboratorio. Por lo tanto, la maniobra por realizar con CubeSat de 1U, con un momento de inercia  $I_s = 2.20 \times 10^{-3} kg \cdot m^2$ , requiere de un par de control, obtenido mediante la Ecuación 9, igual a:

$$T_o = 2.75 \times 10^{-3} \ N \cdot m. \tag{12}$$

### Determinación del peso de la rueda inercial

Teniendo en cuenta un motor con una velocidad máxima de 4000 *rpm* se obtiene, utilizando la Ecuación 11, una aceleración angular de  $\ddot{\theta_w} = 167.1327 \ radianes/s^2$  para la rueda inercial, entonces, al resolver la Ecuación 10 se tiene que el momento de inercia de la rueda es:

$$I_w = 16.4108 \times 10^{-6} \ kg \cdot m^2. \tag{13}$$

El momento de inercia para una rueda, que tiene una forma geométrica similar a la de un disco delgado (Beer *et al.*, 2009), es:

$$I_w = \frac{1}{2}m_w r_w^2,\tag{14}$$

donde  $m_w$  es la masa y  $r_w$  el radio de la rueda inercial; considerando un radio de  $2.5 \ cm$  y el resultado del momento de inercia en la Ecuación 13, la rueda inercial tendrá una masa de:

$$m_w = 52 \ g.$$
 (15)

### Parámetros de los motores

Aunque los parámetros por considerar son el par generado, el peso y tamaño del motor, el voltaje y corriente nominales, es solo un tipo de motor el que cumple con las especificaciones de tamaño para el CubeSat educativo de 1U y es el motor plano de conmutación electrónica (EC flat, por sus siglas en inglés) con sensores Hall (ver Figura 12). La Tabla 2 contiene los parámetros de los motores seleccionados.

Parámetro	valor
par nominal	19.1 <i>mN</i> · <i>m</i>
peso	57 g
velocidad nominal	8140 <i>rpm</i>
tensión nominal	12V c.d.
corriente nominal	1.31 A
dimensiones	45 mm X 30 mm

Tabla 2: Parámetros de los motores EC flat seleccionados.

Otras de las características de estos motores son (Maxon, 2014):

- Su par nominal supera 6 veces al requerido y calculado con la Ecuación 12.
- La velocidad del motor es el doble de la considerada para la estimación del par de control.
- No utiliza escobillas de c.d. (BLDC, por sus siglas en inglés).
- De larga vida útil.
- De diseño plano para espacios reducidos.
- Con señales de los sensores Hall para utilizarse fácilmente con controladores de velocidad y de posición.
- Con excelente disipación de calor a altas velocidades, debido a su diseño abierto y de alta capacidad de sobrecarga.
- Utilizan imanes permanentes de Neodimio multipolares.

- Presentan una buena relación precio/prestaciones.
- De par grande, debido al rotor externo multipolar.
- Con constantes de tiempo mecánicas por debajo de los 3 ms.
- Con circuitos de control de fácil manejo y precio razonable.
- Con capacidad de pares grandes para arranque y aceleración.



Figura 12: Figura seccionada de motor EC flat con sensores Hall.

# 2.3.4 Circuito manejador de velocidad de la rueda de reacción

El circuito manejador es un controlador digital para motores conmutados electrónicamente (DEC-EC, por sus siglas en inglés); ideal para motores de hasta 250 W con sensores Hall. Las características con las que cuenta el circuito son:

- Es de tamaño reducido,  $38 mm \times 20 mm$ .
- Utiliza un control digital para la velocidad del motor.
- Puede trabajar en lazo abierto o cerrado.

- Puede controlar la velocidad de motores hasta 80,000 rpm.
- El valor de entrada, para ajustar la velocidad, es un voltaje analógico entre 0 y 5V de c.d.
- Con dirección de rotación pre-establecida y activación de la etapa de salida mediante señales digitales.
- Presenta un límite de máxima corriente de salida y es ajustable mediante una resistencia externa.
- Facilita que la velocidad del motor puede ser monitoreada mediante una salida digital.
- Presenta testigos para indicador el estado.
- Presenta protección al circuito si el eje del motor es bloqueado.
- Cuenta con funciones que lo protegen de sobretensión y sobrecarga térmica.

### Fuente de alimentación

Se puede utilizar cualquier fuente de alimentación que cumpla con una tensión nominal ( $V_{cc}$ ) de 6 a 50V de c.d. y dependiendo de la carga, la corriente máxima de la fuente debe de estar entre 5 A y 10 A, dependiendo del modo de operación del motor por usar, por lo tanto, la fuente de alimentación requerida varía dependiendo de las características del motor y puede calcularse como sigue (Maxon, 2013):

$$V_{cc} = \frac{U_N}{n_o} \cdot \left( n_B + \frac{\Delta n}{\Delta M} \cdot M_B \right) \cdot \frac{1}{0.95} + 0.3V, \tag{16}$$

donde  $U_N$  es la tensión nominal del motor en V,  $n_o$  es la velocidad del motor sin carga en rpm,  $n_B$  es la velocidad de operación en rpm,  $\Delta n/\Delta M$  es el cociente de velocidad/par del motor en rpm/ $mN \cdot m$  y  $M_B$  es el par de operación en  $mN \cdot m$ .

### Ajuste del valor de la velocidad

La entrada para ajustar el valor de la velocidad rotacional en el motor se realiza mediante un voltaje analógico. El intervalo de voltaje de entrada es de 0 a 5V de c.d., con una resolución de 1024 pasos, una impedancia de entrada de  $107 k\Omega$  y la entrada está protegida contra sobretensión. La Tabla 3 muestra los valores de tensión analógica permitidos en la entrada del manejador.

Tabla 3: Valores de voltaje analógico permitidos en el manejador de los motores.

Valor de voltaje de ajuste	Descripción
0 V 0.1V	Operación a mínima velocidad
0.1 V 5.0 V	Aiuste lineal de velocidad

La siguiente expresión puede usarse para calcular la velocidad (Maxon, 2013):

$$n = \left[\frac{V_{set} - 0.1[V]}{4.9[V]} \cdot (n_{max} - n_{min})\right] + n_{min},$$
(17)

donde *n* es la velocidad en rpm,  $V_{set}$  es el ajuste de valor para la velocidad en *V*,  $n_{min}$ y  $n_{max}$  son la mínima y máxima velocidades soportadas por el manejador en rpm.

### 2.3.5 Diagrama del circuito manejador

En la Figura 13 se muestra el diagrama del circuito manejador DEC50/5 propuesto por Maxon. El circuito se conecta al motor mediante un cable FPC de 11 contactos y con paso de 1 mm, utiliza un fusible de acción rápida, como protección contra polaridad inversa, y un diodo supresor de voltajes transitorios (TVS, por sus siglas en inglés) resguarda al circuito contra sobrevoltajes y rizos transitorios de tensión. Para establecer una velocidad determinada, el ajuste de valor de velocidad (consigna de nombre set value speed en el diagrama) en el puerto 26, se alimenta de un divisor de tensión mediante un potenciómetro de  $10 \ k\Omega$ . En el puerto 18 (monitor n) se tiene una señal cuadrada con una frecuencia relacionada directamente, a través la Ecuación 17, con la velocidad del motor.



Figura 13: Diagrama esquemático del manejador de la velocidad de los motores Maxon DEC50/5.

### 2.4 Comunicación inalámbrica

De acuerdo a las necesidades de este proyecto es preciso utilizar una conexión inalámbrica para establecer la comunicación entre la computadora de control y la microcomputadora BeagleBone. En primera instancia, desde la computadora de control se enviarán los mandos y órdenes para la orientación del sistema.

La microcomputadora BeagleBone se encuentra conectada a un enrutador inalámbrico, mediante el conector de ethernet, el cual es el encargado de administrar la red y entablar la comunicación entre la computadora de control y la microcomputadora Beagle-Bone, utilizando el protocolo SSH. De tal manera que desde la computadora de control, por medio de la línea de mandos, se puede acceder a las principales funciones de la microcomputadora y de esta forma administrar los recursos del prototipo educativo de manera remota. Así, es posible cargar y ejecutar programas destinados a realizar el control del sistema, pero también se puede acceder a los principales datos generados por el mismo.

### 2.5 Módulo estructural

El módulo estructural se integra por dos dispositivos mecánicos: la estructura CubeSat y la base giroscópica. En conjunto, y cada uno con sus componentes, permiten que la maqueta educativa tenga sustento y movimiento sobre los ejes pitch y yaw.

### 2.5.1 Estructura CubeSat

La estructura CubeSat contiene en su interior a las ruedas de reacción, al módulo de sensores iNEMO y a los contrapesos para balanceo de la estructura. Los contactos circulares deslizantes también se encuentran en la estructura CubeSat, pero en el exterior.

# 2.5.1.1 Especificaciones

En la siguiente lista se encuentran las especificaciones de la estructura para el Cube-Sat educativo:

- Forma geométrica cúbica de 10 cm por lado.
- La estructura se fabricará en ácido poliláctico (PLA) que es un material biodegradable.
- Los motores se encontrarán voladizos sobre las paredes que componen el CubeSat y con sus ejes apuntando hacia el interior.
- El diseño debe respetar la simetría entre sus componentes, para que el centro de masas sea lo más cercano al centro geométrico de la estructura y se faciliten las operaciones de balanceo y puesta a punto.

### 2.5.1.2 Diseño y construcción

El diseño y construcción de la estructura CubeSat se realizó siguiendo las especificaciones antes mencionadas, así como las encontradas en la sección 1.7.2. El diseño es modular, lo cual implica que el cubo se compone de seis caras unidas, mediante tornilleria, a cuatro bastidores que en su totalidad forman el armazón (ver Figura 14). Dentro de la estructura se tienen soportes para las ruedas de reacción y para las tarjetas de los circuitos de los manejadores de los motores; también se cuenta con un sujetador para el sensor iNEMO, ver la Figura 16.

El diseño se llevó a cabo en FreeCAD versión 0.14, que es un programa de licencia gratuita y código abierto (GNU-GPL, por sus siglas en inglés) para el diseño asistido por

computadora (CAD, por sus siglas en inglés), donde también se realizó una simulación para balancear los componentes.



Figura 14: Estructura CubeSat modelada en programa de CAD.

Se utilizó una impresora 3D para fabricar las piezas que componen la estructura, este dispositivo emplea el modelado por deposición fundida (FDM, por sus siglas en inglés) para prototipado rápido. Esta técnica de fabricación tiene muchas ventajas incluyendo una implementación a gran velocidad, una precisión aceptable y un costo bajo en la manufactura de piezas pequeñas (apróximadamente de mil centímetros cúbicos) (Piattoni *et al.*, 2012).

El material empleado en las fabricación de las piezas es el PLA, el cual es un termoplástico biodegradable que al ser sometido a una temperatura alrededor de los 180 C se fusiona, y puede ser adicionado por capas, mediante un mecanismo de control numérico computarizado, para formar piezas diseñadas previamente mediante un programa de CAD. Al enfriarse, el PLA adquiere propiedades vitreas muy similares al plástico; tiene una densidad de 1.25 g/cm<sup>3</sup>.



Figura 15: Estructura CubeSat.



Figura 16: Interior de la estructura CubeSat.

# 2.5.2 Base giroscópica para el picosatélite educativo

La base giroscópica consta de dos anillos concéntricos, lo suficientemente rígidos para dar soporte a la estructura CubeSat y permitir libertad de movimiento sobre los planos; el anillo interno otorga libertad en el eje del pitch, y el externo en el yaw.

# 2.5.2.1 Especificaciones

En la siguiente lista se encuentran las especificaciones de la base giróscopica para el CubeSat educativo:

- La base giroscópica será una placa de aluminio de aleación 6063 de 3/8", material de fabricación reciclable.
- La carga en el eje del pitch, tipo radial, se soportará por contactos circulares deslizantes con pistas de bronce y carcasa de plástico, sujetos a las caras de la estructura CubeSat.
- La carga en el eje del yaw, tipo axial, se unirá por tornillos metálicos biselados, los cuales descansarán en asientos fabricados en poliacetal (nombre comercial: delrin negro).
- La longitud total de la base no debe exceder los 30 cm horizontalmente y 25 cm verticalmente.

# 2.5.2.2 Diseño y construcción

El diseño de la base giroscópica siguió las especificaciones antes mencionadas y las de la sección 1.7.2. El aro interno, que sostiene a la estructura CubeSat, es doble y está unido mediante separadores de delrin negro, en la Figura 17 se muestra el diseño de la base giroscópica; las piezas de aluminio que componen la base se maquinaron con fresadora de control numérico computarizado (CNC). En la Figura 26 se muestra la base giroscópica y la estructura CubeSat armadas.



Figura 17: Base giroscópica modelada en programa de CAD.

# vista isométrica



# vista lateral

vista frontal





Figura 18: Maqueta educativa CubeSat, mostrando la base giratoria.

# 2.6 Resumen

Se dió una descripción detallada sobre la microcomputadora y el módulo de sensado. Así, como también del desarrollo teórico y práctico de las ruedas de reacción, que se utilizarán como actuadores, del diseño y construcción de la estructura mecánica que dará soporte a la maqueta CubeSat. Se seleccionó tanto, el tipo de comunicación inálambrica que se empleará, como el circuito de los manejadores de la velocidad de los motores.

# Capítulo 3. Pruebas de funcionamiento e integración de la maqueta educativa

En este capítulo se presentan las diferentes pruebas de validación que se realizarón para corroborar el funcionamiento de la microcomputadora BeagleBone, el del módulo de sensado y actuado, y el de los sistemas mecánicos que soportan la estructura del CubeSat. Además, se presenta la maqueta educativa para realizar las pruebas finales.

# 3.1 Funcionamiento de la microcomputadora

El lenguaje de programación elegido para realizar los diversos programas de pruebas y administración es el C, debido a su familiaridad, su portabilidad entre plataformas, su amplia gama de bibliotecas de funciones existentes y a la gran cantidad de información disponible en la literatura. En general, los programas realizados cumplen las siguientes características:

- 1. Establecer comunicación serial con el módulo de sensores iNEMO.
- 2. Establecer comunicación inalámbrica con una computadora externa (usuario).
- 3. Administrar el manejo de puertos GPIO y de comunicación I2C.
- 4. Realizar y probar los algoritmos de consignas y determinación de posición.

En el Apéndice C se muestra el código de la programación en C que se realiza para el manejo de las señales de E/S, también se explica de manera detallada el manejo de las principales funciones implementadas en la microcomputadora BeagleBone.

### 3.1.1 Comunicación I2C

El ducto inter-circuitos integrados (I2C, por sus siglas en inglés) proporciona un método para interconectar varios componentes de un sistema en un circuito de área reducida. Una de las principales características del ducto I2C es que solo ocupa tres líneas para la transmisión bidireccional de información: la línea para datos (SDA, por sus siglas en inglés), la línea para la señal de reloj (SCL, por sus siglas en inglés) y la línea para referencia (GND, por sus siglas en inglés); la velocidad con la que transmite la información es de 100 kbps y la microcomputadora cuenta con dos puertos I2C habilitados (Barrett y Kridner, 2013).



Figura 19: Configuración del ducto I2C.

Los DACs utilizados en este proyecto proveerán las señales de tensión analógica necesarias para ajustar la velocidad de los motores, mediante la conversión de un valor binario entre 0 y 4095, proveniente de la microcomputadora BeagleBone a través del ducto I2C, a un valor de voltaje entre 0 y 5 V de c.d. La tensión de salida en cada DAC es igual a:

$$V_{out} = \frac{V_{ref} \cdot D_n}{4096},\tag{18}$$

donde  $V_{ref}$  es el voltaje de alimentación del DAC y  $D_n$  es el valor de la consigna de entrada. El DAC MCP4725 de Microchip es de 12 bits con una resolución de 4096 pasos y para ajustar el valor de la velocidad en los motores se necesita un máximo de 10 bits o 1024 pasos, por lo tanto, se tiene cuatro veces más resolución que la necesaria para ajustar la velocidad de los motores.

# 3.1.2 Comunicación con el módulo iNEMO

Para acceder a la información generada por el módulo de sensores se requiere establecer una conexión serial entre la microcomputadora y la tarjeta iNEMO, luego mediante el uso de un protócolo de comunicación (c.f., Apéndice C) es posible acceder a las mediciones realizadas por los sensores.



Figura 20: Conexionado entre el módulo de sensores iNEMO y la microcomputadora BeagleBone.

Se realizó el programa en C para la adquisición de datos provenientes del módulo de sensado. Existen varias frecuencias de adquisición elegibles por el usuario, sin embargo, cuando se desea obtener los ángulos de Euler la frecuencia por asunción es de 50Hz, por tal motivo se utiliza esta frecuencia de adquisición en todos los programas que se realizaron.

# 3.1.3 Conversión analógico a digital

Un convertidor analógico a digital (ADC, por sus siglas en inglés) es un dispositivo electrónico capaz de convertir una señal analógica de tensión a un codigo digital. La microcomputadora BeagleBone emplea la técnica de aproximaciones sucesivas para llevar a cabo dicho procedimiento (Barrett y Kridner, 2013); a continuación se describen las características principales de esta operación, así como algunos conceptos importantes como lo son: el muestreo, la cuantización y la codificación (Proakis y Manolakis, 2009).

#### Muestreo

El muestreo es el proceso de tomar mediciones (i.e., adquirir muestras) instantáneas de una señal continua a través del tiempo, con las cuales se obtiene una señal discreta en el tiempo, por tanto, si  $x_a(t)$  es la entrada del muestreador, la salida será  $x_a(nT) \equiv x(n)$ , donde  $n = 0, 1, 2, \dots$ , y *T* es el periodo de muestreo.

La frecuencia mínima de muestreo que se puede utilizar es el doble de la frecuencia más alta (o de Nyquist) contenida en la señal por convertir.

### Cuantificación

El cuantificador toma la señal con valores de amplitud continuos, muestreada en instantes discretos de tiempo, y la covierte en una señal con valores de amplitud discretos, i.e., en una señal digital. El valor de cada muestra de la señal se representa mediante un valor de amplitud seleccionado dentro de un conjunto finito de posibles valores.

El error introducido al representar la señal continua mediante un conjunto finito de niveles discretos es el error de cuantificación. La operación de cuantificación de las muestras x(n) se denota mediante Q[x(n)] y se emplea  $x_q(n)$  para indicar la secuencia de las muestras cuantificadas a la salida del cuantificador (Proakis y Manolakis, 2007). Por lo tanto:

$$x_q(n) = Q[x(n)]. \tag{19}$$

El error de cuantificación es una secuencia  $e_q(n)$  definida como la diferencia entre el valor cuantificado y el valor de la muestra real, y es:

$$e_q(n) = \frac{Q[x(n)]}{2}.$$
 (20)

### Codificación

El proceso de codificación convierte una señal cuantificada en un número digital binario, i.e., cada valor discreto  $x_q(n)$  se representa mediante una secuencia binaria de *b*-bits. En la microcomputadora BeagleBone se tienen 12-bits que indican 4096 niveles para esta operación.

### Resolución y velocidad de muestreo

La resolución es una medida usada para cuantificar una señal analógica, y es la diferencia de voltaje entre dos niveles adyacentes; el número de bits usados para la cuantificación es directamente proporcional a la resolución del ADC:

$$resolución = \frac{intervalo de tensión}{2^b}.$$
 (21)

En la microcomputadora BeagleBone, el valor de tensión máximo permitido en la entrada de un ADC es de 1.8 V de c.d., por lo tanto, la resolución es:

resolución = 
$$\frac{1.8V - 0V}{2^{12}} = \frac{1.8V}{4096} = 439.45 \times 10^{-6} V.$$
 (22)

Y el error en la cuantización es:

$$e_q(n) = \frac{439.45 \times 10^{-6} V}{2} = 219.73 \times 10^{-6} V.$$
(23)

#### Técnica de aproximaciones sucesivas

La técnica de aproximaciones sucesivas utilizada por la BeagleBone para realizar la conversión analógico a digital, usa un convertidor digital a analógico, un controlador y un comparador (ver Figura 21). El controlador comienza con cada bit en un nivel lógico alto y genera una señal analógica, iniciando con el bit más significativo (MSB, por sus siglas en inglés) hasta llegar al bit menos significativo (LSB, por sus siglas en inglés). Basado

en la comparación, el controlador puede dejar o cambiar el bit actual y pasa al siguiente, el proceso continua hasta llegar al bit menos significativo (LSB).

Una de las ventajas de ésta técnica es que el tiempo de conversión es uniforme para cualquier entrada(Barrett y Kridner, 2013). No se requiere análisis de señal a ruido porque la consigna la mantiene la computadora y su variación es muy lenta.



Figura 21: ADC de aproximaciones sucesivas.

### 3.2 Validación de mediciones de los sensores y actuadores

### 3.2.1 Validación de mediciones del módulo iNEMO

El módulo iNEMO dispone información acerca de la orientación mediante el algoritmo AHRS (Sistemas de referencia de actitud y rumbo) con las mediciones de aceleración y magnetismo que realizan sus sensores, así puede aportar datos como son los ángulos de Euler y los cuaterniones. En el trabajo de (Nicolás, 2014) se detallan las pruebas de validación realizadas al módulo iNEMO respecto a magnetismo y aceleración.

Para corroborar la confiabilidad de la tarjeta iNEMO fue necesario verificar la información que proporciona acerca de los ángulos de orientación. La prueba consistió en colocar una plantilla graduada radialmente en un intervalo de  $\pm 80^{\circ}$  en la que el iNEMO se posicionaría, de tal forma que el plano por verificar se encuentre paralelo al plano de la plantilla. Posteriormente, el iNEMO se giró manualmente en cada marca indicada y se hicieron las mediciones correspondientes del ángulo pitch o yaw. En la Figura 22 se observa este procedimiento para las mediciones del yaw del módulo iNEMO.



Figura 22: Validación del iNEMO.

# 3.2.2 Validación de mediciones de velocidad de los motores

La salida llamada *Monitor n* del circuito manejador de velocidad (cf., diagrama en Figura 13) proporciona información sobre la velocidad actual con la que gira el eje del motor, a través de una señal digital con una frecuencia proporcional a las revoluciones por minuto. Puede medirse usando un osciloscopio o un CI dedicado a ésta tarea; en este proyecto se utiliza el convertidor de frecuencia a voltaje TC9402 de Microchip.

La velocidad del eje del motor se midió (con el motor sin carga o *al vacio*) mediante el estroboscopio Strobotac modelo 1538-A, el cual es un instrumento que nos permite medir la velocidad de giro de la flecha del motor sin necesidad de realizar algún acoplamiento eléctrico o mecánico. De esta manera se verificó la velocidad de los motores de una forma cualitativa.

Como segunda prueba de verificación de la velocidad, la frecuencia en la salida *Monitor n* se midió utilizando un osciloscopio Tektronix modelo TDS 3012C para posteriormente calcular la velocidad con la expresión indicada por el fabricante (Maxon, 2013):

$$n = \frac{20 \cdot f_{Monitorn}}{z_{pol}},\tag{24}$$

donde  $f_{Monitorn}$  es la frecuencia medida en la salida del manejador y  $z_{pol}$  es el número de pares de polos del motor, en este caso es igual a 8. Una vez obtenida la velocidad medida se hace la comparación con la velocidad consignada (cf., Ecuación 24).



Figura 23: Prueba de la medición de la velocidad de los motores.

### 3.3 Pruebas del par generado por las ruedas de reacción

La estructura del CubeSat educativo y la base giroscópica proporcionaron la libertad para realizar movimientos angulares en el pitch y yaw, con un alcance de  $\pm 40^{\circ}$  en ambos planos. Con las ruedas de reacción se generó el par necesario para realizar las pruebas de desplazamiento angular en cada plano, por separado y en conjunto. Para observar el movimiento angular yaw, como primer paso, se colocó la estructura CubeSat en un estado inicial de reposo, i.e., con una lectura en la medición de los ángulos pitch y yaw igual a cero. Después, mediante una consigna de velocidad y de sentido de giro de los motores, se realizó el movimiento angular yaw; antes de realizar cada prueba es necesario poner la estructura CubeSat en el estado inicial de reposo. Siguiendo el mismo procedimiento se realizó el movimiento angular pitch y el pitch-yaw al unísono.



Figura 24: Componentes de una rueda de reacción.

El estado inicial de reposo que se describió fue logrado mediante el balanceo del centro de masa del sistema, mediante un procedimiento donde se pesó cada elemento por separado para ajustar (usando las propiedades de cada material y un programa de CAD) el centro de masa al centro geométrico de la estructura CubeSat (Ruina y Pratap, 2014).

# 3.3.1 Desventajas del uso contactos circulares deslizantes

Los inconvenientes que surgieron con las pruebas anteriores fueron los siguientes: Los elementos mecánicos, que acoplan la estructura CubeSat a la base giroscópica, introdujeron una fricción que fue muy significativa al momento de realizar las pruebas. Los tornillos con punta cónica que soportan el anillo para el movimiento yaw, descansan sobre unos asientos de delrin negro, por lo que la fricción es poca. Sin embargo, los contactos circulares deslizantes que proporcionan el movimiento angular pitch agregaron demasiada fricción, lo que limitó en gran medida los movimientos angulares en el plano mencionado.



Figura 25: Imagen seccionada de un contacto circular deslizante (slipring).

### 3.4 Maqueta de pruebas

Debido a las dificultades técnicas presentadas al tratar de construir un sistema que tuviera la capacidad de girar en los tres ejes, se decidió que la maqueta contemplara únicamente dos de ellos: el pitch y el yaw. Las ruedas de reacción se situaron de tal manera que pudieran realizar los movimientos en los ejes mencionados. El objetivo primordial fue el de generar movimiento angular del picosatélite educativo mediante el efecto producido por la velocidad de las ruedas inerciales. En la figura 26 se muestra la maqueta de prueba construida para el control de posición del CubeSat educativo.

Como el módulo de sensores iNEMO se encuentra dentro de la estructura CubeSat fue posible medir los movimientos angulares pitch y yaw, también se pueden obtener los cuaterniones para conocer la orientación.



Figura 26: Maqueta de prueba para medir la posición angular del CubeSat educativo.

# 3.5 Resumen

Se realizaron las pruebas de validación al módulo de sensores iNEMO, así también, se justificó el uso de las ruedas de reacción y de emplear una base giróscopica para soportar la estructura del CubeSat educativo, además, se observaron los inconvenientes de que el sistema no sea inalámbrico y del uso de contactos circulares deslizantes. Finalmente, se presentó la maqueta de prueba que se utilizará para observar la consigna de posición angular de la estructura del picosatélite tipo CubeSat.

# Capítulo 4. Pruebas finales y análisis de resultados

Se presentan la caracterización de las ruedas de reacción que se desempeñan como actuadores, las pruebas realizadas para validar el funcionamiento del sistema de determinación y control de la orientación (ADCS) y el análisis de los resultados finales.

### 4.1 Diagrama funcional de la maqueta educativa CubeSat

El diagrama funcional a bloques del instrumento CubeSat educativo se muestra en la Figura 27.

En el bloque de sensado se encuentran el magnetómetro y el acelerómetro, los cuales forman parte de la plataforma dinámica para medir las aceleraciones gravitacionales y obtener los ángulos de Euler y cuaterniones directamente del módulo de sensores iNE-MO.

Las ruedas de reacción componen el bloque de los actuadores, donde se tiene colocada una para el ángulo del pitch y otra para el yaw. Cada rueda de reacción se integra por un motor, una rueda inercial y un manejador de la velocidad del motor; todos estos componentes se encuentran dentro de la estructura CubeSat.

La microcomputadora BeagleBone, que se encuentra fuera de la estructura, es la encargada de determinar la orientación, de enviar la consigna de posición, y de determinar la velocidad angular de las ruedas de reacción. Además, la microcomputadora tiene comunicación, mediante un enrutador WiFi, con una computadora de control que administra el usuario.



Figura 27: Diagrama funcional de la maqueta educativa CubeSat.

### 4.2 Caraterización de las ruedas de reacción

Para generar un momento o par inercial se necesita que las ruedas de reacción tengan cierta velocidad angular, así mismo, cuando este momento interactua con un sistema estructural con libertad de movimiento angular pitch y yaw, se crea un par mecánico que tiende a girar la estructura sobre los ejes correspondientes.

Cuando las ruedas de reacción adquieren cierta velocidad angular se obtiene un desplazamiento angular relativo en la estructura CubeSat, si se quiere realizar algún cambio rotacional de la estructura se necesita regular la velocidad angular del motor de la rueda de reacción, que se encuentra fija sobre el eje de interés. Con una señal proveniente de la microcomputadora, mediante un adecuado acondicionamiento, se puede manipular una tensión en los circuitos manejadores de los motores, con la intención de regular la velocidad y dirección de giro angulares. Así pues, la velocidad de los motores se fija por la tensión a la entrada del manejador, y la velocidad constante determina la posición angular.

Previamente a la caracterización de las ruedas de reacción se optó por verificar la relación entre la tensión de entrada al manejador y la velocidad obtenida en el motor cuando se encuentra sin carga. Para ello se realizó el procedimiento, descrito en el apartado 3.2.2, donde se plantea que la velocidad del motor cambiará de manera lineal al variar V<sub>set</sub>, que es la tensión analógica en la entrada del manejador. La prueba consistió en medir la velocidad del motor al variar V<sub>set</sub> cada 500 mV en un alcance de 0.1 a 5 V de c.d.(cf., Tabla 3).

Las mediciones realizadas se encuentran en la gráfica que se muestra en la Figura 28, donde la línea discontinua representa la frecuencia medida en la salida *Monitor n* y convertida a velocidad mediante la Ecuación 24, mientras que la línea continua es la aproximación lineal reportada por el fabricante de los motores Maxon (cf., Ecuación 17).


Figura 28: Relación entre la tensión de entrada al manejador y la velocidad angular del motor Maxon.

La aproximación de los datos medidos se encuentra utilizando el mando curve fitting de Matlab, el cual sirve para aproximar curvas mediante polinomios.

La función aproximada para relacionar el voltaje de entrada al manejador con la velocidad angular del motor es la siguiente:

$$\theta_m = 1626 \times V_{set} + 44.82,$$
(25)

donde las unidades del voltaje  $V_{set}$  son los volts y de la velocidad angular del motor  $\dot{\theta}_m$  son las rpm.

### 4.3 Caracterización del sistema de sensado

Debido a que se cuenta con una estructura dinámica que contiene al módulo iNEMO y el cual permite conocer la orientación de la estructura CubeSat, i.e., los ángulos de Euler y cuaterniones, se necesitan realizar las pruebas estáticas y dinámicas para establecer las relaciones entre la velocidad y el posicionamiento angular pitch y yaw.

Las características estáticas, describen la actuación del sensor en régimen perma-

nente o con cambios muy lentos de la variable por medir, mientras que, las características dinámicas, describen el comportamiento en un régimen transitorio. El objetivo que se persigue, al llevar a cabo pruebas de esta índole, es el de conocer la sensibilidad, la precisión y la exactitud de los sensores y de los actuadores (Pallàs-Areny y Webster, 2001).

### 4.3.1 Pruebas estáticas al sistema de sensado

Las pruebas estáticas que se hicieron, para comprobar el balance de la estructura del CubeSat educativo en los ejes de los ángulos pitch y yaw, son las siguientes: En la primera se posiciona manualmente la estructura del CubeSat cada 5° en un alcance de  $\pm 45^{\circ}$  sobre el eje del pitch, dejando en reposo la estructura y midiendo los ángulos con el módulo iNEMO, teniendo en cuenta que el eje del yaw debe medir cero grados en todo momento. La Figura 29 muestra la medición de los ángulos pitch de la prueba mencionada, la línea continua representa los ángulos consignados mientras que la línea discontinua a los medidos.



Figura 29: Prueba estática del sistema de sensado para el pitch.

En la segunda prueba se realiza el mismo procedimiento pero para el ángulo yaw. La Figura 30 muestra los resultados en forma gráfica, para este caso.



Figura 30: Prueba estática del sistema de sensado para el yaw.

### 4.3.2 Pruebas dinámicas al sistema de sensado

Para obtener la relación entre la velocidad angular con la que gira la rueda inercial y la posición angular de la estructura CubeSat se realiza la siguiente prueba: La estructura CubeSat se pone en la posición inicial de reposo (i.e., el módulo iNEMO mide cero grados en los ángulos pitch y yaw) con los motores apagados, después se activa el motor de la rueda de reacción sobre el ángulo pitch con una consigna de velocidad constante; antes de realizar la medición de los ángulos de Euler se dejan pasar los transitorios, que se presentan, y se regresa al inicio del procedimiento para la consigna de otras velocidades angulares.

Las velocidades seleccionadas para esta prueba fueron las más representativas de acuerdo al alcance propuesto de  $\pm 45^{\circ}$ . Es importante señalar que las gráficas características tienen por entrada la velocidad angular y como salida la posición angular, se busca tener expresiones que nos permiten realizar la conversión inversa para poder utilizar una posición angular como referencia a la entrada del sistema. Por esta razón, las aproximaciones lineales propuestas son de primer grado.

La Figura 31 muestra la curva característica de la relación entre la velocidad y el des-

plazamiento angular pitch. Se puede observar en la gráfica que existe una zona muerta alrededor de los cero grados, por esta razón es conveniente que la aproximación lineal sea en dos partes para mantener polinomios de primer grado. Nótese que el signo negativo en la velocidad y en los ángulos describe únicamente el sentido de giro y la dirección de desplazamiento.



Figura 31: Relación entre la velocidad y el desplazamiento angular pitch.

Las funciones aproximadas para relacionar la velocidad angular medida con el ángulo de desplazamiento de la rueda de reacción, que genera el movimiento angular pitch, son las siguientes:

$$\theta_{p^-} = 0.06591 \times \dot{\theta}_p - 105.8,\tag{26}$$

$$\theta_{p^+} = 0.08407 \times \dot{\theta}_p - 115.1, \tag{27}$$

donde  $\theta_{p-}$  y  $\theta_{p+}$  son las posiciones angulares de las ruedas inerciales, con sentido de giro antihorario y horario correspondientemente, respecto al ángulo pitch, y  $\dot{\theta}_p$  es la velocidad angular.

Utilizando un procedimiento similar al mencionado anteriormente, se encuentra la relación entre la velocidad angular del motor y la posición angular yaw de la estructura CubeSat educativa. En la Figura 32 se muestra la curva característica.



Figura 32: Relación entre la velocidad y el desplazamiento angular yaw.

El comportamiento de la curva de datos medidos se puede describir mediante las siguientes relaciones:

$$\theta_{u^-} = 0.01611 \times \dot{\theta}_u - 10.58, \tag{28}$$

$$\theta_{u^+} = 0.0159 \times \theta_u - 14.21,\tag{29}$$

donde  $\theta_y$  es la posición angular yaw de la estructura CubeSat y  $\dot{\theta}_y$  es la velocidad angular con la que gira la rueda inercial correspondiente.

### 4.4 Consigna de posición angular

### 4.4.1 Consigna digital de posición

Obteniendo la relación entre la velocidad y la posición es posible realizar una consigna digital de posición angular de la estructura CubeSat desde la microcomputadora. En la

Figura 33 se muestra un diagrama funcional a cuadros que representa el proceso que realiza el sistema para llevar a cabo esta acción. Primero se necesita que el usuario asigne una determinada posición en grados en la que se deseé situar el CubeSat educativo, dentro de los límites establecidos anteriormente, luego existe una relación entre el ángulo asignado y su correspondiente velocidad angular, esta relación se obtiene por medio de las funciones transferentes de las ruedas de reacción, dadas por las Ecuaciones 26, 27, 28 y 29. La labor de la consigna de la velocidad angular de los motores es la de controlar el par generado por las ruedas de reacción, cuya interacción mecánica realiza un desplazamiento angular.



Figura 33: Diagrama a bloques de la consigna de posición.

#### 4.4.2 Función transferente del posicionamiento angular pitch

Para determinar la función transferente en lazo abierto entre una entrada de referencia y el posicionamiento angular, se utiliza únicamente una consigna de posición. Comenzando con un valor de referencia de -40 grados con un incremento de 10 grados. Se realizan 3 mediciones en cada posición para promediar los valores, y siempre se parte de la posición de reposo (cero grados en pitch y yaw).

En la Figura 34 se muestra la gráfica de la medición. El alcance es de 80 grados, con los límites en -40 y 40 grados.



Figura 34: Relación de entrada y salida del posicionamiento angular pitch.

En la Figura 35 se observa el valor absoluto del error, es decir, la diferencia absoluta entre los valores medidos y el valor real.



Figura 35: Error absoluto del posicionamiento angular pitch.

Como se observa en la gráfica anterior, sólo tres posiciones angulares exceden 14 grados. El resto se mantiene sobre o por debajo de los 10 grados, pero ninguno de ellos es exacto.

Así pues, se puede expresar que bajo los límites angulares, -40 grados a 40 grados, el error de posición en el pitch es aproximadamente  $\pm 10^{\circ}$ , sin duda este error es producto de fricción de los elementos mecánicos de sujeción (sliprings).

### 4.4.3 Función transferente del posicionamiento angular yaw

De la misma forma que se encuentra una función que relaciona la entrada con la salida para el ángulo pitch, así también, se encontró la función transferente para la posición angular yaw. Siguiendo los mismos pasos empleados para la función transferente anterior. En la Figura 36 se observa la gráfica correspondiente.



Figura 36: Relación de entrada y salida del posicionamiento angular yaw.

Su error absoluto se observa en la Figura 37.



Figura 37: Error absoluto del posicionamiento angular yaw.

El alcance es de 80 grados, con sus límites en -40 grados y 40 grados, además se observa que el error máximo es de 4.4 grados y que la mayoría de las posiciones tienen un error menor a 2 grados.

Por lo tanto, el error de posición en el yaw, bajo los límites -40 a 40 grados, es aproximadamente  $\pm 2^{\circ}$ .

### 4.5 Pruebas y resultados

Para probar el funcionamiento del sistema en su totalidad se establecieron tres pruebas medulares: la del posicionamiento angular, la de respuesta a perturbaciones y la de seguimiento de trayectoria. Estas pruebas son individuales para cada rueda de reacción, i.e., no funcionan de manera simultánea.

### 4.5.1 Posicionamiento angular

Esta prueba consiste en posicionar la estructura CubeSat en un ángulo determinado por el usuario. En la Figura 38 se muestra el comportamiento del sistema, utilizando una consigna como referencia, para posicionarse en un ángulo de 40 grados.



Figura 38: Posicionamiento angular de la estructura CubeSat en el ángulo pitch en 40 grados.

Nótese que la respuesta de la estructura CubeSat es rápida, sin embargo, no alcanza el objetivo consignado. El tiempo de estabilización es de aproximadamente 1 segundo. En la Figura 39 se observan las gráficas de posición del comportamiento del ángulo yaw. La consigna es directa, i.e., se indica la velocidad angular necesaria para alcanzar el ángulo de referencia que es de 40 grados.



Figura 39: Posicionamiento angular de la estructura CubeSat en el ángulo yaw en 40 grados.

Para este caso, se observa únicamente la respuesta en lazo abierto, y que sobrepasa a la referencia deseada. De acuerdo a la Figura 39 se observa que el tiempo de estabilización es de dos segundos.

### 4.5.2 Respuesta a perturbaciones mecánicas

Aunque la consigna angular de referencia se considera de manera directa utilizando las funciones transferentes correspondientes, se realizó una prueba ante perturbaciones para observar la respuesta del sistema. Como no se dispone con un instrumento para medir la magnitud y dirección de las perturbaciones ocasionadas en el sistema, estas fueron dirigidas manualmente sobre la estructura CubeSat. En las Figuras 40 y 41 se muestran las gráficas de las respuestas de los movimientos angulares pitch y yaw ante una perturbación mecánica no cuantificada.



Figura 40: Respuesta del sistema a una perturbación mecánica ejercida en la estructura CubeSat en el ángulo pitch.



Figura 41: Respuesta del sistema a una perturbación mecánica ejercida en la estructura CubeSat en el ángulo yaw.

Estas pruebas fueron cualitativas al no poder medir ni controlar la fuerza del impacto perturbador, pero se pudo apreciar el funcionamiento del sistema, en caso de que sea afectado por un elemento perturbador no regresa a la posición predeterminada.

### 4.5.3 Seguimiento de una trayectoria predeterminada

La prueba de seguimiento se propuso para observar la respuesta a cambios periódicos de posición y para evaluar la repetibilidad. Considerando que los satélites tienden a reproducir una serie de movimientos repetitivos y predeterminados como objetivos de su misión. Se propuso una trayectoria predeterminada la cuál debería ser seguida por la estructura CubeSat. Para el ángulo de dirección se propuso la siguiente trayectoria: comenzar en 40 grados, seguir a 0 grados, luego posicionarse en 40 grados, regresar a 0 grados y finalmente a 40 grados, se vuelve a repetir la trayectoria. En la Figura 42 se muestra el comportamiento de la estructura CubeSat en el ángulo pitch.



Figura 42: Seguimiento de trayectoria de la estructura CubeSat para el ángulo pitch.

Para el caso de la rueda de reacción que soporta al ángulo yaw, se decide utilizar la misma trayectoria empleada en el seguimiento del ángulo pitch.



Figura 43: Seguimiento de trayectoria de la estructura CubeSat para el ángulo yaw.

Como se observa en la Figura 42 no hay un seguimiento del ángulo pitch, debido a que las características físicas de los contactos circulares deslizantes agregan fricción muy significativa. En el caso del seguimiento del ángulo yaw, Figura 43, se puede apreciar un

intento regular por realizar el seguimiento, sin duda es una mejor respuesta que la del ángulo pitch.

# 4.5.4 Posicionamiento al unísono

El posicionamiento al unísono es consignar un ángulo determinado para los ángulos pitch y yaw de manera simultánea. Se consideran las ecuaciones transferentes respectivas para cada ángulo. En la Figura 44 se muestra la estructura CubeSat en reposo, con ángulo pitch y yaw en 0 grados, en la Figura 45 se observa la respuesta del sistema a una consigna de -40 grados en el pitch y 40 grados en el yaw. El movimiento se realizó al unísono.



Figura 44: Movimiento al unísono de la estructura CubeSat: Posición de reposo cero grados en los ángulos pitch y yaw.



Figura 45: Movimiento al unísono de la estructura CubeSat.

### 4.6 Estudio y análisis de resultados finales

Se lograron obtener y verificar las funciones transferentes que relacionan la velocidad angular de las ruedas de reacción con el desplazamiento angular de la estructura Cube-Sat, dicho desplazamiento es sobre los ángulos pitch y yaw; el modo de funcionamiento es el previsto en las especificaciones (cf., sección 1.7.2). Comparando cualitativamente las respuestas, obtenidas de una consigna directa de velocidad angular, se obtuvieron los siguientes resultados:

La expresión para la medición de la velocidad en los manejadores de los motores fue verificada, el fabricante de los motores Maxon dispone de información muy detallada acerca de los componentes utilizados en este proyecto, i.e., de los manejadores y de los motores. La salida *Monitor n* entrega una señal digital con una frecuencia proporcional a la velocidad, en este caso se midió con un osciloscopio, sin embargo, se cuenta con un

circuito convertidor de frecuencia a voltaje con el cual la microcomputadora BeagleBone puede realizar una conversión directa; de esta forma se puede contar con un lazo de retroalimentación si es que así se requiere.

La relación entre la tensión a la entrada del manejador y la velocidad angular de los motores es lineal, y aunque el motor trabaje con o sin carga no hay diferencia, pues el manejador tiene una control en lazo cerrado que hace que se alcance la velocidad consignada.

Las pruebas estáticas realizadas al módulo de sensores iNEMO resultaron aceptables, observando que existe un error de  $\pm 0.5^{\circ}$  en cada medición. Es importante mencionar que al no existir un mecanismo que coloque la estructura CubeSat en la posición inicial de reposo, i.e., cero grados para ambos ángulos (pitch y yaw), el error aumenta. El algoritmo AHRS con el que el módulo iNEMO provee información sobre los ángulos de Euler y los cuaterniones, se basa en mediciones magnéticas y gravitacionales, por lo tanto, los elementos eléctricos y magnéticos internos de la estructura (ruedas inerciales girando y motores) pueden generar perturbaciones al sistema de sensado, así como cualquier dispositivo o fenómeno externo a la maqueta CubeSat impacta de manera directa a dichas mediciones. Se observó que en ciertas ocasiones, el módulo de sensores iNEMO necesita una calibración y para ajustar las mediciones de los ángulos se realiza una compensación mediante programación, para llevar la posición de reposo de la estructura a cero grados.

En las pruebas realizadas para la obtención de la función transferente angular pitch, se obtuvo que existe una gran zona muerta al aproximarse a los cero grados por ambos sentidos. Lo que ocasiona que la respuesta sea no lineal y que la aproximación de una función sea de un grado elevado, lo cual no es muy conveniente porque se quiere que la consigna desde la microcomputadora BeagleBone sea un ángulo (pitch o yaw) de referencia; esto significa que la función transferente debe ser lo más sencilla posible para poder hacer una inversión en la variable independiente. Este inconveniente se resolvió con la obtención de dos aproximaciones polinomiales, una para la respuesta de posición angular pitch y la otra para el yaw. Se observa que para velocidades entre 0 y 1500 rpm no se obtiene desplazamiento angular en la estructura CubeSat y se ha encontrado,

mediante un análisis físico, que la causa de esta respuesta es la fricción que introduce el mecanismo de sujeción de la base giroscópica que son los sliprings. La desviación angular es de aproximadamente 10 grados como se describe en la sección 4.4.2.

En el análisis de la respuesta de la función transferente yaw, se encontró al igual que el caso anterior una zona muerta, entre los 0 y 500 rpm, siendo menor que en los ángulos pitch. Los resultados del desplazamiento angular yaw fueron mucho más satis-factorios, esto se debe a la disposición física del eje que esta soportado sobre tornillos cónicos apoyados en asientos de delrin negro. Sin embargo, se puede observar que para el sentido de desplazamiento positivo, la respuesta es mejor que para el desplazamiento negativo, que es para donde se encuentran los cables tangle free que conectan la micro-computadora con la estructura CubeSat, dichos cables oponen una resistencia, mínima pero considerable, al desplazamiento angular yaw negativo. La desviación angular es de aproximadamente 2 grados (cf., sección 4.4.3).

Se realizaron pruebas para observar el funcionamiento de la maqueta educativa Cube-Sat en su totalidad, las cuales contemplaron: corroborar el posicionamiento angular, observar la respuesta ante perturbaciones y el seguimiento de trayectorias. Es importante señalar que la consigna para realizar las pruebas fue únicamente la relación entre la velocidad y el desplazamiento, provista por las funciones transferentes para cada ángulo en un alcance de  $\pm 40$  grados. Los resultados de estas pruebas corroboran los obtenidos en la aproximación de las funciones transferentes, los cuales son: La desviación angular y el error absoluto es mayor en el desplazamiento angular pitch, debido a la fricción que introducen los sliprings que permiten la libertad de movimiento en el eje angular. La desviación angular en el eje angular yaw es menor y los resultados son más satisfatorios. Los tiempos de ejecución de los experimentos se apegan a lo establecido en las especificaciones, i.e., un tiempo entre los 5 s; el suficiente para demostraciones en laboratorios o aula de clases.

### 4.7 Propuesta de mejoras al instrumento

Teniendo en cuenta que este proyecto es para el desarrollo de una plataforma educativa de un picosatélite y, como en todo proyecto, en donde se requiere construir un instrumento, no está exento de fallas técnicas, errores humanos y retrasos. Así pues, para reducir al mínimo estos elementos es necesario realizar mejoras en lo ya existente, lo cual es una buena primera aproximación de una maqueta educativa representativa de un CubeSat, de 1U con libertad de movimiento angular pitch y yaw.

Del análisis de los resultados obtenidos, se observa que uno de los principales problemas con el que se cuenta es la introducción de fricción, muy significativa, de parte del mecanismo de sujeción. Dicho mecanismo se eligió de acuerdo a la imposibilidad de introducir todos los elementos dentro de la estructura CubeSat, por lo tanto, es necesario rediseñar la estructura CubeSat para que contenga en su interior la microcomputadora, la fuente de energía y un dispositivo de comunicación inalámbrica, además de las ruedas de reacción, sus manejadores y el módulo de sensores iNEMO. De esta forma, sin la necesidad de utilizar contactos circulares deslizantes, se puede elegir algún mecanismo de sujeción con mejores cualidades, incluso con características más lineales, como lo son los baleros con rodamientos esféricos.

Es necesario, también, mejorar la forma de medición angular, se puede realizar utilizando un láser como apuntador hacía un plano graduado a cierta distancia de la maqueta CubeSat. Relacionado a las mediciones angulares, se encontró que el módulo de sensores iNEMO utilizado no cuenta con una actualización de firmware de parte del fabricante, quizás porque existe una versión más nueva y más pequeña en cuanto a dimensiones que el iNEMO. Además, es importante desarrollar un procedimiento de calibración automática o manual para que las mediciones se mantengan con cierto nivel de confiabilidad para el usuario.

La microcomputadora BeagleBone sigue siendo una excelente opción como computadora de abordo para la maqueta CubeSat, sin embargo, se observa que se necesitan conectores especiales USB y microUSB para que no sobrepasen el límite de longitud de 10 cm, propuesto por el estándar CubeSat de 1U.

Como se puede ver, el principal reto de mejora al instrumento es el de disminuir la dimensión y peso de los componentes, es posible que la maqueta educativa CubeSat pueda tener una mejora significativa si se opta por desarrollarla siguiendo el estándar de

1.5U o incluso de 2U, pues se duplicaría la cantidad de espacio disponible para realizar las mejoras propuestas, además que lo planteado en este proyecto en cuanto a proceso de fabricación, donde se utilizó impresion 3D, es que mediante esta técnica se pueden obtener piezas estructurales de manera sencilla, práctica y de bajo costo de producción.

# Capítulo 5. Conclusiones

Se realizó una maqueta educativa, representativa de un picosatélite que sigue el estándar de dimensión y peso para un CubeSat de 1U, y que emula los desplazamientos angulares pitch y yaw. El objetivo fundamental fue el de diseñar, construir e integrar la maqueta de laboratorio, para mostrar el funcionamiento básico de las ruedas de reacción. Dadas las circunstancias debidas a la infraestructura, costos y tiempo de desarrollo, se logró obtener un instrumento que cumple aceptablemente las características y especificaciones planteadas, logrando una buena aproximación a lo que son las maquetas educativas satelitales de este tipo. Una rueda de reacción es el nombre dado a la integración de un motor, un manejador de la velocidad y una rueda inercial. Estos dispositivos, en conjunto, son capaces de provocar cambios en la posición angular de la estructura que los contenga, si es que son colocados ortogonalmente a los ejes que tienen libertad de rotación. De esta forma, se demostró que las ruedas de reacción, diseñadas para un funcionamiento óptimo, son actuadores que pueden situarse dentro de una estructura tipo CubeSat, educativa en este caso, para generar los desplazamientos angulares deseados.

De acuerdo a los resultados obtenidos, discutidos en el capítulo 4, se pudo constatar que la rueda de reacción que emula el comportamiento del ángulo yaw, es más exacta que la que emula el ángulo pitch, puesto que el movimiento de esta última afectado severamente por la fricción introducida por los contactos circulares deslizantes, o sliprings, además de otros factores como: la gravedad, los desbalances en la estructura y la tensión en los cables de comunicación.

Se demostró que la técnica de prototipado rápido mediante impresión 3D, se puede emplear como un procedimiento de construcción sencillo y económico, de tal manera que se puede implementar por instituciones educativas para que los estudiantes se involucren, en un mayor grado, en el diseño mecánico de la estructura CubeSat, lo que es más didáctico y enriquecedor que concesionar el desarrollo estructural de otra manera.

# 5.1 Recomendaciones para un trabajo futuro

- Diseñar una estructura CubeSat completamente inalámbrica, para utilizar otro tipo de mecanismo diferente a los contactos circulares deslizantes.
- Desarrollar una integración de circuitos completa: que la unidad de procesamiento tambien contenga el módulo de sensores inerciales; de esta forma se reduce el tamaño de la circuiteria por utilizar.
- Aplicar un control clásico de tipo PID.
- Obtener un modelo matemático, o alguna aproximación, que eficientice el punto anterior, en base a la realización de simulaciones para llevar a cabo comparaciones con los experimentos.
- Mejorar la programación utilizando un algoritmo más eficiente para la determinación precisa de la orientación, así como desarrollar un algoritmo para autocalibración de los sensores.

# Lista de referencias

- Alarcón, J. R. C. (2008). *Control de estabilización para picosatélite universitario*. Tesis de maestría, Universidad Nacional Autónoma de México.
- Alonso, M., Muraoka, R., García, E., y Orozco, B. (2012). Development and construction of the sensat: a nanosatellite platform based on the cubesat standard. En: *UN/Japan Nano-Satellite Symposium 2012*.
- Aydinlioglu, A. (2006). *Design development and production of electromagnetic coils for attitude control of a picosatellite*. Tesis de maestría, Aachen, University of Applied Sciences, pp. 113.
- Bak, T. (1999). *Spacecraft attitude determination a magnetometer approach*. Tesis de doctorado, Aalborg University, The Faculty of Engineering and Science.
- Barrett, S. y Kridner, J. (2013). Bad to the Bone: Crafting Electronic System with Beagle-Bone and BeagleBone Black. Morgan & Claypool publishers.
- Beer, F. P., Johnston, E. R. y Cornwell, P. J. (2009) Mechanical Engineering. McGraw-Hill.
- Bouwmeester, J. y Guo, J. (2010). Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology. *Acta Astronautica*, 67(7)854–862.
- Brown, C. D. (2002). *Elements of Spacecraft Design*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Cano, A. M. (2008). *Reaction Wheels for Picosatellites*. Tesis de maestría, Luleå University of Technology, Suecia.
- Caruso, M. J., Bratland, T., Smith, C. H., y Schneider, R. (1998). A new perspective on magnetic field sensing. *Sensors-Peterborough*, **15**: 34–47.
- Coley, G. (2012). Beaglebone Rev A6 System Reference Manual.
- ECSS-E-60A (2004). Space engineering, control engineering. ECSS.
- Giebelmann, J. (2006). Development of an active magnetic attitude determination and control system for picosatellites on highly inclined circular low earth orbits. Tesis de maestría, RMIT University, Australia.
- Hayleck, Jr. C. R. (1965). Analysis of the motion of a satellite-reaction wheel assembly optimized for weight and power. Reporte técnico, NASA, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, MD.
- Hol, J. D., Schon, T. B., Gustafsson, F. y Slycke, P. J. (2006). Sensor fusion for augmented reality. *Information Fusion, 2006 9th International Conference on*, pp. 1–6, IEEE.
- Johnk, C. T. (1975). Engineering Electromagnetic Fields and Waves. John Wiley & Sons.
- Larson, W. J. y Wertz, J. R. (1999). *Space Mission Analysis and Design*. Space Technology Library.

- Ley, W., Wittmann, K., y Hallmann, W. (2009). *Handbook of Space Technology*, Vol. 22. John Wiley and Sons.
- Maini, A. K. y Agrawal, V. (2011). Satellite Technology: Principles and Applications.
- Maxon (2013). Maxon motor control: 1-Q-EC Amplifier DEC Module 50/5.
- Maxon (2014). Maxon flat motor EC45 339275.
- Mehrparvar, A. (2014). CubeSat Design Specification Rev. 13 (2014). The CubeSat Program, California Polytechnic State University.
- Mesch, F. (1969). Magnetic components for the attitude control of space vehicles. *IEEE Transactions on magnetics*, **5**: 586–592.
- Nickel, J. (1995). Magnetoresistance overview. Reporte técnico HPL-95-60, Hewlett Packard Laboratories.
- Nicolás, G. (2014). Controlador magnético de la orientación en dos ejes para un CubeSat educativo con administración inalámbrica. Tesis de maestría, CICESE.
- Núñez, R. (2013). Notas del curso AIADS (ET631). Posgrado DET-CICESE.
- Núñez, R. (2013). Notas del curso CE2 (ET603). Posgrado DET-CICESE.
- Ogata, K. (2003). Ingeniería de control moderna. Pearson Educación.
- Oland, E., Aas, A., Steihaug, T. M., Mathisen, S. V., y Vedal, F. (2009). A design guide for attitude determination and control systems for picosatellites. En: *Recent Advances in Space Technologies, 2009. RAST'09. 4th International Conference on, pp.772–777, IEEE.*.
- Pacheco, E., Conte, R., Mendieta, F. J., Muraoka, R., Medina, J. L., y Arvizu, A. (2003). The satex project: A mexican effort. the development of a micro-satellite platform for space technologies knowledge and human resources preparation. *IEEEAC*, 2: 677– 686.
- Pacheco, E., Mendieta, F. J., y de Arellano, R. M. R. (2012). National capacity building for mexico using small satellites: The mexican space agency vision. En: UN/Japan Nano-Satellite Symposium 2012.
- Pallàs-Areny, R. y Webster, J. G. (2001). *Sensor and signal conditioning*. John Wiley & sons, Inc.
- Piattoni, J., Candini, G. P., Pezzi, G., Santoni, F. y Piergentili, F. (2012). Plastic Cubesat: An innovative and low-cost way to perform applied space research and hands-on education. *Acta Astronáutica*, 81(2), 419-429.

Proakis, J. G. y Manolakis, D. G. (2007). Tratamiendo digital de señales. Prentice Hall.

Resnick, R., Halliday, D., y Krane, K. S. (2009). *Física volumen 2*.

- Ruina, A. y Pratap, R. (2014). *Introduction to Statics and Dynamics*. Oxford University Press.
- Schaffner, J. A. (2002). The electronic system design, analysis, integration, and construction of the cal poly state university cp1 cubesat. En: *16th AIAA/USU Conference on Small Satellites*.
- Selva, D. y Krejci, D. (2012). A survey and assessment of the capabilities of Cubesats for Earth observation. *Acta Astronáutica*, 74, 50-68.
- Shiroma, W. A., Martin, L. K., Akagi, J. M., Akagi, J. T., Wolfe, B. L., Fewell, B. A., y Ohta, A. T. (2011). Cubesats: A bright future for nanosatellites. *Central European Journal Engineering*, 1(1), 9–15.
- Sidi, M. J. (1997). *Spacecraft dynamics and control: a practical engineering approach*. Cambridge University Press.
- STEVAL-MKI062V2 (2010). Manual de usuario iNEMO: iNErtial MOdule V2 demonstration board based on MEMS sensors and the STM32F103RE. STMicroelectronics, EEUU.
- STEVAL-MKI062V2 (2011). Manual de usuario iNEMO: communication protocol. STMicroelectronics, EEUU.
- Svartveit, K. (2003). *Attitude determination of the NCUBE satellite*. Tesis de maestría, Deparment of Engineering Cybernetics.
- Toorian, A., Diaz, K. y Lee, S. (2008). The CubeSat Approach to Space Access. En: *Aerospace Conference, 2008 IEEE*, pp. 1-14, IEEE.
- Tudor, Z. (2011). *Design and Implementation of Attitude Control for 3-axes Magnetic Coil Stabilization of a Spacecraft*. Tesis de maestría, Norwegian University of Science and Technology.
- Tumanski, S. (2011). Handbook of Magnetic Measurements. CRC Press.
- Wiśniewski, R. (1996). *Satellite attitude control using only electromagnetic actuation*. Tesis de doctorado, Aalborg University.
- Woellert, K., Ehrenfreund, P., Ricco, A. J., y Hertzfeld, H. (2011). Cubesat: Cost-effective science and technology platforms for emerging and development nations. *Advances in Space Research*, 47(4)663–684.

# Apéndice A. Representación matemática de la orientación

La orientación se define como la desviación angular entre los ejes de dos sistemas coordenados. Así, para representar matemáticamente la orientación de un determinado cuerpo es necesario definir dos sistemas coordenados en tres dimensiones. Estos sistemas se designan como el sistema de referencia y el sistema coordenado correspondiente al cuerpo. El vecto diferencial entre los origines de los sistemas es irrelevante para la representación de la orientación, pues el interés recae en la rotación de un sistema respecto al otro. En la figura 46 se muestran dos sistemas coordenados, el denominado SR representa el sistema de referencia y el SC es el sistema coordenado del cuerpo.



Figura 46: Representación de la orientación por medio de sistemas de coordenadas.

Utilizando los sistemas coordenados adecuados se puede conocer la orientación de un satélite.

### Matriz coseno director

Se puede representar la orientación de un cuerpo utilizando una matriz denominada coseno director, dada por la ecuación 30,

$$A = \begin{bmatrix} u \cdot x & u \cdot y & u \cdot z \\ v \cdot x & v \cdot y & v \cdot z \\ w \cdot x & w \cdot y & w \cdot z \end{bmatrix},$$
(30)

Los elementos de esta matriz de orientación describen el producto punto de los respectivos ejes de los sistemas coordenados y representa el coseno de la desviación angular. Esta matriz sirve para transformar vectores de un sistema de referencia a otro,

$$x_C = [A]x_R,\tag{31}$$

donde  $x_R$  es el vector en el sistema de referencia,  $x_C$  el vector resultante en el sistema coordenado del cuerpo, y [A] es la matriz de orientación.

De acuerdo con ésta representación se pueden describir una secuencia de rotaciones de la siguiente manera,

$$A_{1-3} = A_{2-3}A_{1-2},\tag{32}$$

donde  $A_{1-2}$  es una rotación desde el estado 1 al 2,  $A_{2-3}$  es una rotación desde el estado 2 al 3, el producto final  $A_{1-3}$ , entonce, es una rotación completa desde el estado 1 al 3. Las ventajas de esta parametrización es que no existen singularidades y no se necesitan operaciones trigonométricas, sin embargo, en cuestiones de ingeniería espacial se prefiere utilizar las representaciones por medio de los ángulos de Euler.

### Angulos de Euler

Las tres rotaciones básicas alrededor de los respectivos ejes (x, y, z) del sistema de coordenadas pueden ser descritos por medio de los ángulos de Euler.

Roll: rotación alrededor del eje x con un ángulo  $\varphi$ .

$$A_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \\ 0 & -\sin(\varphi) & \cos(\varphi) \end{bmatrix}$$
(33)

Pitch: rotación alrededor del eje y con un ángulo  $\theta$ .

$$A_{y} = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix}$$
(34)

Yaw: rotación alrededor del eje z con un ángulo  $\psi$ .

$$A_{z} = \begin{bmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0\\ -\sin\psi & \cos\psi & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$
(35)

Una de las desventajas de esta representación es que presenta singularidades, además que se trabaja con funciones trigonométricas, pero aún así es muy utilizado para los estudios analíticos, también es fácil obtener una interpretación física.

### Cuaterniones

Otro método para representar la orientación es con el uso de cuaterniones. Estos números hipercomplejos se representan de la siguiente manera:

$$q = \left[ e_x \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \ e_y \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \ e_z \sin\left(\frac{\phi}{2}\right) \ \cos\left(\frac{\phi}{2}\right) \right]^T,$$
(36)

donde  $e_x, e_y, e_z$  son los componentes de un vector unitario a lo largo del eje de rotación y  $\phi$  es el ángulo de rotación alrededor de este eje. De igual manera que la matriz de orientación, las secuencias de rotación se pueden expresar de la siguiente forma:

$$q_{1-3} = q_{1-2} \otimes q_{2-3}, \tag{37}$$

donde  $q_{1-2}$  es una rotación desde el estado 1 al 2,  $q_{2-3}$  es una rotación desde el estado 2 al 3, el producto final  $q_{1-3}$ , entonce, es una rotación completa desde el estado 1 al 3.

Los cuaterniones son una representación puramente matématica por lo que no tiene una interpretación física, sin embargo, son usados comunmente para el procesamiento cuantitativo.

# Apéndice B. Determinación del tamaño y peso de la rueda inercial

A continuación se describe el procedimiento empleado para calcular el tamaño y peso de la rueda inercial para este proyecto, dicha metodología se aplica para satélites grandes (Hayleck, 1965), sin embargo, como un CubeSat tiene las mismas características de operación que un satélite de tamaño normal se seguirá el mismo análisis.

### B.1 Momento de inercia del CubeSat educativo

De acuerdo a la forma cúbica del CubeSat, se calcula el momento de inercia con la fórmula correspondiente (Beer *et al.*, 2009) utilizando la información de la masa y la longitud de los lados del cubo, en la Figura 47 se muestra el momento de inercia de un sólido con forma cúbica.



Figura 47: Momento de inercia de un sólido en forma cúbica.

La masa por considerar es igual a 1.33kg y la longitud de sus lados es de 0.10m, teniendo en cuenta el valor máximo permisible para el estandar CubeSat de 1U, el momento de inercia del satélite es:

$$I_s = \frac{1}{6}m \cdot l^2 = \frac{1}{6}(1.33kg)(0.10m)^2$$

$$I_s = 2.21 \times 10^{-3} kg \cdot m^2.$$

### B.2 Par de las ruedas de reacción

Para obtener el par que las ruedas de reacción deben de generar utilizamos la Ecuación 9,

$$T_o = \frac{\theta_s \cdot I_s}{(n-n^2)t_{total}^2},$$

donde  $\theta_s$  es el máximo desplazamiento angular del CubeSat educativo igual a  $160^{\circ}$  que equivalen a 2.79rad, el tiempo total de la maniobra es de 5s y el porcentaje del tiempo en el que las ruedas de reacción estarían activadas para un par máximo es n = 0.1, por lo tanto:

$$T_o = \frac{(2.79rad)(2.21 \times 10^{-3} kg \cdot m^2)}{(0.1 - (0.1)^2)(5s)^2},$$

$$T_o = 2.74 \times 10^{-3} kg \cdot m^2 / s^2,$$

nótese que los radianes son adimensionales y si convertimos las unidades  $kg \cdot m^2/s^2$  a las unidades estándar para seleccionar un motor comercial por su par nominal, que son  $N \cdot m$ , tenemos un par de control requerido de  $T_o = 2.74 \times 10^{-3} N \cdot m$ .

### B.3 Aceleración angular de la rueda de reacción

Para obtener la aceleración angular de la rueda de reacción, que en esencia es la rueda inercial el elemento rotatorio, se despeja de la expresión 11:

$$\ddot{\theta_w} = \frac{\dot{\theta}_w max}{n \cdot t_{total}},$$

donde  $\dot{\theta}_w max$  es la velocidad angular máxima proporcionada por el motor, considerando 4000rpm que equivalen a 418.87rad/s, además, el tiempo total de la maniobra es de 5s y el porcentaje del tiempo en el que las ruedas de reacción estarían activadas para calcular

la menor aceleración angular es de n = 0.5, tenemos:

$$\ddot{\theta_w} = \frac{418.87 rad/s}{(0.5)(5s)},$$

$$\ddot{\theta_w} = 167.13 rad/s^2$$

### B.4 Momento de inercia de la rueda de reacción

Una vez obtenida la aceleración angular y el par que se debe generar, se procede a obtener el momento de inercia que tendrá la rueda que gira dentro del montaje de la rueda de reacción; a dicha rueda se le llama rueda inercial.

El momento de inercia, de acuerdo a la Ecuación 10, es:

$$I_w = \frac{To}{\ddot{\theta}_w},$$

$$I_w = \frac{2.74 \times 10^{-3} kg \cdot m^2 / s^2}{167.13 rad / seg^2},$$

$$I_w = 16.39 \times 10^{-6} kg \cdot m^2.$$

### B.5 Masa de la rueda inercial

La fórmula para obtener el momento de una rueda inercial, que tiene una forma geométrica similar a la de un disco delgado (ver Figura 48), es:

$$I_w = \frac{1}{2}m_w r_w^2.$$

donde  $m_w$  es la masa de la rueda inercial en kg y  $r_w$  es el radio de la rueda en m.



Figura 48: Momento de inercia de un disco delgado.

Proponiendo una rueda inercial de 2.5*cm* de radio y con el momento de inercia calculado previamente, tenemos que la masa de la rueda inercial es igual a:

$$m_w = \frac{2I_w}{r_w^2},$$
$$m_w = \frac{2(16.39 \times 10^{-6} kg \cdot m^2)}{(0.025)^2},$$

$$m_w = 0.052kg,$$

por lo tanto, la rueda inercial tiene que pesar 52g. La Figura 49 muestra la rueda fabricada en bronce, con un peso de aproximadamente 75 g.



Figura 49: Rueda inercial fabricada para las RWA.

# Apéndice C. Manejo de la microcomputadora BeagleBo-

# ne

Para acceder a las funciones que dispone la microcomputadora se tiene que utilizar el interprete de comandos de Linux. Debido a la familiaridad que se tiene con el manejo del lenguaje de programación C, se decidió emplearlo para el desarrollo de los programas utilizados en este proyecto. A continuación se proporciona el código empleado para acceder a las funciones indispensables en este trabajo.

# C.1 Conexión serial con la microcomputadora Beaglebone

La tarjeta se conecta mediante un cable USB con una computadora. Para determinar en que puerto USB se encuentra conectado el dispositivo, se procede con el siguiente comando:

### \$ dmesg — grep FTDI — grep "now attached to" — tail -n 1 — awk 'print \$NF'

Una vez localizado el puerto, se da la siguiente instrucción para establecer la comunicación serial:

### \$ screen /dev/ttyUSB1 115200

Posteriormente, aparecerá la pantalla de acceso al sistema.

Terminal - ·	- ×
File Edit View Search Terminal Help	
Entry Point: 80008000 Verifying Checksum OK XIP Kernel Image OK OK	
Starting kernel	
Uncompressing Linux done, booting the kernel. systemd-fsck[50]: Angstrom: clean, 49340/218592 files, 286417/873534 blocks	
0     00 	
The Angstrom Distribution beaglebone tty00	
Angstrom v2012.05 - Kernel 3.2.18	
beaglebone login:	

Figura 50: Pantalla de acceso del sistema Beaglebone.

Para tener control sobre todos los recursos del sistema es necesario acceder en modo superusuario (**root**),

### beaglebone login: root

## C.2 Conexión SSH

Para iniciar un sesión con el modo SSH se envía el comando siguiente desde la terminal de la computadora anfitrión:

# \$ ssh root@192.168.7.2

Donde root es el nombre del usuario, seguido de la dirección IP de la Beaglebone.

# C.3 Puertos generales de entrada y salida (GPIO)

Se cuenta con 66 puertos generales de entrada y salida (GPIO), los cuales pueden ser configurados como entrada o salida, el voltaje de salida es de 3.3V de c.d. y es muy importante que el voltaje de entrada no exceda los 5V de c.d.



Figura 51: Identificación de los puertos de E/S de las microcomputadora Beaglebone.

En la figura 51 se observa que se dispone de los puertos P8 y P9, para un cierto número de señales; las tablas 8 y 9 del manual de la microcomputadora contienen mayor

información sobre la disposición de éstas.

Para utilizar un puerto GPIO, se necesita conocer el número que lo identifica, el cual se determina mediante la siguiente fórmula:

## número = (CHIPx32)+PIN

Donde CHIP puede ser 0 o 1, dependiendo en donde se localiza el conector y PIN es un número correspondiente a la posición del mismo. Por ejemplo, si se desea conocer el número del puerto general de la señal que lleva por nombre **GPIO1\_6**, el cuál se ubicada en el conector 3 del puerto P8, vid. figura 51, se tiene que su número de identificación es:

### número = (1x32)+6 = 38

Por tanto, se emplea este número en el código de programación con el objetivo de manejar la señal correspondiente.

Se definen las direcciones asociadas a la configuración de los puertos.

```
#define HAB_ES "/sys/class/gpio/export"
#define EN1 "/sys/class/gpio/gpio38/direction"
```

Luego, se configura el puerto como una salida digital.

```
if ( (operador_pwm = fopen(HAB_ES, "w")) != NULL ){
    fprintf(operador_pwm, "38");
    fclose(operador_pwm);
}
if ( (operador_pwm = fopen(EN1, "w")) != NULL ){
    fprintf(operador_pwm, "high");
    fclose(operador_pwm);
}
```

# C.4 Multicanalización de modos

Debido a la cantidad de señales que contiene la microcomputadora Beaglebone, se necesita un proceso de canalizado para acceder a las diferentes señales que disponen de un solo conector, por ejemplo, el conector 14 del puerto P9, puede utilizarse como un puerto GPIO o como una salida PWM. El manual de referencia de la microcomputadora contiene las tablas en donde se indica los posibles modos de funcionamiento de los puertos de E/S.

Para configurar los modos de salida es preciso acceder a la siguiente dirección: /sys/kernel/debug/omap\_mux

Por ejemplo, si se requiere generar una señal PWM, es preciso cambiar al modo 4 la señal EHRPWM2A. Para ello se define su dirección:

**#define** MODO\_PWM\_A "/sys/kernel/debug/omap\_mux/gpmc\_ad8"

el cambio de modo se efectua de la siguiente manera.

```
if ( (operador_pwm = fopen(MODO_PWM_A, "w")) != NULL ){
    fprintf(operador_pwm, "4");
    fclose(operador_pwm);
}
```