



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Diseño y construcción de un arreglo de ruedas
de reacción para el sistema de control de
orientación de nanosatélites CubeSat 3U**

TESIS

Que para obtener el título de

Ingeniero Mecánico

P R E S E N T A :

DIEGO FRANCISCO MARTÍNEZ VALDÉS

DIRECTOR DE TESIS:

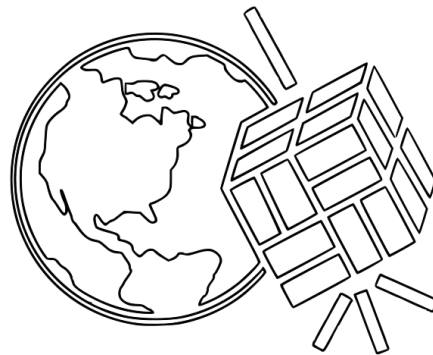
DR. SAÚL DE LA ROSA NIEVES




Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2018

TÉSIS ΔΠ

DIEGO M.V



Diseño y Construcción de un Arreglo de Ruedas de Reacción para el
Sistema de Control de Orientación de Nano-satélites CubeSat 3 U

Tesis- 2018 

ÍNDICE GENERAL

1	INTRODUCCIÓN	xii
1.1	Justificación	xiii
1.2	Hipótesis	xiii
1.3	Objetivo:	xiii
1.4	Alcances:	xiii
I	MARCO TEÓRICO	1
2	SATÉLITES EN LA FI-UNAM	2
2.1	El Satélite UNAM-SAT	3
2.2	LIESE-UNAM	4
2.2.1	Reconocimiento Internacional	5
3	LOS SATÉLITES PEQUEÑOS	6
3.1	Miniaturización de los satélites	6
3.2	Aplicaciones de los nanosatélites	7
3.3	El Estándar CubeSat	9
3.4	Filosofía de Diseño Para Nanosatélites	12
4	CONTROL DE ORIENTACIÓN	14
4.1	Representación de la orientación	16
4.1.1	Sistema de referencia inercial	16
4.1.2	Sistema de referencia orbital	17
4.1.3	Sistema de referencia móvil	17
4.1.4	Convenciones de ejes	17
4.2	Dinámica de la Orientación	18
4.2.1	Momento Angular	18
4.2.2	Tipos de orientación de naves espaciales	25
4.3	Momentos Perturbadores	26
4.3.1	Momento por Gradiente Gravitatorio:	27
4.3.2	Momento Aerodinámico	29
4.3.3	Momento de Radiación Solar	29
4.3.4	Momento por Campo Magnético	30
4.4	Determinación y control de la orientación	31
4.4.1	Sensores para el control de orientación	31
4.4.2	Momentos de control	32
4.5	Modos de verificación	34
4.5.1	Banco de pruebas	35
5	LAS RUEDAS DE REACCIÓN	38
5.0.1	Configuración	39
5.0.2	Perturbaciones mecánicas	41
5.0.3	Saturación	42
5.1	Configuraciones	42
5.2	Modos de Falla	43
5.2.1	Fallos Reportados	44
6	MOTOR SIN ESCOBILLAS	45

6.1	El BLDCM en la industria aeroespacial	47
6.1.1	Ventajas del BLDCM	47
6.2	Estructura de los BLDCMs	48
6.2.1	Estátor	48
6.2.2	Devandos	49
6.2.3	Imanes permanentes	49
6.2.4	Sensores	50
6.3	Controlador Electrónico	50
6.3.1	Modos de conmutación	52
6.4	Ruido	55
6.5	Modelo Matemático del BLDCM	55
6.5.1	Ecuación Diferencial	55
7	AMBIENTE ESPACIAL	60
8	ENTORNO MECÁNICO	67
8.1	Vehículos de lanzamiento	67
8.2	Mecanismos Satelitales	68
8.2.1	Requerimientos de los mecanismos espaciales	68
8.2.2	Dispositivos de disparo único	69
8.2.3	Dispositivos de funcionamiento continuo/intermitente	70
8.3	Cojinetes	71
8.3.1	Cojinetes magnéticos	73
8.3.2	Cojinete de Joya	78
II	DISEÑO PRELIMINAR	81
9	METODOLOGÍA DE DISEÑO	82
9.1	Proceso de Diseño	82
9.2	Iteraciones	84
9.2.1	Sistema de control de Iteraciones	85
9.3	Metodología de selección de materiales	86
9.4	Herramientas de Diseño	88
9.4.1	Herramientas computacionales	88
10	ESTADO DEL ARTE DEL DISEÑO DE RW	89
10.1	Problemática:	89
10.2	Áreas de desarrollo	89
10.3	Ruedas de Reacción Comerciales	93
11	ESPECIFICACIONES	94
11.1	Velocidad Orbital	94
11.2	Estimación de perturbaciones	94
11.3	Requerimientos y restricciones	97
11.3.1	Necesidades	97
11.4	Especificaciones	98
11.4.1	Especificaciones Objetivo	98
11.4.2	Especificaciones Finales	98
11.5	Requerimientos	98
11.5.1	Gasificación	98
11.5.2	Cargas de Lanzamiento	99
11.6	Restricciones	99

11.6.1	Manufactura	99
12	DISEÑO A NIVEL DE SISTEMA	101
12.0.1	Taxonomía del sistema	101
13	DISEÑO CONCEPTUAL	105
13.1	Volante de inercia	105
13.2	Cojinete Magnético	106
III	DISEÑO DE DETALLE	107
14	SELECCIÓN DE MOTORES	108
14.1	Consideraciones	108
14.1.1	Otras Consideraciones de selección:	108
14.2	Criterios de selección	109
14.2.1	Parámetros de rendimiento del motor	110
14.3	Selección	112
15	VOLANTES DE INERCIA	113
15.1	Selección del Material	113
15.2	Diseño y Dimensionamiento	118
15.2.1	Diseño	118
15.2.2	Dimensionamiento	118
16	COJINETE	119
16.1	cojinete de Joya	120
16.2	Elaboración del modelo matemático	120
17	SOPORTE	121
17.1	Selección de Materiales	121
17.2	Análisis de Carga	121
18	CONTROLADOR ELECTRÓNICO	122
18.1	Pre-driver	122
18.2	Inversor	123
19	ENSAMBLE	124
IV	IMPLEMENTACIÓN	125
20	MANUFACTURA	126
20.1	Volantes de Inercia	126
20.2	Controlador Electrónico	128
21	INTEGRACIÓN	130
21.1	Volantes de Inercia	130
21.2	Electrónica	130
21.3	Rodamientos	130
21.4	Estructura	130
22	PRUEBAS Y REFINAMIENTO	131
22.1	Motores	131
22.2	Controlador	131
22.3	Soporte	131
22.4	Abrazadera de sujeción	131
23	CONCLUSIONES	132
	Apéndices	133

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1	Fotografías del primer satélite, el Sputnik I	2
Figura 2	Saúl de La Rosa con el UNAM-SAT-B	3
Figura 3	Primer y única piedra del laboratorio de tecnología espacial	4
Figura 4	Placa del laboratorio	5
Figura 5	Castillo Matsuyama	5
Figura 6	Nanosatélites por año de lanzamiento	8
Figura 7	Plataformas Nanosatélites.	9
Figura 8	Creadores del estándar CubeSat.	10
Figura 9	Estructuras de algunas escalas CubeSat	10
Figura 10	Dimensiones de un CubeSat 3U	11
Figura 11	P-POD y su interior	11
Figura 12	Sistemas de referencia	17
Figura 13	Superficie Cerrada S	18
Figura 14	Cuerpo rígido	22
Figura 15	Prisma Rectangular	24
Figura 16	Tipos de orientación	26
Figura 17	Rotación pura	26
Figura 18	Lazo de control de orientación	31
Figura 19	Rueda de reacción	39
Figura 20	Configuraciones típicas	43
Figura 21	Sección transversal de un motor BLDC.	48
Figura 22	Arreglo típico de un BLDCM (<i>Microchip</i>)	51
Figura 23	Diagrama esquemático del BLDCM [56].	56
Figura 24	Flujo del imán permanente de la Fase A [56]	57
Figura 25	Relación de fase entre $B(\theta)$, e_A , y $f_A(\theta)$ [56]	59
Figura 26	Ambiente Espacial en función de la altura[24]	66
Figura 27	Clasificación de los cojinetes magnéticos y levitación magnética [6]	75
Figura 28	Restricciones activas y pasivas	77
Figura 29	Diferentes configuraciones para PMB	78
Figura 30	Cojinete de corindón.	78
Figura 31	Ejes del cristal	79
Figura 32	Cojinete de empuje de joya	79
Figura 33	Proceso de diseño con múltiples iteraciones	84
Figura 34	Código de orden para las iteraciones	86
Figura 35	Selección de materiales, los cuatro pasos principales[4]	87
Figura 36	Taxonomía de los materiales[4]	88
Figura 37	NanoTorque GSW-600	93
Figura 38	MICROWHEEL (RWP015)	93
Figura 39	Rueda de Reacción MAI-400	93
Figura 40	Taxonomía de las Ruedas de Reacción	102
Figura 41	Ruedas de Reacción como Sistema Mecatrónico	103

Figura 42	Subensambles y partes de la rueda de reacción	103
Figura 43	Conceptos del volante de inercia	105
Figura 44	Conceptos del volante con PMB	106
Figura 45	Conceptos del Cojinete magnético	106
Figura 46	Esfuerzo en el volante de inercia	114
Figura 47	Diagrama de Ashby	116
Figura 48	Configuración de anillos concéntricos	119
Figura 49	Esquema de aplicación	122
Figura 50	ensamble de rueda 1	124
Figura 51	ensamble de rueda con abrazadera	124
Figura 52	Manufactura del volante de inercia	126
Figura 53	Buril HSS	127
Figura 54	Ángulos del buril	127
Figura 55	Evolución del volante de inercia	128
Figura 56	PCB elaborada en CNC	128
Figura 57	Pre-driver	129
Figura 58	Conector del motor	129
Figura 59	Modulos del controlador	129

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1	Clasificación de los satélites según su masa[17]	7
Tabla 2	Requerimientos de CubeSat 3U [11]	12
Tabla 3	Requisitos Funcionales para un ACS. [28]	16
Tabla 4	Momentos Perturbadores [17]	27
Tabla 5	Rangos de exactitud de sensores [27]	32
Tabla 6	Características de actuadores	36
Tabla 7	Ventajas y desventajas de Actuadores	37
Tabla 8	Diferencias entre MEDs	40
Tabla 9	Listado experiencias con RW [18]	44
Tabla 10	Ventajas y desventajas de los controladores	52
Tabla 11	Comparación entre transistores de potencia	54
Tabla 12	Características de los cojinetes	72
Tabla 13	Categoría de precisión para rodamientos [20]	73
Tabla 14	Las dos formas de calcular la fuerza magnética en la practica[6]	76
Tabla 15	Algunas propiedades del corindón [58]	79
Tabla 16	Cargas en la joya [39]	80
Tabla 17	Proceso de diseño	83
Tabla 18	Etapas del diseño	85
Tabla 19	Especificaciones del Delfi-n3Xt	90
Tabla 20	Especificaciones del STUDSAT-2	91
Tabla 21	Especificaciones del SLB	92
Tabla 22	Momentos de perturbadores	96
Tabla 23	Necesidades	97
Tabla 24	Requerimientos Generales	97
Tabla 25	Requerimientos funcionales	98
Tabla 26	Requerimientos de desempeño	98
Tabla 27	Especificaciones Objetivo del sistema	99
Tabla 28	Especificaciones Finales	99
Tabla 29	Gasificación	100
Tabla 30	Descripción de partes	104
Tabla 31	Comprar / Manufacturar	104
Tabla 32	Motores considerados para el ARR	111
Tabla 33	Comparación de motores	112
Tabla 34	Requerimientos para almacenamiento de máxima energía	114
Tabla 35	Requerimientos para un volante con velocidad fija	115
Tabla 36	Tipos de Bronces	117
Tabla 37	Bronce SAE 64	117
Tabla 38	Requerimientos del soporte	121
Tabla 39	Ángulos recomendados	127

CÓDIGOS

ACRÓNIMOS

ACS	Attitude Control System
AEM	Agencia Espacial Mexicana
ASIC	Application-Specific Integrated Circuit
BLDCM	Brushless DC Motor
CA	Corriente Alterna
CC	Corriente Continua
CCEM	Corriente Contraelectromotriz
CFRP	polímero reforzado con fibra de carbono
CI	Circuito Integrado
CMA	Cantidad de Movimiento Angular
CMG	Control Moment Gyroscope
COTS	Commercial Off-The-Shelf
DSP	Digital Signal Processors
ECSS	European Cooperation on Space Standardization
ESD	Electrostatic Discharge
ESA	European Space Agency
FCEM	Fuerza Contraelectromotriz
FEM	Fuerza Electromotriz
FPGA	Field Programmable Gate Arrays
GPS	Global Positioning System
GNSS	Global Navigation Satellite System
HILT	Hardware In the Loop Testing
ISS	International Space Station
LEO	Low-Earth Orbit
LIESE	Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales
Maglev	Magnetic Levitation

MCU	Microcontroller Unit
MED	Momentum Exchange Devices
MEMS	Microelectromechanical systems
MIT	Massachusetts Institute of Technology
MOSFET	Metal-oxide-semiconductor Field-effect transistor
PCB	Printed Circuit Board
PMB	Permanent Magnetic Bearing
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer
PSLV	Polar Satellite Launch Vehicle
PUIDE	Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial
RUE	Red Universitaria del Espacio
RW	Reaction Wheel
SEE	Single Events Effect
TDE	Total Dose Effect
TDR	Tracking and Data Relay
UNAM	Universidad Nacional Autónoma de México
VLSI	Very Large Scale Integration

INTRODUCCIÓN

La industria espacial tiene gran relevancia en el desarrollo de cualquier nación y provee de soluciones importantes a grandes problemas de la humanidad. Durante los últimos años el gobierno de México ha tenido gran interés por hacer crecer esta industria en el país, ya que esto fortalecerá áreas como: protección de la soberanía nacional, sustentabilidad ambiental, protección civil, autonomía, desarrollo, innovación tecnológica y prevención de desastres naturales. (Secretaría de gobernación, 2011)

Los nanosatélites han tenido gran popularidad en la última década debido, a que son una opción factible en el desarrollo de sistemas espaciales de universidades y empresas pequeñas. Comparado con los satélites grandes, los nanosatélites poseen ventajas como: menor tiempo de desarrollo, menor costo y mayor oportunidad de lanzamiento. (Maheshwarappa, 2014)

El gran potencial de los nanosatélites, hace que en la actualidad exista un gran interés por desarrollar nuevos componentes satelitales y miniaturizar otros ya existentes en satélites de mayor tamaño.

El estándar CubeSat es un estándar para nanosatélites que contempla toda una plataforma de desarrollo que abarca desde las especificaciones de construcción hasta la puesta en órbita del satélite.

El sistema de control de orientación es un subsistema satelital muy importante en cualquier misión espacial, sobre todo si la nave requiere apuntar a la tierra o hacia cualquier otro cuerpo celeste. La precisión y velocidad de apuntamiento del sistema de control de orientación así como la capacidad mantener estable el satélite frente a las perturbaciones que pueda presentar el medio, influirá de manera significativa el alcance y tipo de misión que el satélite pueda realizar.

Las ruedas de reacción son uno de los actuadores más precisos utilizados en los sistemas de control de orientación, ellas responden a las perturbaciones del vehículo generando pares de fuerzas correctivos al cambiar su velocidad angular.

Es común que, en los satélites, los actuadores (y cualquier sistema con partes móviles) se presente una mayor probabilidad de falla que en otros subsistemas, también, se tiene el problema que los dispositivos que utilizan motores para su funcionamiento consumen mayor energía y son pesados. Es por esto que constantemente se busca desarrollar nuevos sistemas actuadores que sean mucho más confiables, eficientes y ligeros, y esto es gran reto para el área de diseño mecánico.

Un buen diseño siempre busca como finalidad tener un producto funcional, seguro, confiable, competitivo, útil que se puede fabricar y en dado caso comercializar.

1.1 Justificación

Los sistemas de ruedas de reacción para CubeSats tienen el problema de que una vez en el espacio su lubricación es casi imposible, lo que conduce a un aumento de la fricción y finalmente al fracaso. Las ruedas de reacción son dispositivos mecánicos de funcionamiento continuo que presentan gran probabilidad de falla. Actualmente existen diferentes métodos para resolver estos problemas en satélites grandes. Sin embargo, existen pocas propuestas para las ruedas de reacción utilizadas en CubeSat. Con base en la necesidad que existe en obtener ruedas de reacción con mejor desempeño, se hace la presente propuesta con el fin de dar una solución a este y otros problemas.

1.2 Hipótesis

El rodamiento de bolas utilizado normalmente en las ruedas de reacción tiene como propósito varias tareas entre ellas servir de soporte y alineación del elemento en rotación (volante de inercia) soportar las cargas axiales y radiales, así como permitir la rotación del eje con la mínima fricción posible. Separar estas tareas en diferentes mecanismos disminuirá el riesgo de falla y solventará los problemas de lubricación. (se tiene que comprobar)

1.3 Objetivo:

Diseñar y construir el prototipo de un arreglo de ruedas de reacción, para el sistema de control de orientación de nanosatélites tipo CubeSat 3U, el cual elimine los problemas de lubricación existentes en los sistemas de ruedas de reacción nanosatelitales actuales, sin comprometer el peso y el consumo de energía.

Objetivos particulares:

1. El diseño del arreglo de ruedas de reacción contará con las características necesarias para ser fácilmente implementado de manera modular en el sistema de control de orientación de nanosatélites tipo CubeSat 3U.

1.4 Alcances:

- 🌀 Realizar el diseño y mecánico del un arreglo de ruedas de reacción.
- 🌀 Diseñar el controlador electrónico e implementar la ley de control de velocidad en un microcontrolador
- 🌀 Construir el prototipo α del sistema

Parte I

MARCO TEÓRICO

SATÉLITES EN LA FI-UNAM

El 4 de octubre de 1957 la entonces Unión de Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS) dio el banderazo de salida a la carrera espacial al lograr poner exitosamente en órbita el primer satélite artificial en la historia de la humanidad.

El Sputnik-1, como fue nombrado, orbitó a una altura máxima¹ de 939 kilómetros, tenía una masa de 83.6 kg y no era más grande que un balón suizo (Ø 58 cm); Orbitó la tierra durante 3 meses donde uno de sus objetivos era determinar la densidad de la atmósfera superior. [57] El triunfo del Sputnik-1 fue sin duda un evento único en la historia humanidad. que inspiró y animó a muchos países a realizar sus propios proyectos espaciales, provocando así nuevos cambios en los ámbitos político, militar, y tecnológico. En este capítulo hablaremos sobre el desarrollo de satélites desarrollados en México.

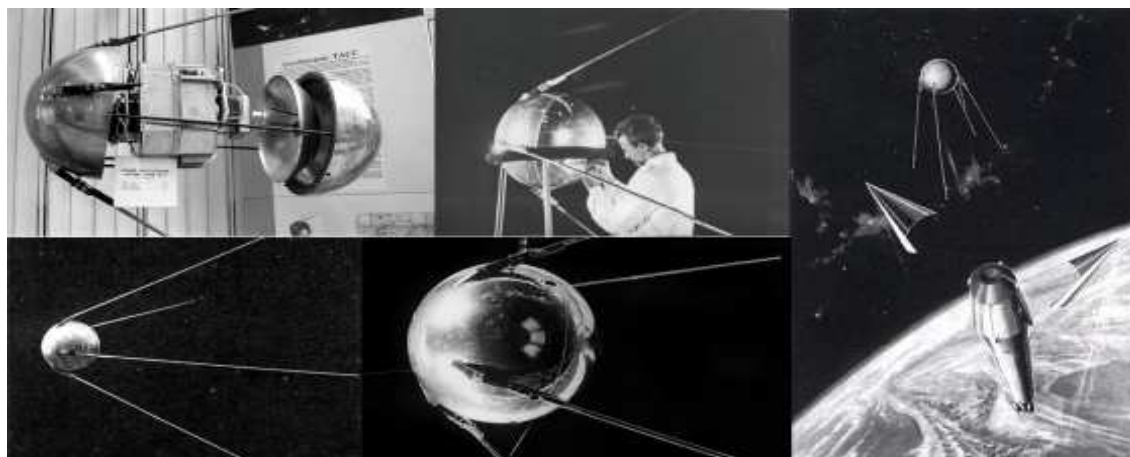


Figura 1: Fotografías del primer satélite, el Sputnik I

En el año de 1962, el entonces presidente mexicano, Adolfo López Mateos, quien sabía de la importancia de que México tuviera un pie en el espacio, creó la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CNEE o CONEE), la cual es el antecedente de la actual Agencia Espacial Mexicana (AEM), en ese mismo año, la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM) estableció el “Departamento del Espacio Exterior” en el Instituto de Geofísica con el fin de realizar investigaciones en el área de la astrofísica [42, 52]. El 29 de enero de 1990 se creó el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE), el cual tenía el objetivo de realizar investigación e ingeniería aeroespacial, así como promover la docencia e impulsar una política espacial en México.[34, 42] Gracias al PUIDE se pudo desarrollar, en esos años, el proyecto de un microsatélite llamado UNAM-SAT, el cual tuvo la misión de funcionar como radar para determinar la velocidad radial² de los meteoritos incidentes sobre la atmósfera terrestre.[31, 42]

¹ Se refiere a la altura del apogeo de la órbita, medida a partir del nivel del mar

² Es la velocidad de un objeto a lo largo de la línea visual del observador, es perpendicular a la velocidad transversal del objeto.

2.1 El Satélite UNAM-SAT

El UNAM-SAT, fue un microsatélite desarrollado por alumnos de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, bajo la dirección del radio aficionado David Liberman; durante el proyecto contaron con la asistencia técnica de la Radio Amateur Satellite Corporation (AMSAT) y el apoyo del Instituto Sternberg de la Universidad estatal de Moscú. Gracias a este último, el UNAM-SAT consiguió la oportunidad de ser puesto en órbita por el cohete ruso *Start-1*.³

El lanzamiento del UNAM-SAT fue realizado el 28 de marzo de 1995 desde la base militar de Plesetsk en Rusia. Por desgracia el cohete *Star-1* no logró completar su encomienda debido a una falla en su 4^o etapa, provocando así la destrucción del UNAM-SAT. Sin embargo, El modelo de ingeniería del UNAMSAT, denominado UNAMSAT-B fue acondicionado y lanzado exitosamente con la ayuda del Instituto de Aviación de Moscú y la Empresa Espacial Lavochkin Association el 5 de septiembre de 1996.

El UNAM-SAT-B logró posicionarse a una altura de aproximadamente 700 km y mandar datos telemétricos durante 52 días, los cuales lograron ser captados por la estación terrena de la UNAM y la estación de Rusia. El microsatélite UNAM-SAT fue el proyecto de mayor relevancia en la historia del [PUIDE](#). y se convirtió en un antecedente significativo para los futuros proyectos satelitales de la universidad. Esto se fundamenta en el hecho de que fue y sigue siendo el primer y único satélite construido en su totalidad en México por manos mexicanas. [1, 31, 32]

El proyecto UNAMSAT contó con la participación de profesionales a cargo de diversas áreas los cuales, a modo de homenaje, se mencionan a continuación: Dr. Gianfranco Bisiacchi Giraldi, (Director del PUI-DE); David Liberman S., (Director del Proyecto UNAMSAT); Ing. José Luis García García, (Área de Electrónica); Ing. Saúl de la Rosa Nieves, (Área de Electrónica); Ing. Eloy Martínez Martínez, (Área de Electrónica); Ing. Luis Bustamante Murrillo, (Área de Electrónica); Héctor A. Sosa Rojas, (Pasante de Ingeniero en Computación); Eduardo G. García Gama, (Pasante de Ingeniero en Computación); y Juan Antonio Asencio Armenta, (Pasante de Ingeniero Mecánico) [32].



Figura 2: Saúl de La Rosa con el UNAM-SAT-B

Lamentablemente en 1997 el [PUIDE](#) fue cancelado por un acuerdo universitario emitido por el entonces rector de la UNAM Francisco J. Barnés de Castro [51]. También durante esos años algunos laboratorios dedicados al desarrollo espacial fueron disueltos y hubo varios proyectos satelitales que quedaron inconclusos.

³ El cohete Star-1 fue construido mediante la conversión de un misil intercontinental Tópol

Estos y otros acontecimientos fueron muy probablemente una de las principales causas del atraso, de más de veinte años, que tuvo la universidad en materia de desarrollo espacial. Sin embargo debido a la importancia que tiene dicha actividad y con el fin de fortalecer el desarrollo de las ciencias y tecnologías espaciales en la UNAM, el 11 de octubre de 2010, el Rector de la Universidad Nacional Autónoma de México, el Dr. José Narro Robles, expidió el acuerdo por el que se creó la Red Universitaria del Espacio (RUE), una red que abarca proyectos en el área de telemedicina, comunicación, microelectrónica, plataformas satelitales y percepción remota. [52].



(a) Monumento



(b) Placa

Figura 3: Primer y única piedra del laboratorio de tecnología espacial

Hoy en día la Facultad de Ingeniería de la UNAM cuenta con la Unidad de Alta Tecnología (UAT) en Juriquilla, Querétaro; que es un puerto de vinculación entre la academia y la industria de la Facultad. Cuenta con un laboratorio de sistemas espaciales y una estación de control satelital. La UAT está adecuadamente equipado para realizar pruebas y certificación de proyectos espaciales.

2.2 LIESE-UNAM

En noviembre de 2014 inició operaciones el Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales (LIESE), vinculado al Departamento de Ingeniería Electrónica de la Facultad de Ingeniería. El laboratorio tiene la misión de contribuir en la formación de especialistas en el área de diseño electrónico de sistemas espaciales y ayudar a los estudiantes a incorporarse en el campo de la ingeniería espacial.

Actualmente el laboratorio cuenta con estudiantes de diversas ingenierías colaborando en proyectos satelitales del laboratorio mediante servicio social y/o tesis de licenciatura, maestría o doctorado. Las áreas de investigación del LIESE incluyen, pero no se limitan a: sistemas de comando y manejo de información a bordo de satélites, estructuras mecánicas y optomecánicas para sistemas espaciales, sistemas tolerantes a fallas, sistemas de telemetría de abordaje y sistemas de control de orientación satelital.



Figura 4: Placa del laboratorio

2.2.1 Reconocimiento Internacional

Los estudiantes pertenecientes al LIESE han sido reconocidos por su trabajo en diferentes foros nacionales e internacionales del área espacial; asimismo han sido acreedores de becas y premios internacionales tales como el programa *Emerging Space Leaders (ESL)* en 2016 y la beca para el International Symposium on Space Technology and Science (ISTS) de Japón en 2015 y 2017.

El proyecto aquí presentado, como trabajo de tesis, fue galardonado con una beca completa otorgada por los organizadores del 31th International Symposium on Space Technology and Science realizado del 3 al 9 de junio de 2017 en Matsuyama-Ehime, Japón.



Figura 5: Castillo Matsuyama

LOS SATÉLITES PEQUEÑOS



3.1 Miniaturización de los satélites

Los primeros satélites artificiales construidos por la humanidad fueron por necesidad pequeños (e.g. el Sputnik-1), sin embargo, la exigencia de tener mayor capacidad y realizar misiones cada vez más complejas alentaron, de manera natural, un incremento en las dimensiones y peso de los satélites. Esta tendencia fue limitada en un principio por la capacidad de los cohetes disponibles de la época y más tarde por el capital y la infraestructura tecnológica.

Los proyectos espaciales necesitan una sólida base tecnológica y una enorme inversión, por este motivo, durante muchos años el espacio estuvo limitado solo para aquellos países con gran poder económico y militar. No obstante en las últimas décadas han existido grandes cambios en las ideologías políticas y tecnológicas de muchos países, lo que ha originado una cooperación internacional y una silenciosa y constante revolución en las tecnologías satelitales. En la actualidad existen misiones espaciales que son desarrolladas mediante colaboraciones internacionales las cuales permiten realizar las etapas de diseño, construcción y lanzamiento de un satélite en diferentes partes del mundo [27].

Durante los años 70s, los avances en la integración de dispositivos electrónicos a muy gran escala (VLSI, por sus siglas en inglés) permitió la construcción de elementos sofisticados muy pequeños, ligeros y con requerimientos de energía mínimos, esto permitió la aparición de los pequeños satélites actuales y condujo a una potencial reducción en los costos de los programas satelitales. En la tabla 1 se puede ver como es que los satélites se clasifican según su masa y la correspondencia con su costo.

Una analogía para explicar la relación entre los satélites más pequeños (menor de 10 kg) y los satélites *convencionales* más grandes (más de 1000 kg), sería compararlos con la relación que existe entre las microcomputadoras (i.e. computadora personal o PC) y las computadoras convencionales (i.e. macrocomputadora o mainframe.¹) es decir, un microsátélite tiene un costo relativamente bajo y posee la suficiente capacidad para ser de utilidad a una comunidad específica de usuarios la cual es un poco más amplia que la comunidad de usuarios de las versiones más grandes.

¹ Un mainframe es una gran y poderosa computadora utilizada como sistema central en grandes organizaciones o empresas que necesiten procesar gran cantidad de datos o soportar una gran cantidad de usuarios. Un mainframe puede funcionar años sin problemas ni interrupciones; incluso puede repararse mientras funciona.

Tabla 1: Clasificación de los satélites según su masa[17]

Categoría	Masa (kg)	Costo (MUS\$)
Satélites grandes	>1000	>130
Satélites pequeños	500 – 1000	30 – 130
Minisatélites	100 – 500	8 – 30
Microsatélites	10 – 100	1 – 8
Nanosatélites	1 – 10	0.12 – 1
Picosatélites	<1	<0.12

La asombrosa evolución de la microelectrónica estimulada cada vez más por el mercado de consumo en lugar de las necesidades militares, ha provocado que la tecnología cotidiana o civil evolucione velozmente en cuanto a capacidad y miniaturización, frente a la tecnología espacial convencional que antepone la confiabilidad a la modernidad. Esto ha generado que los diseñadores de satélites pequeños adopten — cada vez más a menudo — la filosofía de utilizar componentes sacados del estante (COTS, por sus siglas en inglés) los cuales son componentes microelectrónicos desarrollados para uso terrestre y que son adaptados — en cierta medida — para el entorno espacial.

Las nuevas tecnologías han tenido un impacto directo en la potencia y sofisticación de los sistemas espaciales; así mismo han favorecido el nacimiento de una nueva generación de satélites de alta capacidad mucho más pequeños, más baratos y con mayor velocidad de procesamiento, los cuales pertenecen a la escala de nanosatélites y tienen el potencial de realizar gran variedad de misiones científicas y de comunicaciones de manera individual o en constelación²; así mismo, estos satélites pequeños pueden realizar la tarea de apoyar a satélites más grandes y más complejos que por la naturaleza de su misión requieren ser de gran tamaño.

3.2 Aplicaciones de los nanosatélites

En la década de 1960 el espacio tenía tres aplicaciones: comunicación, detección remota y exploración, en los 70s la navegación se vio afectada por la revolución y la aplicación del GPS. Pero fue en la década de 1980 cuando apareció una innovadora aplicación en la universidad de Surrey, la cual fue utilizar a los satélites (en especial sus versiones de menor tamaño) para la *educación*. Los *nanosatélites* son especialmente adecuados para esta última aplicación debido a que su tamaño y costo resulta idóneo para su desarrollo en universidades y empresas privadas. Cada año un mayor número de satélites son construidos para esta aplicación que para las

² Una constelación de satélites es un grupo de satélites artificiales que trabajan en concierto para una tarea específica. (e.g. el sistema GPS)

otras cuatro combinadas[24]. En La figura 6 se muestra una gráfica donde se puede observar un estimado del número de nanosatélites lanzados en años anteriores y como este incrementa año con año[37].

El boom de este desarrollo ha originado en los últimos años el surgimiento de diferentes plataformas nanosatelitales con variadas características, las cuales son elegidas por los usuarios de acuerdo a sus necesidades. Un ejemplo son los TubeSat (figura 7a) que son un tipo de nanosatélite muy popular desde el punto de vista didáctico por su bajo costo y fácil construcción. Sin embargo, estos satélites son muy ineficientes energéticamente por lo que no son adecuados para su uso fuera del ámbito académico. En contraste están los Spheres los cuales son nanosatélites de uso específico desarrollados por el (MIT) con el propósito de monitorear el estado de la Estación Espacial Internacional. (ISS, por sus siglas en inglés). En la Figura 7 (c) se puede ver a un astronauta probando el control de orientación de los Spheres; la meta de los Spheres es que tengan la capacidad de realizar formaciones en ensamble para monitorear el interior de las naves espaciales y en un futuro, ¿por qué no?, hacerlo también en el exterior.

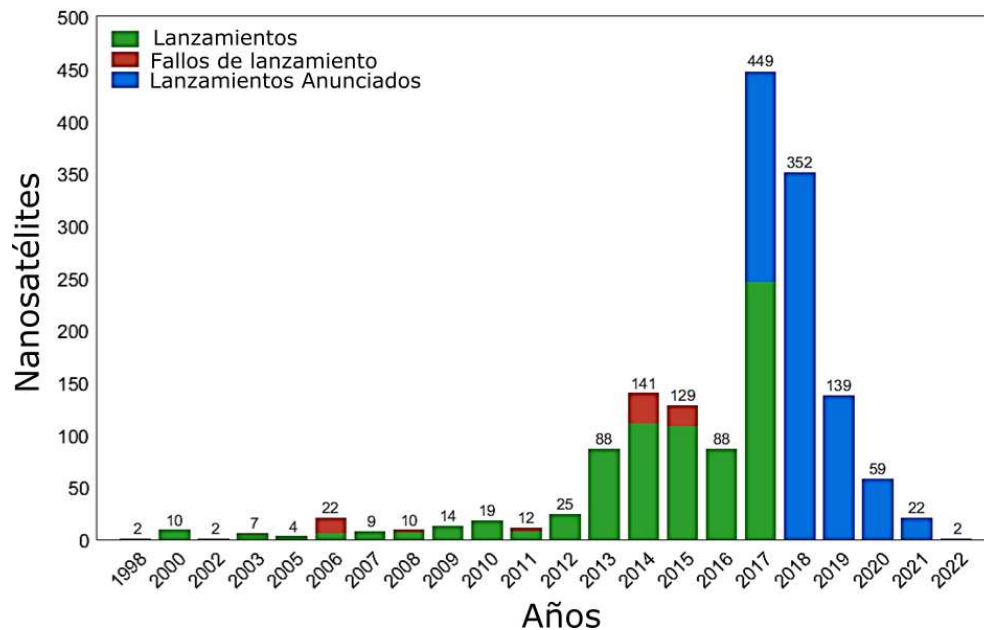
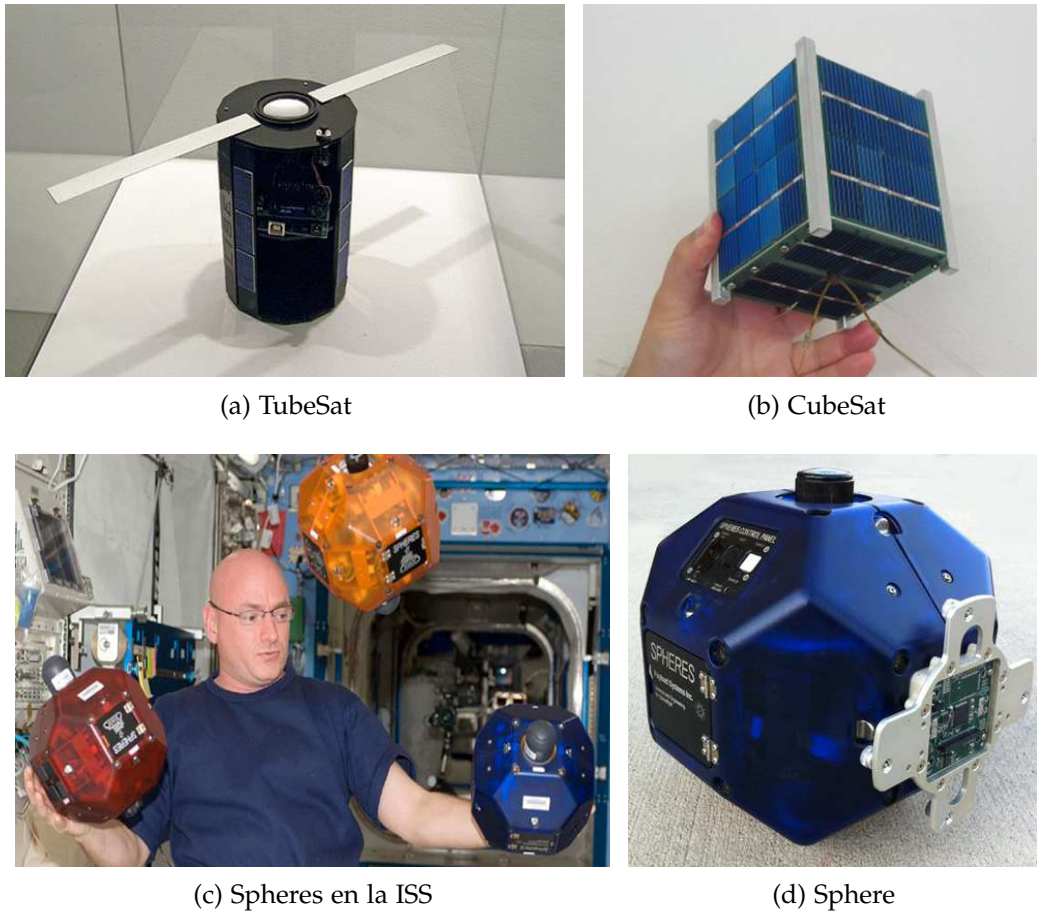


Figura 6: Nanosatélites por año de lanzamiento

De entre las plataformas nanosatelitales hay una que sobresale entre las demás, no solo por ser tener un concepto innovador, sino por que ha detonado una industria en su entorno y la facilitado que nuevos actores se integren al desarrollo espacial. Estamos hablando de los CubeSats (Figura 7 (b)), y con justa razón, ya que a diferencia de los nanosatélites antes mencionados los CubeSats cuenta con toda una documentación detrás que *estandariza* muchos aspectos de su construcción y funcionamiento; es por esto que no es raro que estos satélites también se conozcan como *El estándar CubeSat*.



(a) TubeSat

(b) CubeSat

(c) Spheres en la ISS

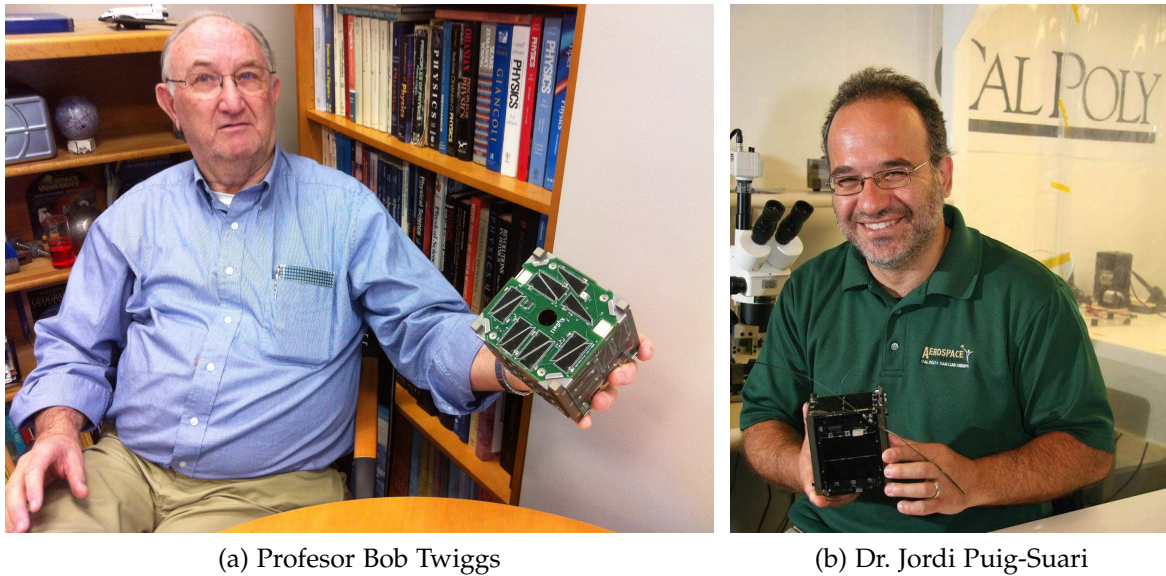
(d) Sphere

Figura 7: Plataformas Nanosatélites.

3.3 El Estándar CubeSat

Convenientemente durante la miniaturización de los satélites se encontró que son particularmente adecuados para la educación y formación de jóvenes científicos e ingenieros, ya proporcionando un medio para la experiencia teórica y práctica de todas las etapas³ y aspectos de una misión satelital real. Este punto de vista educativo ha tenido un impulso considerablemente grande gracias al proyecto CubeSat, desarrollado por el profesor Bob Twiggs del departamento de aeronáutica y astronáutica de la universidad de Stanford en colaboración con el profesor Jordi Puig-Suari del departamento aeroespacial de la universidad politécnica del estado de California (Cal Poly) en 1999 (Ver Figura 8). El propósito del proyecto CubeSat es proporcionar un *estándar* para el diseño y desarrollo de nanosatélites, para así como reducir costos, tiempo de desarrollo y aumentar la accesibilidad de universidades y microempresas al espacio exterior [11]. Actualmente el proyecto CubeSat es una colaboración internacional de más de cien universidades, escuelas secundarias y empresas privadas que desarrollan nanosatélites con cargas útiles de muy variada aplicación, lo cual permite a los desarrolladores beneficiarse del intercambio de información dentro de la misma comunidad.

³ Las etapas de toda misión satelital son: diseño, construcción, pruebas, lanzamiento y operación.



(a) Profesor Bob Twiggs

(b) Dr. Jordi Puig-Suari

Figura 8: Creadores del estándar CubeSat.

Un nanosatélite CubeSat, de acuerdo al estándar, es un cubo de $10 \times 10 \times 10$ [cm] y una masa máxima de 1.33 [kg] el cual es denominado como una unidad o 1U [11]. Esta *Unidad CubeSat* puede ser escalada a sus ligeramente más grandes derivados (Las llamadas unidades 2U y 3U) las cuales pueden desarrollar misiones más complejas debido a su mayor tamaño y potencia disponible (Ver Figura 9).

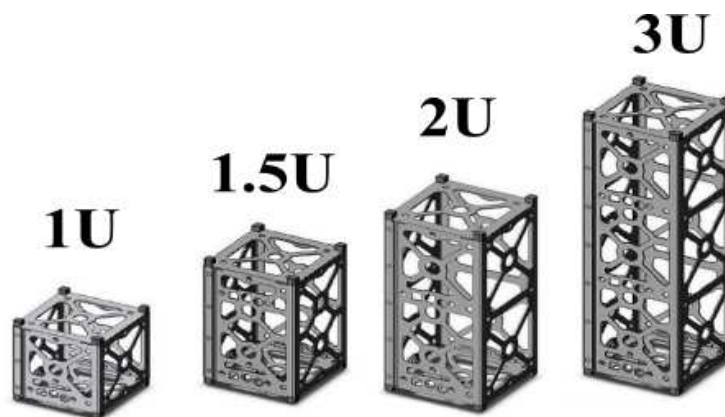


Figura 9: Estructuras de algunas escalas CubeSat

En el estándar CubeSat consta de una documentación donde se establecen requerimientos de tipo eléctrico, mecánico y operacionales los cuales son indispensables sobre todo para las etapas de lanzamiento y puesta en órbita del satélite. En la tabla 2 se en listan algunos requerimientos que aparecen en el estándar CubeSat para la escala 3U. También, en la figura 10 se muestra un plano con las dimensiones de los CubeSat 3U [11]. El proyecto CubeSat no solo estandariza al satélite en si, también lo hace para el *sistema de despliegue* conocido con el nombre de P-POD y que es utilizado para colocar en órbita a los CubeSat. El P-POD es capaz de llevar tres CubeSats 1U en su interior y sirve como interfaz entre los satélites y el vehículo de lanzamiento(Ver figura 11). Para profundizar más en los requerimientos y detalles

sobre el estándar CubeSat se recomienda visitar <http://www.cubesat.org/>

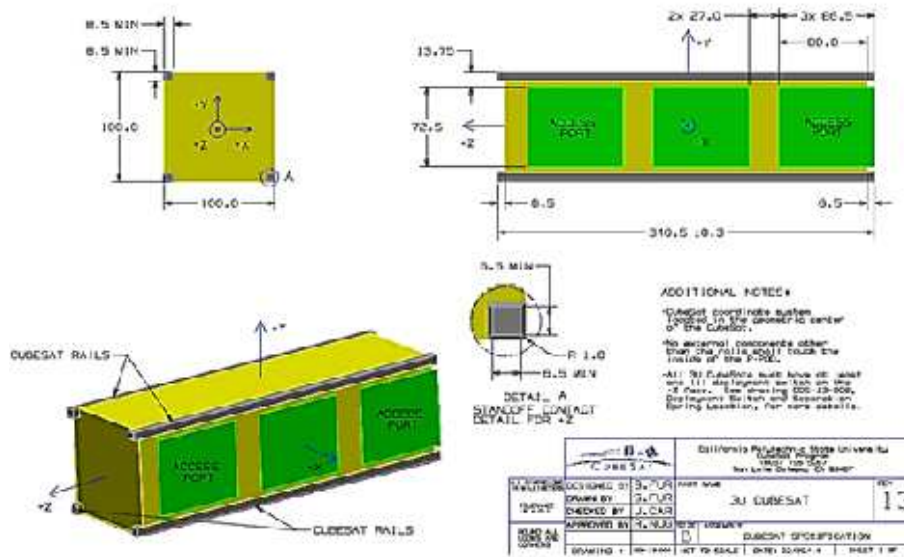


Figura 10: Dimensiones de un CubeSat 3U

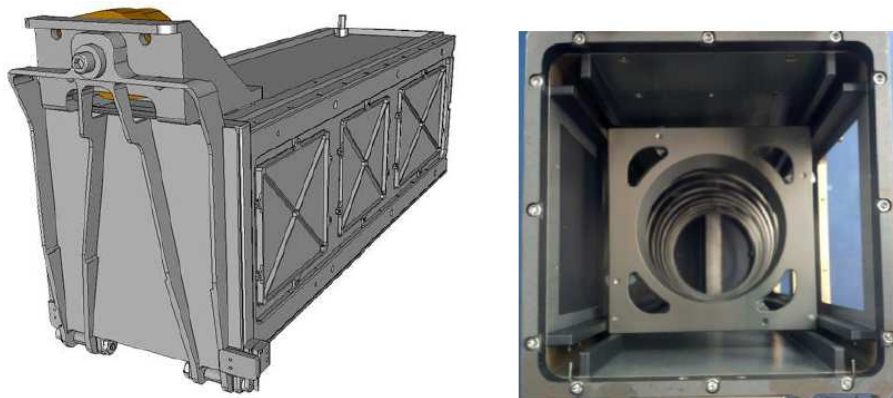


Figura 11: P-POD y su interior

La gran revolución de contar con un estándar para nanosatélites ha generado que estos puedan desarrollarse en una escala de tiempo increíblemente corta (aproximadamente 12 meses) y que cuenten con una oportunidad de lanzamiento muy pero muy grande, siendo así que estos son lanzados en grandes cantidades utilizando únicamente un cohete; como ejemplo se tiene la constelación de 88 satélites CubeSat 3U que *Planet Labs* lanzó el 15 de febrero de 2017, siendo así la mayor flota de satélites lanzados con un solo cohete en la historia [5]. Los satélites Dove, conocidos colectivamente como Flock 3p fueron lanzados con el vehículo de lanzamiento de satélites polares de la India (PSLV, por sus siglas en inglés) a una altitud de 500 km; su misión consistirá en tomar imágenes de la tierra para monitorear los recursos naturales y prevenir desastres naturales.

Es cierto que los satélites pequeños no pueden satisfacer todos los objetivos, especialmente cuando se requiere potencias muy grandes de transmisión, arreglos de antenas, o aperturas ópticas que son requeridas para aplicaciones como transmisión

Tabla 2: Requerimientos de CubeSat 3U [11]

Generales	Mecánicos	Eléctricos
<ul style="list-style-type: none"> • No se permiten dispositivos Pirotécnicos • Los materiales deben cumplir con el criterio de gasificación • Pérdida total de masa (TML) $\leq 1.0\%$ • Material Condensable Volátil Recolectado (CVCM) $\leq 0.1\%$ 	<ul style="list-style-type: none"> • La masa máxima de un CubeSat 3U es de 4,00 kg y sus dimensiones máximas son 10x10x34.05cm • Los dispositivos desplegables deben ser restringidos por el CubeSat, no por el P-POD • La tolerancia del centro de gravedad del CubeSat 3U es de $\pm 2\text{cm}$ en los ejes X y Y; y $\pm 7\text{cm}$ en el eje Z • Se debe utilizar aluminio 7075, 6061, 5005 y/o 5052 para la estructura principal y los rieles. • Los resortes de separación no son necesarios para CubeSats 3U 	<ul style="list-style-type: none"> • Un interruptor de despliegue debe desconectar eléctricamente los sistemas dentro del P-POD • Se deben incorporar circuitos de protección para carga y descarga de las baterías • Debe cumplir con los acuerdos y restricciones de licencia de radio del país • Todas las transmisiones deben hacerse 45 min después de la puesta en órbita • El campo magnético exterior al CubeSat no debe superar 0.5 gauss el campo magnético terrestre

directa de TV o comunicación móvil desde órbitas geoestacionarias. Sin embargo la capacidad de procesamiento a bordo ha avanzado mucho en los últimos años así que muchas misiones, que hasta ahora solo eran factibles con satélites grandes, son posibles de realizar con el uso de micro y nanosatélites utilizando una fracción del costo de una misión tradicional.

La llegada de los CubeSats y otros satélites de tamaño similar planteo la posibilidad de realizar misiones satelitales utilizando *enjambres* de pequeños satélites para formar redes robustas que puedan realizar una tarea más grande en conjunto, como la llamada síntesis de apertura.⁴

Los satélites pequeños y de bajo costo, por si solos, no dan lugar a misiones de bajo costo; el bajo costo se logra mediante la aplicación de una cierta *filosofía de diseño* durante toda la misión. [17] De hecho, para muchos no es el tamaño de la nave espacial como tal, sino la aplicación de esta filosofía de diseño lo que distingue a los pequeños satélites de los convencionales.

3.4 Filosofía de Diseño Para Nanosatélites

Los satélites modernos se construyen en cortos periodos de tiempo (típicamente de 12 a 18 meses) a un costo relativamente bajo y aprovechando al máximo las tecnologías COTS de última generación. Los nanosatélites deben poder realizar una funcionalidad compleja y al mismo deben evitar o minimizar lo más posible la de-

⁴ La síntesis de apertura o imágenes sintéticas es un tipo de interferometría que mezcla señales de una colección de telescopios para producir imágenes que tienen la misma resolución angular que un instrumento del tamaño de toda la colección

pendencia de mecanismos complejos y/o estructuras desplegadas.

El veloz desarrollo de los modernos dispositivos electrónicos conlleva a que los nanosatélites a menudo utilicen tecnologías de última generación con poca o nula experiencia de vuelo, esto plantea un problema inmediato el cual es: ¿Cómo saber si estas tecnologías funcionarían en el espacio, si nunca han volado antes? Esto es especialmente cierto para las tecnologías COTS, las cuales por su naturaleza es improbable que hayan sido diseñadas para resistir el duro ambiente espacial.

En las misiones espaciales convencionales normalmente hay suficiente tiempo para llevar a cabo un programa exhaustivo de pruebas en tierra antes del vuelo, pero esto se vuelve problemático y poco práctico si lo que se desea es reducir los costos y el tiempo de diseño de la misión, ya que estos son los principales motores del proyecto para el caso de los satélites pequeños y por esto un enfoque diferente es ciertamente necesario.

Los nanosatélites son diseñados para costar solo lo necesario para cumplir con los objetivos de su misión durante el tiempo de vida — y no más. Los objetivos de la misión se verifican cuidadosamente contra el costo, con el fin de lograr el 80% de la capacidad de una misión *convencional* y un 20% del costo de la misma. El enfoque general para minimizar los riesgos asociados con el uso de tecnologías COTS es confiar más en las prácticas de diseño por sondeo, en la experiencia y en las pruebas a nivel de sistema, en lugar de realizar costosos programas de pruebas a componentes individuales. Un manejo cuidadoso del riesgo permite que más misiones espaciales se realicen con más regularidad.

Probar nuevas tecnologías también puede considerarse en cierto sentido como una aplicación de los nanosatélites, ya que debido al relativo bajo costo de ellos es posible utilizarlos como base de pruebas para nuevos componentes, tecnologías o nuevas innovaciones en dispositivos ya existentes; tal como es el caso de del producto desarrollado en esta tesis.

Mientras que el espacio se consideró alguna vez como el campo en donde la nueva tecnología nacía, actualmente se ha convertido más bien en su casa de retiro. Los grandes sistemas requieren una enorme inversión, el miedo al fracaso ha eliminado la adopción de nuevas tecnologías. Los satélites pequeños, por el contrario, han adoptado una filosofía completamente opuesta llenando así este nicho de oportunidad que antes no se lograba aprovechar completamente; es así como los nanosatélites liderados por los CubeSat y su estándar han convirtiéndose así investigación y desarrollo de nueva tecnología como su 6a aplicación.

CONTROL DE ORIENTACIÓN

La manera en que un satélite está ubicado en el espacio depende principalmente por dos aspectos: su posición y su actitud¹. La posición hace referencia a la órbita que describe el satélite y sus características (altura, excentricidad, etc). Mientras que la actitud corresponde a la orientación tridimensional del satélite con respecto a un sistema de referencia específico.

El control de posición es de interés principalmente cuando el satélite necesita realizar maniobras de cambio o mantenimiento de órbita utilizando algún medio de propulsión; en tanto que el control de actitud es fundamentalmente necesario para apuntar al satélite hacia alguna dirección específica. La orientación del satélite es por lo general independiente de la posición en el espacio, por lo tanto, el control de actitud debe distinguirse claramente del control orbital o de posición. De aquí en adelante se utilizará el término **control de orientación** en lugar del término control de actitud, ya que este define de manera más adecuada, en el idioma español, el concepto que se desea describir.

El sistema de control de orientación, conocido como *Attitude Control System* (ACS, por sus siglas en inglés) es el subsistema cuya función principal es orientar la estructura principal del satélite correctamente con la precisión requerida. En casi todas las misiones espaciales (tripuladas o no tripuladas) se utiliza algún tipo de control de orientación, ya sea porque la carga útil lo requiera o porque es necesario realizar maniobras indispensables para el correcto funcionamiento de ciertos componentes de la nave. La funcionalidad y el rendimiento de las cargas útiles satelitales están estrechamente relacionadas con el sistema de control de orientación. Contar con un buen sistema de orientación amplía, en gran medida, los alcances que puede tener cualquier misión satelital.

Los sistemas de control de orientación pueden ser clasificados en dos grandes ramas: sistemas de control activo y sistemas de control pasivo. Los primeros requieren ser alimentados por una fuente de energía externa para poder realizar su función y utilizan actuadores que son gobernados mediante un controlador o driver. No obstante los sistemas de control pasivo aprovechan la interacción del medio y la dinámica propia del satélite para obtener la orientación deseada, sin la necesidad de utilizar alguna fuente externa de energía.

El sistema de orientación activo consiste en un sistema de control de lazo cerrado el cual está constituido de manera general por tres diferentes subtareas: [28][9]

1. Medir y determinar la orientación actual utilizando sensores de orientación.
2. Comparar la orientación actual con la orientación deseada y estimar el error.

¹ Proviene de la traducción literal de la palabra en inglés *Attitude*.

3. Manejar los actuadores a través de un controlador para lograr la orientación deseada.

El objetivo de la misión (en base a la carga útil) proporciona las condiciones límite para la elección de sensores y actuadores apropiados. El diseño del sistema de control de orientación (ACS) influye en gran medida en el desempeño de otros subsistemas del satélite. Por lo tanto es un sistema crítico que tiene un cierto número de funcionalidades indispensables las cuales deben ser garantizadas:

- Proteger el rendimiento del sistema de potencia (orientar de manera estable los paneles solares con respecto al Sol).
- Garantizar las condiciones térmicas de la nave (control de orientación del satélite respecto al Sol y la Tierra).
- Ajustar o mantener la orientación deseada (Apuntar a un objetivo de interés)

Así mismo, la ejecución del control de orientación puede ocurrir de tres modos diferentes según sea la función:

1. Bajo aspectos de seguridad como control robusto (**Modo seguro**)
2. Con el objetivo de mejorar el rendimiento como el control fino (**Modo ciencia, modo preciso**)
3. Para amortiguar y controlar las variaciones de la orientación del satélite o para adquirir alguna orientación nueva (**Modo de transferencia**)

El tipo y diseño del ACS está determinado principalmente por los requisitos funcionales de la carga útil (Ver Tabla 3). Además de estos requisitos *funcionales*, también existen requisitos de desempeño para cualquier tipo de control de orientación, tales como: La exactitud, la estabilidad y la agilidad.

Hay que tener en cuenta que durante la misión, la orientación del satélite se determina a bordo en tiempo real debido a que se basa en los datos disponibles en cada momento. No obstante, esta determinación no es tan precisa como la que se puede realizar en tierra después de un postprocesamiento.

La orientación de la nave sólo puede ser influenciada mediante la aplicación de un momento de fuerza. El momento no ajusta la orientación directamente, sino que provoca un cambio en el momento angular que es proporcional a la velocidad angular de la nave espacial. Si los tiempos de maniobra y la agilidad del satélite son de importancia para la misión entonces estos son una especificación para determinar la magnitud de los pares necesarios.

El almacenamiento de momento es ampliamente utilizado en naves de tamaño medio a grande, especialmente cuando hay tolerancias estrictas en la precisión de apuntamiento.

Tabla 3: Requisitos Funcionales para un ACS. [28]

Requisito de	Requerimientos funcionales	Calidad
Subsistema de Potencia	Orientación de paneles solares	Tosco
Subsistema Térmico	Orientación de radiadores	Tosco
Cargas útiles ópticas	Orientación de telescopios	Muy exacto
	Maniobras de giro Rastreo de objetivos	
Cargas útiles de comunicación	Orientación de antenas de alta ganancia	Exacto
	Maniobras de giro	
Cargas útiles científicas	Maniobras de giro y rotación	Tosco
	Rastreo de objetivos	
Modo seguro	Orientación de paneles solares	Tosco
	Estabilización de la orientación	
Modo de adquisición	Amortiguar altas tasas de rotación	ej. 10°/s
	Determinación inicial de la orientación	ej. Dentro de 100 s

4.1 Representación de la orientación

La orientación siempre se describe con respecto a un sistema de referencia, ya sea mediante *vectores directores* en un sistema coordenado o usando ángulos que definan ejes de referencia. La orientación instantánea de los satélites comúnmente se describe a través de los ángulos de cabeceo, alabeo y guiñada (en inglés Pitch, Roll and Yaw) [9]

4.1.1 Sistema de referencia inercial

En mecánica es necesario utilizar un marco de referencia, el cual se considera, que en sí mismo no tiene aceleración de traslación ni de rotación relativa a las estrellas fijas. Dicha referencia es llamada *Marco de Referencia Inercial* o *Marco de Referencia Absoluto*. Se designa mediante las literales X_I, Y_I, Z_I y los vectores unitarios $\hat{I}, \hat{J}, \hat{K}$. Las magnitudes medidas respecto al marco de referencia fijo reciben el nombre de absolutas (ej. aceleración absoluta).

En Mecánica orbital se tiene las siguientes convenciones: el sistema de referencia inercial (R_I) tiene su origen en el centro del planeta Tierra, el eje X_I apunta en dirección del Equinoccio Vernal o Primer Punto de Aries², el eje Z_I apunta hacia el Polo Norte geográfico y el eje Y_I completa el sistema de referencia ortogonal respetando la regla de la mano derecha.

² El eje de rotación de la tierra no es perpendicular al plano de la eclíptica (Plano formado por la órbita de la tierra alrededor del sol). Presenta un ángulo de inclinación de aproximadamente 23.4°. Por lo tanto, el plano ecuatorial de la tierra y el plano de la eclíptica se cruzan a lo largo de una línea recta, que tiene en un extremo en el primer punto de Libra y en el extremo diametralmente opuesto el punto de Aries.

4.1.2 Sistema de referencia orbital

El centro del sistema de referencia orbital (\mathbf{R}_O) se localiza en el centro de masa del satélite. El eje \mathbf{X}_O apunta en la misma dirección que el vector de velocidad lineal del satélite; tangente a la órbita que describe. Ver Figura 12. El sentido del eje \mathbf{X}_O cambia conforme cambia el sentido del vector velocidad lineal. El eje \mathbf{Z}_O siempre apunta en dirección del centro de la tierra; y al igual que el caso anterior el eje \mathbf{Y}_O completa el sistema de referencia ortogonal derecho.

4.1.3 Sistema de referencia móvil

También llamado sistema de referencia fijo al cuerpo (\mathbf{R}_B) debido a que este se puede mover, trasladarse y rotar libremente o de manera incorporada a un objeto físico (como un carro, un satélite, o una nave espacial). El sistema fijo al cuerpo claramente, tiene la misma velocidad angular que el cuerpo al que está vinculado. Las magnitudes medidas respecto al marco de referencia móvil reciben el nombre de relativas (ej., aceleración relativa).

Los ejes se designan mediante las literales $\mathbf{X}_B, \mathbf{Y}_B, \mathbf{Z}_B$, y los vectores unitarios son $\hat{\mathbf{i}}, \hat{\mathbf{j}}, \hat{\mathbf{k}}$, los cuales coinciden con los ejes principales de inercia del satélite. Así mismo el origen del sistema se encuentra en el centro de masa del satélite.

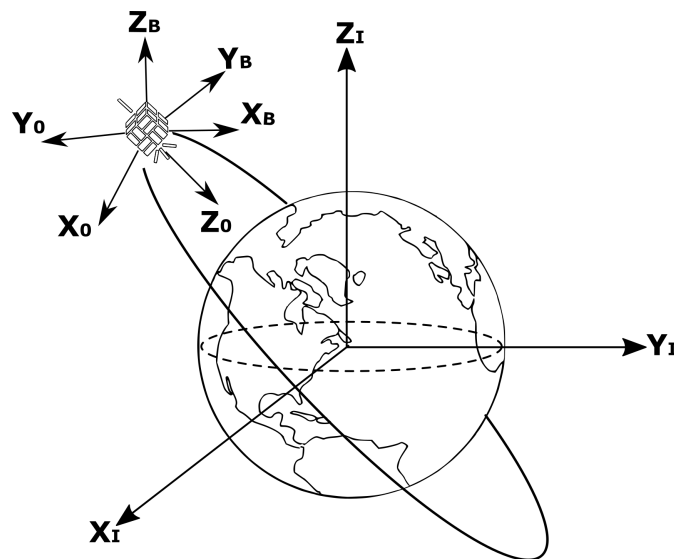


Figura 12: Sistemas de referencia

4.1.4 Convenciones de ejes

Convención LVLH [38]

4.2 Dinámica de la Orientación

Los satélites en el espacio están sometidos a un *movimiento general* en tres dimensiones (tiene seis grados de libertad). La descripción de su movimiento está estrechamente relacionado con el teorema del matemático francés *Michael Chasles* (1793-1880). El teorema de Chasles afirma que: el movimiento de un cuerpo rígido puede ser descrito mediante el desplazamiento de cualquier punto del cuerpo (El punto base), más una rotación alrededor de un eje único que pasa a través de ese punto [12]. La magnitud de la rotación no depende del punto base. Por lo tanto, en cualquier instante un cuerpo rígido en *estado general de movimiento* tiene un vector velocidad angular cuya dirección es la del eje instantáneo de rotación.

Si se toma como *punto base* el centro de masa del satélite (C), la *dinámica de trayectoria* proporciona las reglas que gobiernan el movimiento de C en relación con algún marco de referencia inercial (control de posición). Por otro lado, la *dinámica de la orientación* utiliza el centro de masa C del satélite como un punto de referencia para el movimiento de las demás partes del cuerpo (control de orientación).

4.2.1 Momento Angular

La cantidad de movimiento angular (también llamado momento cinético o momento angular \mathbf{H}_o) es una magnitud física que desempeña, respecto a las rotaciones, un papel análogo al momento lineal en las traslaciones. Matemáticamente se describe como el producto cruz del vector de posición del centro de masa por la cantidad de movimiento lineal: $\mathbf{H}_o = \mathbf{r} \times m\mathbf{v}$. El momento angular de una superficie cerrada S con respecto a un punto O es la suma de los momentos de la cantidad de movimiento lineal de todas las partículas que la conforman:

$$\mathbf{H}_o = \sum (\mathbf{r} \times m\mathbf{v}) \quad (4.1)$$

Donde tanto \mathbf{r} como \mathbf{v} son relativos al punto O.

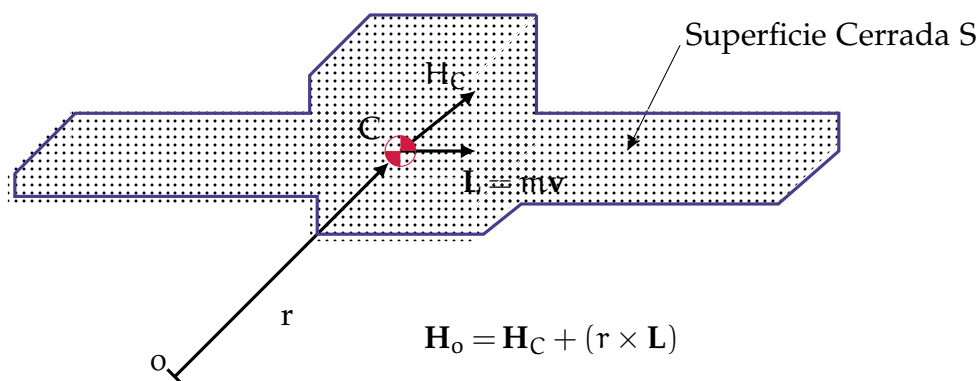


Figura 13: Superficie Cerrada S

4.2.1.1 Tasa de cambio del momento angular H

Para obtener una relación entre el momento de las fuerzas externas respecto a O y el movimiento del objeto, se toma el producto cruz de la segunda ley de Newton por \mathbf{r} :

$$\mathbf{r} \times \Sigma \mathbf{F} = \mathbf{r} \times m\mathbf{a} = \mathbf{r} \times m \frac{d\mathbf{v}}{dt} \quad (4.2)$$

La derivada con respecto al tiempo de la cantidad ($\mathbf{H}_o = \mathbf{r} \times m\mathbf{v}$) es:

$$\frac{d}{dt}(\mathbf{r} \times m\mathbf{v}) = \underbrace{\left(\frac{d\mathbf{r}}{dt} \times m\mathbf{v}\right)}_{=0} + \left(\mathbf{r} \times m \frac{d\mathbf{v}}{dt}\right) \quad (4.3)$$

Donde el primer término del lado derecho es cero porque $d\mathbf{r}/dt = \mathbf{v}$ y el producto cruz de vectores paralelos es igual a cero. Utilizando este resultado es posible escribir la ecuación 4.2 como:

$$\mathbf{r} \times \Sigma \mathbf{F} = \frac{d\mathbf{H}_o}{dt} \quad (4.4)$$

Se toma al *momento angular* como el momento de la cantidad de movimiento lineal del objeto respecto a O ; la ecuación 4.4 establece que el momento $\mathbf{r} \times \Sigma \mathbf{F}$ es la razón de cambio del momento angular con respecto al punto O . Si el *momento es cero durante un intervalo de tiempo*, \mathbf{H}_o es constante.

Integrando la ecuación 4.4 respecto al tiempo, se obtiene:

$$\underbrace{\int_{t_1}^{t_2} (\mathbf{r} \times \Sigma \mathbf{F}) dt}_{\text{Impulso angular}} = (\mathbf{H}_o)_2 - (\mathbf{H}_o)_1 \quad (4.5)$$

La integral de la izquierda se llama *impulso angular* y la ecuación se llama *principio del impulso y de la cantidad de movimiento angular*: el impulso angular aplicado a un objeto durante un intervalo de tiempo es igual al cambio en su cantidad de movimiento angular. Las dimensiones del impulso y la cantidad de movimiento angular son $(\text{masa}) \times (\text{longitud})^2 / (\text{tiempo})$.

La explicación que sigue a continuación solo aplica cuando el punto de referencia es el centro de masa (C) o un punto (I) inercialmente fijo. no se aplica para otros puntos.

En el campo de de la ingeniería espacial, el momento angular puede cambiar de **dos** maneras que son de gran interés, siendo la primera:

- Mediante la aplicación de una o mas fuerzas que tengan momento con respecto al punto de referencia. El término *par externo* (\mathbf{T}) puede ser utilizado para referirse a ambos casos (punto C o punto I). Por lo tanto, la tasa de cambio de \mathbf{H}_o referida a C o a I es descrita por la ecuación Newtoniana:

$$\frac{d(\mathbf{H})}{dt} = \mathbf{T} \quad (4.6)$$

A diferencia de los *pares externos*, los *pares internos* actúan entre *partículas* internas del satélite, tales como mecanismos, combustibles, etc. Sin embargo este tipo de pares no cambian el *momento angular total* de la nave.

La segunda manera de cambiar \mathbf{H} es:

- Mediante la eyección de algunas partículas que tengan momento con respecto al punto de referencia. Esto puede ocurrir durante el lanzamiento de cohetes cuando los vectores de empuje no pasan exactamente por el centro de masa. Esta segunda manera se estudia principalmente para maniobras orbitales, cohetería o para cualquier maniobra donde la nave realice propulsión mediante algún tipo de combustible.

4.2.1.2 Momento angular de cuerpos rígidos

El momento angular \mathbf{H}_C de un cuerpo rígido con respecto a su centro de masa C puede ser expresado como:

$$\mathbf{H}_C = I_C \boldsymbol{\omega} \quad (4.7)$$

Donde $\boldsymbol{\omega}$ es una velocidad angular relativa a un marco de referencia inercial e I_C es el tensor de inercia basado en el centro de masa C . En general I_C se expresa como:

$$I_C = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Donde I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} son los momentos de inercia e I_{xy} , I_{yz} , I_{zx} son los productos de inercia. Se hablará con mayor detalle de estos en la sección [4.2.1.3](#)

De la ecuación [4.7](#) resulta evidente que las componentes del momento angular pueden ser expresadas de manera general como:

$$\mathbf{H}_C = \begin{bmatrix} (I_{xx}\omega_x - I_{xy}\omega_y - I_{zx}\omega_z) \\ (I_{yy}\omega_y - I_{yz}\omega_z - I_{xy}\omega_x) \\ (I_{zz}\omega_z - I_{zx}\omega_x - I_{yz}\omega_y) \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

El momento angular de un *cuerpo rígido* \mathbf{H}_C que contiene partes giratorias, tal como un satélite equipado con ruedas de reacción o ruedas inerciales, puede expresarse como la suma del momento angular del cuerpo rígido con las ruedas en su interior (en estado no giratorio) \mathbf{H}_S más el momento adicional debido a las velocidades angulares de las ruedas *con respecto al cuerpo* \mathbf{H}_R .

$$\mathbf{H}_C = \mathbf{H}_S + \mathbf{H}_R \quad (4.10)$$

Por ejemplo, si un satélite está equipado con una rueda que gira con una velocidad angular $\boldsymbol{\omega}_R$ relativa a la nave el vector $\boldsymbol{\omega}_R$ se ubicará a lo largo del eje de rotación de la rueda, el cual, a su vez, estará fijo en la dirección de alguno de los tres ejes de rotación del satélite. Si el momento de inercia de la rueda sobre su propio eje es I_R , entonces un momento angular adicional $I_R \boldsymbol{\omega}_R$ debe ser añadido al cuerpo de la

nave. Si hay varias ruedas, en su conjunto contribuirán al momento adicional mediante las componentes $\{\mathbf{H}_x, \mathbf{H}_y, \mathbf{H}_z\}$; es decir, el momento angular total del cuerpo más las ruedas se convierte en:

$$\mathbf{H}_C = \begin{bmatrix} I_{xx}\omega_x & -I_{xy}\omega_y & -I_{zx}\omega_z + \mathbf{H}_x \\ I_{yy}\omega_y & -I_{yz}\omega_z & -I_{xy}\omega_x + \mathbf{H}_y \\ I_{zz}\omega_z & -I_{zx}\omega_x & -I_{yz}\omega_y + \mathbf{H}_z \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

4.2.1.3 Momentos y Productos de Inercia

El *momento de inercia* se define como la integral del segundo momento alrededor del eje de todos los elementos de masa dm los cuales componen el cuerpo.

$$I = \int_m r^2 dm$$

Si un cuerpo se compone de varias formas simples como esferas, discos y barras, su momento de inercia con respecto a cualquier eje se determina por la suma algebraica de los momentos de inercia de todas las formas compuestas calculadas con respecto al eje. La adición algebraica es necesaria cuando una parte debe considerarse como una cantidad negativa (e.g. un agujero en una placa sólida)

El teorema de los ejes paralelos mostrado en la ecuación 4.12 se utiliza para cálculos donde el centro de masa de cada parte compuesta no queda en el mismo eje.

$$I = I_G + md^2 \quad (4.12)$$

donde

I_G – momento de inercia con respecto al eje que pasa por el centro de masa G

m – masa del cuerpo

d – distancia perpendicular entre los dos ejes

Por lo tanto para el cálculo de figuras compuestas se tendría, $I = \sum (I_G + md^2)$. Aquí, el I_G de cada una de las partes se puede determinar mediante integración o si son formas simples como barras y discos mediante el uso de tablas como la que se presenta en el Anexo ??.

MOMENTOS DE INERCIA Ampliando aún más el concepto de *momento de inercia* para un cuerpo rígido. El *momento de inercia* de un elemento diferencial dm del cuerpo con respecto a cualquiera de los tres ejes coordenados se define como el producto de la masa del elemento por la distancia más corta del eje al elemento. Por ejemplo, como se muestra en la Figura 14, $r = \sqrt{y^2 + z^2}$. por lo tanto, el momento de inercia del elemento diferencial con respecto al eje x es:

$$dI_{xx} = r_x^2 dm = (y^2 + z^2) dm \quad (4.13)$$

El momento de inercia I_{xx} para el cuerpo puede determinarse al integrar la ecuación 4.13 a lo largo de toda su masa. Por lo tanto, para cada uno de los ejes, podemos escribir

$$\begin{aligned} I_{xx} &= \int_m r_x^2 dm = \int_m (y^2 + z^2) dm \\ I_{yy} &= \int_m r_y^2 dm = \int_m (x^2 + z^2) dm \\ I_{zz} &= \int_m r_z^2 dm = \int_m (x^2 + y^2) dm \end{aligned} \quad (4.14)$$

Los momentos de inercia siempre son una cantidad positiva puesto que son la suma del producto de la masa dm y las distancias al cuadrado.

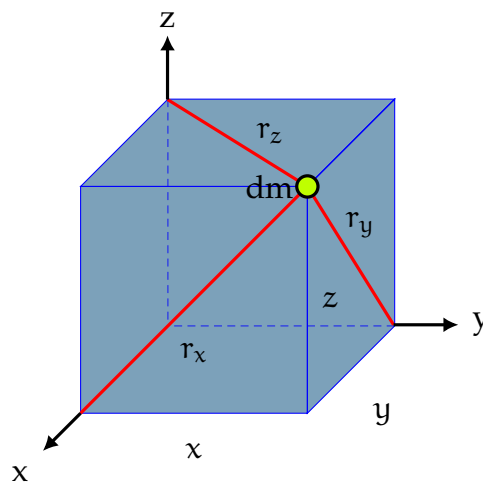


Figura 14: Cuerpo rígido

PRODUCTOS DE INERCIA El *producto de inercia* de un elemento diferencial dm con respecto a un sistema de dos planos ortogonales se define como el producto de la masa del elemento por las distancias perpendiculares de los planos al elemento. Por ejemplo, esta distancia es x al plano yz , y y al plano xz (Figura 14). El producto de inercia queda entonces como:

$$dI_{xy} = xy dm$$

Así los productos de inercia del cuerpo con respecto a cada combinación de los planos se expresan como

$$\begin{aligned}
 I_{xy} = I_{yx} &= \int_m xy dm \\
 I_{yz} = I_{zy} &= \int_m yz dm \\
 I_{xz} = I_{zx} &= \int_m xz dm
 \end{aligned}
 \tag{4.15}$$

Los productos de inercia, a diferencia de los momentos de inercia, pueden ser positivos, negativos, o cero; y que el resultado depende de los signos de las coordenadas involucrada. Si alguno o ambos de los planos ortogonales son planos de simetría para la masa, el *producto de inercia* con respecto a estos planos sera *cero*.

TENSOR DE INERCIA Como se vio anteriormente las propiedades inerciales de un cuerpo están caracterizadas por nueve términos. Este conjunto de términos está definido por las ecuaciones 4.14 y 4.15 y se define como:

$$\begin{bmatrix}
 I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\
 -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\
 -I_{zx} & -I_{zy} & I_{zz}
 \end{bmatrix}
 \tag{4.16}$$

Esta matriz denominada *Tensor de Inercia* tiene un conjunto único de valores para un cuerpo, cuando se determina para una ubicación del punto O y una orientación de los ejes de coordenadas.

4.2.1.4 Tensor de inercia del Satélite CubeSat 3U

Tal como se mencionó en la sección 3.3 las dimensiones y masa de los nanosatélites CubeSat están especificadas en el estándar según sea su escala.

El primer paso para realizar el análisis de momento de inercia es conocer las formas geométricas con las que se trabaja. En su forma más simple un nanosatélites CubeSat 3U es un prisma rectangular, por lo cual será tratado como tal. Para propósitos del análisis, el CubeSat 3U sera considerado un sólido homogéneo en el cual su *Centro de Masa (CM)* coincide con su Centro Geométrico o Centroide³ y sus dimensiones se especifican como a, b, L (ver Figura) 15. Así mismo, es importante realizar el análisis del momento de inercia de los volantes utilizados en las ruedas de reacción, ya que estos harán la función de intercambiar cantidad de movimiento angular con el satélite.

El análisis de los momentos de inercia tiene lugar en los tres ejes de coordenadas, x , y y z . Se utiliza el tensor de inercia mostrado en la ecuación 4.16 donde en la diagonal principal se encuentran los momentos de inercia y los productos de inercia se encuentran llenando las demás posiciones de la matriz.

³ Para asegurar la estabilización del lanzador *P-POD* el estándar especifica que el centro de masa del CubeSat 3U debe estar a máximo 2[cm] del Centro Geométrico en las direcciones X y Y , y no más de 7[cm] en la dirección Z . [11]

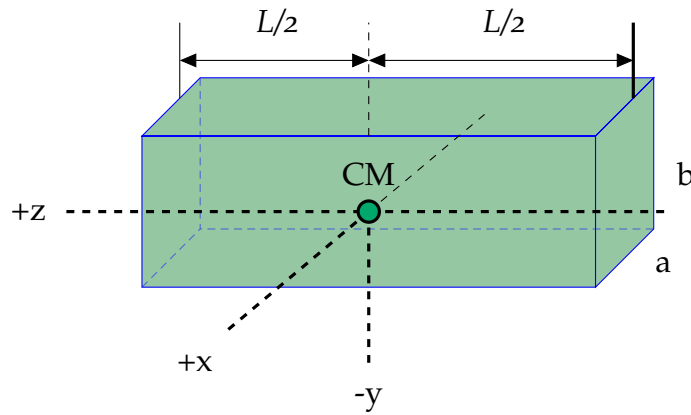


Figura 15: Prisma Rectangular

Al cambiar la orientación de los ejes con relación al cuerpo, los momentos de inercia y los productos de inercia cambiarán de valor. Existe una orientación específica y única para los ejes x - y - z que eliminan los productos de inercia y los momentos de inercia mantienen un valor constante, el conjunto de ejes que permite esta simplificación se conoce como los ejes principales. Los valores de inercia situados en la diagonal del tensor de inercia se llaman los momentos de inercia principales, los cuales se muestran en la ecuación 4.17.

$$I_{xy} = I_{yx}$$

$$I_{xz} = I_{zx}$$

$$I_{yz} = I_{zy}$$

$$\begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

Los ejes principales permiten una gran simplificación del tensor de inercia, (de otro modo su utilización en los algoritmos de control sería computacionalmente intensivo). El resto del análisis continua asumiendo que el sistema de coordenadas x - y - z del CubeSat 3U está alineado con los ejes principales.

El cálculo del tensor de inercia del cuerpo del satélite se muestra en la ecuación 4.18. Como se ha indicado anteriormente, se hace uso de las fórmulas para un prisma rectangular con una masa m , una altura b , una anchura a y una profundidad L .

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{12}m(b^2 + L^2) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}m(a^2 + L^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}m(a^2 + b^2) \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

El cálculo de los tensores de inercia para los volantes de las ruedas de reacción alineadas con los ejes x - y - z se muestran en las ecuaciones 4.19, 4.20 y 4.21 respectivamente. Se considera a los volantes de inercia como un cilindro de masa m , longitud

L y radio R. Su sistema de coordenadas esta alineado con los ejes principales del satélite.

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{2}mR^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{4}mR^2 + \frac{1}{12}mL^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{4}mR^2 + \frac{1}{12}mL^2 \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{4}mR^2 + \frac{1}{12}mL^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2}mR^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{4}mR^2 + \frac{1}{12}mL^2 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

$$\begin{bmatrix} \frac{1}{4}mR^2 + \frac{1}{12}mL^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{4}mR^2 + \frac{1}{12}mL^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}mR^2 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

La energía cinética (T) que un volante de inercia puede almacenar se relaciona con el momento angular del volante de la siguiente forma:

$$T = \frac{1}{2}\omega\mathbf{H}_o \quad (4.22)$$

4.2.2 Tipos de orientación de naves espaciales

La teoría vista en las secciones 4.1 y 4.2 se aplica ahora para tipos específicos de naves. Por lo tanto, a menos que se indique lo contrario, se asumirá que las estructuras son cuerpos rígidos y tienen partes móviles rígidas.

Las naves espaciales pueden ser clasificadas por conveniencia por su tipo de orientación como se muestra en la figura 16. La subdivisión principal depende de si la nave espacial tiene *Momentum Bias* o no. El término *Bias* significa que la nave tiene una cantidad significativa de momento angular debido al giro de una de sus partes o de su propia estructura lo la hace comportarse como un giroscopio, con las características asociadas de rigidez giroscópica y un tipo de respuesta precesional al par.

El *acoplamiento cruzado*⁴, es una característica esencial de la respuesta precesional, normalmente se deben evitar *acoplamientos cruzados* grandes para que el control de orientación sobre cada eje pueda ser ejecutado sin interferir con los otros ejes.

ROTACIÓN PURA Cuando la estructura o una parte del satélite permanece rotando, esta tiene por si misma un *momento angular*. Valores muy bajos de momento angular conducen acoplamientos cruzados menores. Sin embargo en ocasiones se

⁴ El acoplamiento cruzado aquí significa que una *causa* alrededor de un eje, tal como un par alrededor del eje de *cabeceo*, produce una respuesta alrededor de otro eje, el eje de *guiñada*, y viceversa.

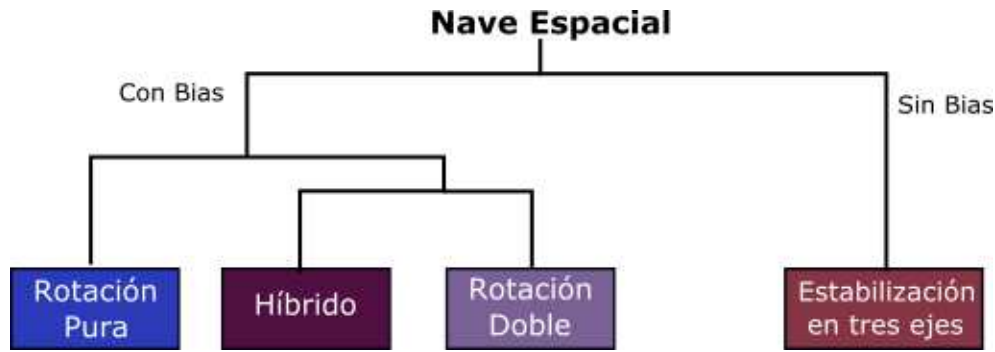


Figura 16: Tipos de orientación

desea, de manera deliberada, que el momento angular sea grande y con esto realizar un tipo de orientación conocido con el nombre de **Momentum Bias**.

Como ejemplo de un satélite que utiliza este enfoque de estabilización es el SCISAT-1, el cual orienta el eje de rotación de una rueda inercial paralelamente al vector normal orbital y por lo tanto se dice que este satélite está en una configuración *pitch momentum bias*.

ESTABILIZACIÓN EN TRES EJES Los satélites en los que se utiliza este tipo de orientación son aquellos donde se desea que su velocidad angular sea normalmente pequeña con el fin de mantener una cara apuntando hacia la tierra o un punto de interés. Los paneles solares deben tener incluso menos movimiento angular que el cuerpo ya que es necesario que estos apunten en dirección al sol. La nave puede ser tratada en principio como un cuerpo rígido. Sin embargo aunque esta es una aproximación razonable para la estructura principal los paneles solares son muy flexibles y deben tener ciertas consideraciones.

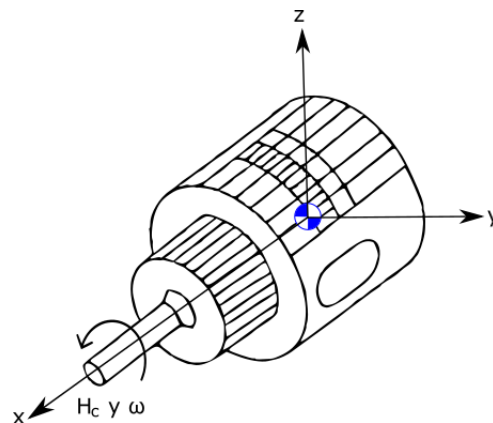


Figura 17: Rotación pura

4.3 Momentos Perturbadores

Un sistema de fuerzas no concurrentes sobre un cuerpo con tamaño y forma definidos provoca que este se traslade y/o rote. Los aspectos de rotación provocados por un momento o par \mathbf{T} , están regidos por la ecuación de la forma $\mathbf{T} = \mathbf{I}\alpha$. Donde

el símbolo (I) denominado *momento de inercia* mide la resistencia de un cuerpo a la *aceleración angular* (α) del mismo modo que la *masa* mide la resistencia del cuerpo a la *aceleración lineal* ($\mathbf{F} = m\mathbf{a}$).

En este punto es necesario profundizar un poco en la distinción entre momentos internos y momentos externos. Los **momentos internos** son generados por actuadores del ACS (deseados) así por mecanismos móviles (generalmente no deseados; e.g. movimiento de combustible, mecanismos estructurales, paneles solares, etc). Los pares internos no modifican el momento angular *total* de la nave sino que más bien lo conservan intercambiándolo entre los actuadores y la estructura principal; es por esto que los actuadores que generan momentos internos también son conocidos con el nombre de *dispositivos de intercambio de momento angular*. Los **momentos externos** por otro lado sí modifican el momento angular *total* de la nave y pueden ser generados por actuadores o por la interacción del ambiente espacial con el satélite.

La magnitud correspondiente de los momentos o pares perturbadores está relacionada principalmente con la órbita que describe el satélite, así como sus propiedades físicas. En la tabla 4 se muestran algunos ejemplos de momentos perturbadores y el rango de altura sobre el cual es importante considerarlos.

Tabla 4: Momentos Perturbadores [17]

Fuente de momentos externos	Rango de altura sobre el cual es potencialmente dominante
Aerodinámico	< a 500km*
Magnético	500 – 35000km
Gradiente gravitacional	500 – 35000
Radiación solar	>700km*
Fuente de momentos internos	
Mecanismos	
Movimiento de combustible	
Apéndices flexibles	
Movimiento general de masa	

* Depende del nivel de actividad solar

4.3.1 *Momento por Gradiente Gravitatorio:*

Una nave localizada en una órbita de baja altitud puede presentar un momento apreciable debido a la variación de la fuerza de gravedad a lo largo de sus dimensiones, este par es llamado momento de gradiente gravitatorio[50]. En el espacio, el

momento de gradiente gravitatorio es lo suficientemente grande como para ejercer una influencia desestabilizadora.

Tomando al satélite como un cuerpo rígido con dimensiones finitas, el momento de gradiente gravitatorio puede ser representado en el marco de referencia del satélite mediante la siguiente relación:

$$\mathbf{M}_g = 3 \frac{\mu}{R_0^3} [\mathbf{u}_e \times (\mathbf{I}_S \cdot \mathbf{u}_e)] \quad (4.23)$$

Donde:

$\mu \doteq$ Constante gravitacional terrestre ($\mu = 398.6 \times 10^{12} \text{ [m}^3/\text{s}^2]$)

$R_0 \doteq$ Distancia al centro de la Tierra [m]

$\mathbf{u}_e \doteq$ Vector unitario hacia nadir

$\mathbf{I}_S \doteq$ Tensor de inercia del satélite

Analizando la ecuación 4.23 se pueden resaltar algunas características importantes del *Momento de Gradiente gravitatorio*[28]:

- El momento es perpendicular a la *vertical local*
- El momento es inversamente proporcional al cubo de la distancia geocéntrica del satélite
- Desaparece en naves esféricamente simétricas con momentos de inercia principales iguales

Desarrollando la ecuación 4.23 se puede llegar a la forma:

$$M_g = \frac{3\mu}{2R_0^3} |I_z - I_y| \sin(\theta) \quad (4.24)$$

Donde:

$\mu \doteq$ Constante gravitacional terrestre ($\mu = 398.6 \times 10^{12} \text{ [m}^3/\text{s}^2]$)

$R_0 \doteq$ Distancia al centro de la Tierra [m]

$\theta \doteq$ Desviación máxima del eje Z desde la vertical local [rad]

$I_z, I_y \doteq$ Momentos de inercia sobre Z y Y [kg m^2]

4.3.2 Momento Aerodinámico

Para los satélites que se encuentran en órbita baja (LEO), los efectos de la superficie de la nave con la *atmósfera residual* pueden ser significativos. El momento de perturbación resultante puede ser modelado en función de la fuerza debida al impacto de las moléculas atmosféricas en la superficie del satélite:

$$\mathbf{T}_{\text{aero}} = (\mathbf{r}_A - \mathbf{r}_S) \times \mathbf{F}_{\text{aero}} \quad (4.25)$$

\mathbf{M}_{aero} siempre actúa en contra de la dirección de vuelo del satélite.

$$\mathbf{F}_{\text{aero}} = -\frac{1}{2} \rho(\mathbf{r}, t) C_D A \dot{\mathbf{r}}^2 \cdot \frac{\dot{\mathbf{r}}}{|\dot{\mathbf{r}}|} \quad (4.26)$$

Donde:

$\dot{\mathbf{r}}$ – Vector velocidad del satélite

$|\dot{\mathbf{r}}|$ – Valor absoluto del vector velocidad

C_D – Coeficiente aerodinámico

A – Superficie del satélite en la dirección de vuelo

$\rho(\mathbf{r}, t)$ – Densidad atmosférica, una función de la posición y el tiempo

\mathbf{r}_A – Vector de posición del centro de masa del satélite

\mathbf{r}_S – Punto de aplicación de la fuerza en el centro del área

La densidad atmosférica se calcula utilizando un modelo desarrollado por James Wertz que asume condiciones solares estándar y se divide en bloques de altitud.

$$\rho_{\text{atm}} = \rho_0 \cdot e^{(-\text{Altitud}/H)} \quad (4.27)$$

Donde:

ρ_0 – Densidad nominal obtenida de [53]

H – Altura de escala⁵

4.3.3 Momento de Radiación Solar

Los fotones de radiación solar que impactan la superficie del satélite crean una fuerza que da como resultado un momento alrededor de su centro de masa. *La presión de la radiación solar* es prácticamente independiente de la altitud del satélite en una órbita terrestre. Los principales factores que influyen en este efecto son:

1. La intensidad y distribución espectral de la radiación incidente
2. La geometría de la superficie y las características ópticas de la nave espacial

⁵ La altura de la escala es el aumento de altitud para el cual la presión atmosférica disminuye por un factor de e

3. La orientación del vector Sol relativo al satélite

La fuerza que actúa sobre la nave corresponde con el cambio de *impulso* de la luz incidente. Para un caso simplificado de reflexión directa se tiene:

$$F_{sol} = \frac{P_s}{c} (1 + q) A_s \cos(i) \quad (4.28)$$

Donde:

P_s – Constante solar (1,371 [W/m²])

c – Velocidad de la luz en el vacío (3×10^8 [m/s²])

A_s – Proyección de la superficie del satélite en la dirección del Sol

q – Coeficiente de reflexión que va de 0 a 1

i – Ángulo de incidencia del Sol

En base a lo anterior, el momento de radiación solar resultante es:

$$M_{sol} = F_{sol} (c_{ps} - c_g) \quad (4.29)$$

Donde:

c_{ps} – Ubicación del centro de presión solar

c_g – Centro de masa

4.3.4 Momento por Campo Magnético

Este momento resulta de la interacción del campo magnético residual del satélite con el campo magnético de la Tierra. Durante la fase de diseño del satélite este campo residual magnético se puede minimizar mediante métodos de aislación adecuados y teniendo en cuenta el diseño del cableado.

Cabe mencionar que el algoritmo de control de orientación necesita el valor absoluto de este momento residual como entrada, para dimensionar la variable controlada y para asegurar la estabilidad del lazo de control. El momento de perturbaciones magnéticas resultante se calcula como:

$$\mathbf{M}_{mag} = \mathbf{D}_S \times \mathbf{B}_T \quad (4.30)$$

Donde:

\mathbf{D}_S – Dipolo residual del vehículo ([A m²])

\mathbf{B}_T – Vector del campo magnético terrestre

B_T se puede aproximar a $\frac{2M}{R_0^3}$ for a polar orbit to half that at the equator, M es el momento magnético terrestre 7.96×10^{15} [T · m³] y R_0 es el radio del centro dipolar (Tierra) a la nave espacial.

*Los dipolos magnéticos pueden tener un rango de 0.1 a 20 A · m² dependiendo de una nave espacial y si hay una compensación a bordo. En vehículos pequeños sin compensación 1 A m² es típico.

4.4 Determinación y control de la orientación

La determinación de la orientación es el proceso de calcular la *orientación actual* del satélite (en tres ejes) utilizando mediciones apropiadas. Estas mediciones en *bruto* generadas por diferentes sensores se combinan después de un filtrado apropiado y se utilizan en un algoritmo de determinación de orientaciones para calcular la orientación actual de los tres ejes del satélite.

La figura 18 se muestra el diseño típico de un lazo de control de orientación. El satélite debe mantener una orientación deseada la cual puede definirse mediante un algoritmo a bordo o por telecomando desde la estación terrena. La orientación deseada se compara con la orientación actual medida en la nave. El delta del proceso es la *desviación de la orientación*, este valor se transfiere al **controlador de la orientación**. Dentro de este algoritmo de control se generan y se transfieren los comandos para los actuadores.

Los **actuadores de orientación** crean un momento y cambian activamente la orientación. Paralelamente, los momentos externos e internos actúan sobre el satélite. La orientación resultante se mide por los **sensores** y el lazo de control se cierra.

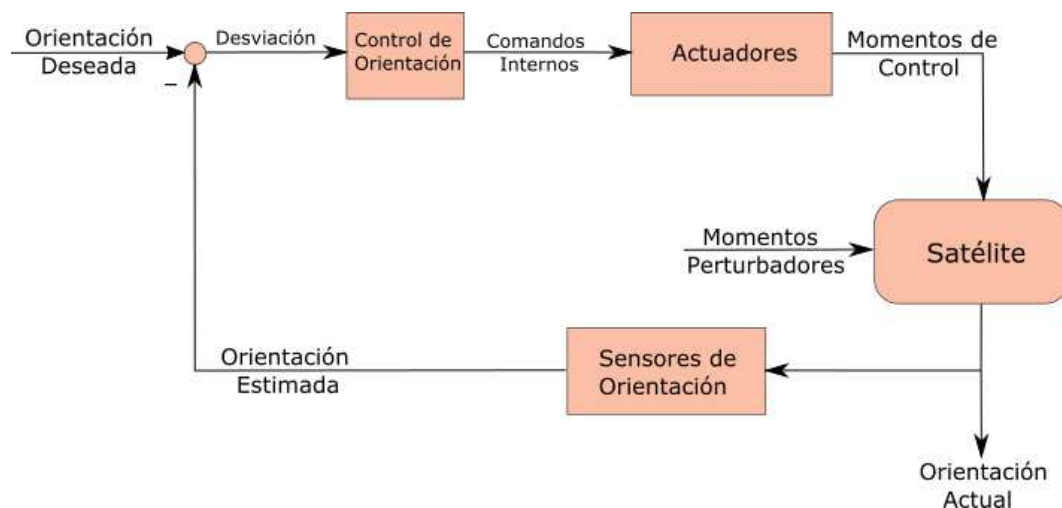


Figura 18: Lazo de control de orientación

Existen diferentes enfoques para el algoritmo de control de orientación. El enfoque más común es utilizar el denominado controlador proporcional, integral y derivativo (Controlador PID). En el Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales (LIESE) se han trabajado diferentes partes del ACS, entre las cuales destacan el trabajo realizado por Rigoberto Reyes Morales sobre el diseño de un esquema de control de orientación basado en el controlador *Quaternion Feedback Regulator* [35], así como el presente trabajo de tesis el cual se enfoca en el diseño de actuadores para el ACS (específicamente ruedas de reacción).

4.4.1 Sensores para el control de orientación

Los sensores proporcionan mediciones del estado actual de la orientación. La orientación se mide de manera absoluta (con respecto a un sistema de referencia coordena-

Tabla 5: Rangos de exactitud de sensores [27]

Sensor	Exactitud	Aplicabilidad
Magnetómetro	1.0° (5000km alt) 5° (200 kmalt)	Utilizables solo por debajo de ~ 600 km La variabilidad del campo magnético domina la exactitud.
Sensor terrestre	0.05 deg (GEO) 0.1 deg (LEO)	Las incertidumbres del horizonte dominan la exactitud.
Sensor Solar	0.01 deg	Campo de visión típico ± 130 deg
Sensor de estrellas	2 arc seg	Campo de visión típico 16 deg
Giroscopios	0.001deg/hr	Se requiere restablecer periódicamente la posición de referencia.
Antenas direccionales	0.01 deg a 0.5 deg	Tipicamente el 1% de la anchura del haz de la antena.

nado) o relativa (por ejemplo, ángulos dedicados o cambios de orientación).

La orientación absoluta se determina mediante dos vectores linealmente independientes del marco de referencia correspondiente. Los vectores que pueden ser medidos a bordo son:

- Dirección vectorial solar
- Vector de campo magnético terrestre
- Dirección vectorial de estrellas
- Dirección vectorial de la tierra (o el ángulo al horizonte de la tierra)
- Dirección vectorial a los satélites de un sistema global de navegación por satélite (GNSS), como el GPS.

Existen sensores específicos para medir cada uno de los vectores anteriormente mencionados. En la tabla 5 se mencionan algunos de estos junto con sus rangos de exactitud típicos.

Además de la determinación directa de la orientación absoluta, las diferencias angulares y las tasas de rotación pueden ser determinadas de manera inercial (e.g. giroscopios). La ventaja de las mediciones inerciales es que los valores de medición están disponibles de forma continua e independiente de las fuentes externas. La exactitud de la determinación de la estabilización en tres ejes depende en gran medida de la exactitud de las mediciones individuales y de la orientación relativa de los vectores utilizados.

4.4.2 Momentos de control

Los actuadores son los dispositivos que afectan directamente la dinámica del satélite mediante momentos de control de tal manera que pueden modificar la posición,

orientación y/o velocidad. Existe un variado número de actuadores con características y capacidades diferentes, su clasificación más general se da según el *principio físico* mediante el cual trabajan.

La orientación de la nave cambia de acuerdo a la ecuación fundamental de rotación del movimiento para la dinámica rotacional, también conocida como ecuación de Euler, la cual es presentada en forma vectorial en el marco de referencia de la nave espacial como:

$$\dot{\mathbf{H}} = \mathbf{T} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (4.31)$$

La ecuación (4.31) representa el cambio del vector *cantidad de movimiento angular*, el cual es denotado por \mathbf{H} y donde $\boldsymbol{\omega}$ y \mathbf{T} son la velocidad angular y el par respectivamente.

La ecuación 4.31 establece que la magnitud de la cantidad de movimiento angular del sistema solo puede ser cambiada aplicando un momento *externo* (\mathbf{T}), ya que el cambio en el término $\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}$ solamente cambia la dirección de \mathbf{H} .

Si en ausencia de momentos externos una parte perteneciente al satélite tiene la capacidad de moverse con respecto a otras y comienza a tener un momento angular, el resto del cuerpo tendrá un momento angular (proporcional) en dirección opuesta de manera que la cantidad de movimiento total del sistema se conserve. Con esto en mente se puede relacionar la velocidad angular de la nave, $\boldsymbol{\omega}$ con \mathbf{H} mediante la ecuación:

$$\mathbf{H} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{h} \quad (4.32)$$

Donde (\mathbf{H}) el momento de inercia de todo el satélite que esta conformado por el momento angular \mathbf{h} del objeto giratorio que forma parte del satélite (e.g. rueda de reacción) y el termino $\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}$ representa el momento angular del resto del cuerpo. Así que por la regla del producto de cálculo, la ecuación de Euler puede ser reescrita en forma matricial como:

$$\dot{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \dot{\mathbf{h}} = \mathbf{T} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (4.33)$$

Después de mover algunos términos se tiene:

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{T} - \mathbf{h} - \dot{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (4.34)$$

La ecuación 4.34 permite entender como la orientación de la nave puede cambiar debido a una variedad de causas. El primer término del segundo miembro de la ecuación, representa la contribución directa de momentos de fuerza **externos** a la orientación dinámica del satélite; este término incluye a aquellos actuadores que pueden controlar la orientación de la nave al generar momentos externos. El segundo término representa la relación entre el cambio de velocidad rotacional de objetos giratorios que se encuentren a bordo y el cambio de velocidad rotacional del satélite; este término incluye a ciertos actuadores de control (i.e. las ruedas de reacción) los cuales controlan la orientación de la nave mediante los llamados momentos **internos**. El tercer término muestra como la variación del momento de

inercia del satélite (debido al cambio de distribución de su masa) puede afectar la orientación dinámica de la nave; esto puede deberse al despliegue de paneles solares o el movimiento de otras partes del satélite. Y el cuarto y último término es llamado **momento giroscópico** esta relacionado con la respuesta precesional de una parte giratoria al cambiar su eje de rotación (e.g. CMGs).

Todos estos efectos explicados anteriormente se combinan para establecer la tasa de cambio de la velocidad angular del primer miembro de la ecuación 4.34. La ecuación 4.35 señala mediante llaves el efecto que produce cada término en el cambio de momento angular.

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \underbrace{\mathbf{T}}_{\text{Pares Ext.}} - \underbrace{\mathbf{h}}_{\text{Pares Int.}} - \underbrace{\dot{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega}}_{\text{Efect.Inercial}} - \underbrace{\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}}_{\text{Efec.Giroscopico}} \quad (4.35)$$

En conclusión, los momentos que pueden afectar al satélite se pueden dividir en cuatro tipos: externos, internos, de efecto inercial y de efecto giroscópico. Los momentos externos afectan el momento angular total de la nave y son necesarios en todas las misiones, mientras que los momentos internos conservan el momento angular total y se pueden considerar opcionales dependiendo de los requerimientos de la misión. Las tablas 6 y 7 resumen las características de los actuadores más utilizados así como sus ventajas y desventajas.

Para un proceso de estabilización en tres ejes, los requisitos de exactitud para los actuadores nos son tan estrictos como para los sensores de orientación. Los pequeños errores en la alineación o sesgos de los actuadores son compensados de manera inherente por el proceso de control en tres ejes, sin embargo sí tienen que ser considerados para el control sobre un sólo eje de rotación. Lo más importante a tomar en cuenta son las propiedades no lineales tales como la cuantización, saltos o conmutación. Las perturbaciones no compensables afectan y limitan la estabilidad alcanzable del sistema de control.

4.5 Modos de verificación

El control de orientación es un de los subsistemas más complejos a bordo de un satélite; está compuesto de varios componentes, sensores y actuadores, con sus correspondientes interfaces mecánicas y térmicas (estructura del satélite), interfaces eléctricas y de datos (computadora de a bordo), software para el proceso de control de orientación e interfaces operativas con la estación terrena.

Todos estos elementos, funciones y el sistema en sí deben ser verificados mediante un *proceso de calificación* que confirme la idoneidad de un **nuevo diseño** o un *proceso de aceptación* que demuestre que la implementación del diseño y/o la manufactura hayan sido llevados a cabo correctamente.

Las normas que deben seguirse para estos procesos varían un poco del lugar donde se realicen, por ejemplo en Europa las medidas de verificación formal y las normas para llevar a cabo cada una de las medidas han sido definidas por la Cooperación Europea para la Normalización Espacial (ECSS, por sus siglas en ingles), que fue

establecida por la Agencia Espacial Europea (ESA). Dado que las condiciones del espacio no están presentes en la tierra, las pruebas se vuelven difíciles sobre todo por las propiedades físicas y los procesos de control involucrados. No obstante, son precisamente estos procesos y sus valores característicos, tales como frecuencias naturales, estabilidad, desviación de control, etc., los que son de particular interés y los que tienen que determinarse de manera específica.

Las propiedades antes mencionadas pueden ser verificadas de varias maneras:

- Verificación analítica
- Por simulación de software
- Por hardware en prueba de lazo (HILT)
- En bancos de pruebas específicos (e.g. Mesa de aire)

4.5.1 Banco de pruebas

El banco de pruebas es uno de los modos más *realistas* de verificar el sistema de control de orientación completamente integrado. Uno de los bancos de pruebas con el cual se pueden obtener buenos resultados son las mesas o camas de aire⁶. Sin embargo estas están sujetas a ciertas restricciones:

1. Los momentos perturbadores, presentes en el espacio, están en el rango de unos pocos milinewton metros ($100\mu\text{Nm}$, para satélites pequeños). Sin embargo las mesas de pruebas están sujetas a perturbaciones mayores. Por lo tanto, un control de orientación que utiliza actuadores débiles solo puede ser verificado cualitativamente.
2. El lazo cerrado de control solo puede ser probado parcialmente con los sensores originales. ya que para los sensores de estrellas y de tierra las condiciones ambientales del espacio y su dependencia de la *orientación actual* no pueden ser duplicadas, mientras que para los magnetómetros y los sensores solares las condiciones solo pueden aproximarse a las reales. No obstante la propagación de la orientación mediante giroscopios es posible sin ninguna restricción.
3. Debido a que los ejes de rotación del satélite deben pasar por su centro de gravedad el cual está normalmente localizado en el interior de la *forma original* del satélite, las pruebas en camas de aire son realizadas con un *modelo de ingeniería* especial el cual contenga una disposición representativa de los elementos del sistema de control de orientación y pueda simular este efecto. Por lo general no es posible hacer una verificación completa del modelo de vuelo original del satélite mediante una cama de aire.

⁶ Llamadas así debido a que utilizan cojinetes de aire para rotar con muy poca fricción

Tabla 6: Características de actuadores

Nombre	Características	Tipo
Propulsores	Pueden conseguir momentos entre 0.1 a 10 Nm o más. El momento producido es una combinación entre fuerza de empuje y brazo de palanca.	Activo
Amortiguador de nutación	Utilizado en satélites estabilizados por rotación; consiste en una masa esférica móvil en un tubo cerrado lleno de un fluido el cual amortigua la nutación.	Pasivo
Boom de gradiente gravitatorio	Un aguilón o <i>boom</i> separa una masa lejos del centro de gravedad del satélite. Un cuerpo con tal forma alargada está sujeto al gradiente de gravedad terrestre y crea un par que hace que el eje longitudinal del satélite se alinee radialmente con el centro de la Tierra.	Pasivo
Barra de torsión magnética	También conocido como barra de torsión, genera un <i>dipolo magnético</i> fuerte que interactúa con el campo magnético de la Tierra. La <i>torsión</i> está sujeta a un momento externo, como la aguja de la brújula.	Activo
Vela solar	La luz solar provoca una ligera presión sobre las superficies irradiadas del satélite (por ejemplo, los paneles solares). Las fuerzas resultantes y los pares correspondientes se pueden variar con una dirección ligeramente alterada de los paneles solares y por lo tanto pueden considerarse como pequeños Torques de control.	Pasivo
Ruedas de Reacción	Proporcionan un <i>par de reacción</i> que resulta de la aceleración (o desaceleración) angular de un volante. La rotación del volante es accionada por un motor eléctrico, que permite un ajuste variable del par.	Activo
Ruedas inerciales	A diferencia de las ruedas de reacción su velocidad es constante y más alta. El volante al tener gran momento de inercia y gran velocidad angular provoca una lenta precesión que compensa los pares transversales y por consiguiente la estabilización de los ejes transversales.	Activo
Control de momento giroscópico	Es una rueda de inercia montada en un cardán. Al girar transversalmente el vector momento angular de la rueda se producen pares que pueden ser 100 veces mayores que los pares de reacción habituales de una rueda de reacción. Esto permite una mejora sustancial en la agilidad de los satélites.	Activo

Tabla 7: Ventajas y desventajas de Actuadores

Nombre	Ventajas	Desventajas	Momento
Propulsores	Insensible a la altitud Se adapta a cualquier órbita Operación en cualquier eje Momentos grandes	Requiere combustible Operación encendido-apagado Tiene un impulso mínimo Produce contaminantes	Externo
Par magnético	No requiere combustible La magnitud es controlable Simple, rentable y confiable	Momento solo en dos ejes Sensibles a latitud y altitud Puede causar interferencia magnética	Externo
Gradiente gravitatorio	No requiere de energía Apunta a nadir fácilmente	Sin par sobre la vertical local Baja exactitud Par bajo, sensible a la altitud	Externo
Vela solar	No requiere combustible Útil en órbitas altas	Necesita control de paneles momentos bajos	Externo
Ruedas de Reacción	Apuntamiento fino y continuo Magnitud Variable	No linealidad a velocidad cero problemas de fricción	Interno
Ruedas inerciales	Amortiguación de momentos Momentum Bias	Fricción mecánica	interno
C.M. giroscópico	Adecuado para la estabilización en tres ejes Momentos temporalmente muy altos	Complejidad mecánica Problemas de confiabilidad	Interno

LAS RUEDAS DE REACCIÓN

Las Ruedas de Reacción (en adelante *RWs*, por sus siglas en inglés), son un actuador utilizado para el control de orientación *fino* y la estabilización en tres ejes. Pertenecen al grupo de *dispositivos de intercambio de momento angular* (*MEDs*, por sus siglas en inglés). Son particularmente útiles cuando la nave debe girar cantidades muy pequeñas (e.g. mantener una cámara apuntando a un punto en específico). Las ruedas de reacción, al utilizar únicamente energía eléctrica, reducen la fracción de masa del satélite destinada al uso de combustible, permitiendo de esta manera incrementar la fracción de masa destinada a los instrumentos. Las ruedas de reacción se utilizan cuando se requiere que el satélite tenga un error de apuntamiento menor a 1° [24].

Las *RW* proporcionan un momento de *reacción* que resulta de la aceleración (o desaceleración) de un volante de inercia. La rotación del volante es controlada por un motor eléctrico que permite el ajuste variable de par. Los momentos que las ruedas generan son internos y no pueden cambiar el momento angular total de la nave. En cambio, ellos orquestan un **intercambio** de momento angular entre las ruedas y el cuerpo del satélite. Por ejemplo, si la rueda de *guiñada* (yaw) gira en sentido positivo, el satélite que se encontraba previamente *inmóvil* rotará en la dirección negativa de guiñada para mantener el momento angular total constante. Por supuesto, la tasa de giro de la nave será mucho menor según sea la relación entre el momento de inercia de la rueda y el momento de inercia del eje de guiñada del satélite.

Las *RW* contrarrestan otros momentos (perturbaciones) que influyen en la orientación del satélite mediante la variación de su momento angular. El momento de fuerza utilizable (**M**) para el control de la orientación es opuesto al cambio del momento angular del volante ($\dot{\mathbf{H}}_R$) como indica la siguiente ecuación:

$$\mathbf{M} = -\dot{\mathbf{H}}_R = -I_R \cdot \dot{\boldsymbol{\omega}}_R \quad (5.36)$$

donde:

$\dot{\mathbf{H}}_R$ – Momento angular del volante de inercia

I_R – Momento de inercia del volante

$\dot{\boldsymbol{\omega}}_R$ – Vector velocidad angular del volante

Cuando los momentos perturbadores están actuando sobre el satélite (gradiente de gravedad, arrastre aerodinámico o pares internos no deseados), el software del sistema de control identificará los cambios en las velocidades angulares de la nave y calculará los momentos necesarios para anular esas tasas. El *ACS* del satélite controla la velocidad de giro de las ruedas con el fin de ajustar el momento aplicado al satélite. El momento de corrección se calcula como una ponderación del error de posición y el error de velocidad. Es decir, cuanto más esté fuera de posición la nave

espacial y cuanto más rápido gire fuera de su posición, mayor será el momento de corrección calculado. Los momentos externos en el satélite son contrarrestados por los momentos producidos por las ruedas, obteniendo como consecuencia un aumento gradual en la velocidad angular de estas.

5.0.1 Configuración

Una Rueda de Reacción está conformada, de manera muy general, por los siguientes elementos: volante de inercia, motor eléctrico, electrónica de control, carcasa y soporte. Ver figura 19 (a).

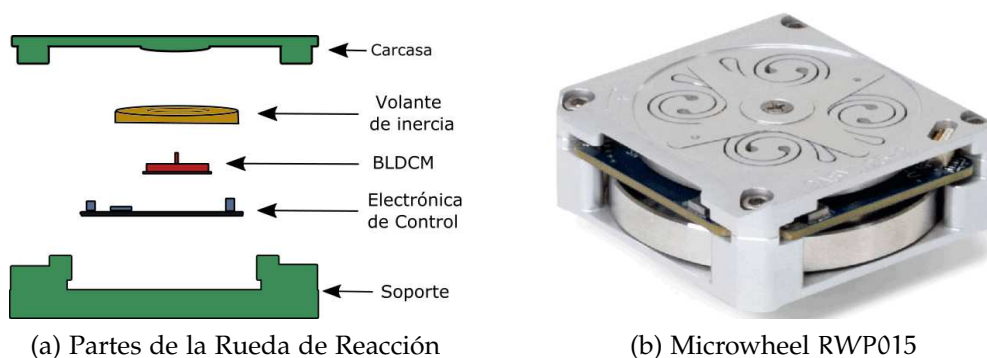


Figura 19: Rueda de reacción

VOLANTE DE INERCIA: Es el dispositivo destinado a almacenar de manera eficiente la energía de rotación. Como se vio en la sección 4.2.1.4 la energía cinética está relacionada con el momento angular mediante la ecuación 4.22. Por lo tanto, si se diseña el volante para maximizar la energía cinética también se estará maximizando el valor de momento angular. El Momento de inercia (I_R) es la propiedad más importante a considerar durante el diseño de este elemento; está determinado por las características físicas del volante: densidad, geometría, dimensiones, etc. La velocidad angular máxima que el volante puede alcanzar, así como la aceleración angular máxima, depende totalmente de las características del motor utilizado así como la potencia disponible.

MOTORES: La selección del motor eléctrico es una de las partes más críticas, o la más crítica, en el proceso de diseño de las ruedas de reacción. Los criterios de selección incluyen, pero no se limitan, a: potencia de alimentación, velocidad máxima de rotación (en función del mínimo par requerido), dimensiones y temperatura de operación. En la industria espacial se utilizan los motores de Corriente Continua (CC) *sin escobillas* por sus ventajas frente a otros tipos de motores. Se hablara con mayor detalle de este tipo de motores en el capítulo 6.

CARCASA: La carcasa o cubierta tiene como función contener y proteger a los elementos internos de las vibraciones y aceleraciones producidas durante la etapa de lanzamiento. También, sirve como protección para el satélite de una posible falla estructural del volante de inercia que pueda comprometer a los subsistemas

adyacentes. La carcasa también contiene elementos de soporte (e.g. cojinetes) para mantener la alineación del volante y soportar cargas axiales y/o radiales. Durante el diseño se busca optimizar el peso y la resistencia estructural de este elemento. Es común que el alojamiento o carcasa sea despresurizado a un nivel de baja presión atmosférica para evitar, principalmente la gasificación del lubricante en los cojinetes. La electrónica se coloca generalmente dentro de la carcasa, pero también puede separarse o colocarse fuera de ella si es que es necesaria una mejor disipación de calor. Para prevenir pérdidas de lubricación y mantener la limpieza extrema, las ruedas pueden ser encerradas herméticamente en una carcasa llena de un gas apropiado (ej. helio) [17].

En la figura 19 (b) se muestra, como ejemplo, una rueda comercial para nanosatélites desarrollada por la empresa *Blue Canyon*. Se pueden apreciar a simple vista los elementos anteriormente descritos. Esta rueda tiene una masa total de 0.130 [g] y puede generar un par máximo de 0.004 [N].

Una rueda de reacción a veces puede funcionar como (y se refiere como) un volante de inercia, al operar a una velocidad constante o casi constante, con el fin de *impregnar* al satélite con una gran cantidad de momento angular. Al hacer esto se altera la dinámica de rotación del satélite con el fin de que los pares perturbadores perpendiculares a un eje del satélite (el eje paralelo al eje de rotación de la rueda) no generen movimiento angular alrededor del eje de las perturbaciones; en su lugar, dan como resultado un movimiento angular (generalmente pequeño) de precesión; mediante este efecto se puede estabilizar la nave para apuntar en una dirección casi fija, lo que permite un sistema de control de orientación menos complicado conocido en inglés como *momentum-bias*.

Las ruedas de reacción, las ruedas inerciales y los Giroscopios de control de momento (CMGs) son prácticamente iguales en cuanto a su configuración física. Sin embargo, se diferencian principalmente por las rutinas que ejecutan para realizar su tarea, así como en el dimensionamiento del motor y de su volante de inercia. En la tabla 8 se mencionan algunas de las particularidades que distinguen a cada uno de estos actuadores.

Tabla 8: Diferencias entre MEDs

Ruedas de Reacción	Ruedas Inerciales	GMGs
La velocidad de rotación es baja y variable, la aceleración y desaceleración causa un momento de reacción alineado con el eje del volante. El volante de inercia se fabrica como una parte integral con una baja variación de los desequilibrios en todo su rango de velocidad.	Funcionan a una velocidad constante y alta. Un momento (perturbador) transversal a su eje de rotación provoca una precesión lenta de la rueda que compensa el momento transversal. Este efecto <i>giroscópico</i> logra la estabilización de los ejes transversales de la rueda.	Una rueda inercial con velocidad constante se suspende en un cardán el cual puede forzar la inclinación del eje de giro. La inclinación forzada (a la inversa de la estabilización giroscópica) genera momentos muy altos, casi 100 veces mayores que los momentos de reacción habituales de una rueda de reacción.

Las Reaction Wheels (RWs) están disponibles para capacidades de momento angular de 0.1 a 250 Nms [28] y pares de 0.01 a 1.0 Nm [27] [45]; las velocidades máximas de rotación varían de 1000 a 6000 rpm. Al trabajar con pares internos sólo pueden hacer girar la nave al rededor de su centro de masa. Por lo tanto la localización física de las ruedas de reacción dentro de la nave no importa en términos de la efectividad para hacer rotar la nave espacial.

5.0.2 *Perturbaciones mecánicas*

Los cojinetes colocados en el rotor de los dispositivos de intercambio de momento angular, entre los cuales se encuentran las RW's, merecen una mención especial: Los dispositivos de intercambio de momento están diseñados para funcionar sin interrupción durante largos períodos de tiempo [45]. En el vacío del espacio, la lubricación de los rodamientos de bolas (ampliamente utilizados) es un problema importante que no se ha resuelto por completo, lo que provoca que el cojinete de bolas sufra una carga de fricción excesiva. Los cojinetes de bolas soportan la masa del volante y las cargas tanto axiales como radiales que puedan presentarse durante la etapa de lanzamiento. Sin embargo, durante su funcionamiento tiene los siguientes efectos secundarios [27]:

1. *Vibraciones* causadas por desequilibrios estáticos y dinámicos del volante de inercia (típicamente 1 gcm, o 10 gcm²). La amplitud frecuencia de las vibraciones aumentan con la velocidad de rotación.
2. *Microvibraciones* Causadas por la rotación de la jaula y las bolas del cojinete.
3. *Fricción por inversión de par* cuando la velocidad de la rueda cruza por cero (en promedio ± 10 mNm) y la variación de la fricción en estado estable (i.e. 1 mNm).

En los últimos años, el desarrollo de los rodamientos magnéticos ha tenido un cambio decisivo con muy buenas perspectivas para el futuro. Las ruedas con cojinetes magnética del cojinete utiliza solo fuerzas magnéticas para suspender el volante dentro y alrededor de todos sus ejes Estas, se discutirán con mayor detalle en la sección 8.3.1.

Observaciones:

- Las ruedas no trabajan en velocidades cercanas a 0 rpm, debido al comportamiento no lineal de la fricción.
- El eje de rotación de la rueda esta normalmente alienado con un eje de control de la nave.
- La redundancia es normalmente deseada, para lograr esto se requieren cuatro o más ruedas en una posición oblicua a los ejes.
- La temperatura de trabajo típica esta en el rango de -10 a 40°C [24]

5.0.3 Saturación

Uno de los principales inconvenientes de utilizar ruedas de reacción para el control de orientación es que estas se **saturan**. En otras palabras una rueda aumenta su velocidad angular gradualmente mientras contrarresta los momentos perturbadores del ambiente. Sin embargo, solo puede llegar a una velocidad máxima la cual está determinada por las características del motor utilizado. Cuando eventualmente llega a esta velocidad no puede generar más momento con respecto a su eje asociado y el control de orientación se pierde. Cualquier cambio de velocidad ahora, será una desaceleración, lo que significa que producirá un momento en la dirección opuesta a lo que se necesita. En esta situación se dice que la rueda está saturada – ha llegado al límite del momento angular que es capaz de almacenar. –

Cuando se llega a este estado de saturación es necesario *cancelar* el momento almacenado mediante una maniobra conocida en inglés como **Momentum Dumping**¹ la cual consiste en utilizar otros actuadores que produzcan *pares externos* tales como magneto pares (en órbitas LEO) o propulsores (en órbitas altas) con el fin de mantener al satélite en su posición el tiempo suficiente para desacelerar las ruedas de reacción y así remover el momento acumulado del sistema. Debido a que los pares de perturbación externos pueden ser compensados por pares internos sólo durante un tiempo limitado, debe realizarse periódicamente una **gestión de momento**² con pares externos. En órbitas LEO existen siempre momentos de perturbación externos para satélites con orientación constante. Por lo tanto, no es posible realizar un control de orientación continuo sin utilizar algún tipo de actuador que genere momentos externos.

5.1 Configuraciones

Para la estabilización en tres ejes, las ruedas de reacción se pueden colocar en diferentes configuraciones o arreglos. Uno de ellos es en formación de *triada* con sus ejes de rotación montados de manera ortogonal coincidiendo con los ejes principales del satélite (fig. 20 a). Otro, es en formación piramidal de cuatro ruedas con los ejes de rotación normales a las caras de dicha pirámide (fig. 20 b). El arreglo con cuatro ruedas se utiliza con la finalidad de tener una rueda adicional (o redundante) que pueda ser utilizada en caso de que una de las ruedas principales falle, y al mismo tiempo dar mayor flexibilidad en la distribución de momento angular³ de las ruedas [41]. En la práctica, a menudo, se utiliza la formación de triada con una cuarta rueda orientada en un eje simétrico oblicuo con la finalidad de tener redundancia.

¹ El término Momentum Dumping puede traducirse literalmente como impulso o momento de alivio

² En inglés es conocido como Momentum Management

³ En el arreglo piramidal el control para cada eje lo realizan dos ruedas a la vez. Por tanto, el momento por rueda se reduce.

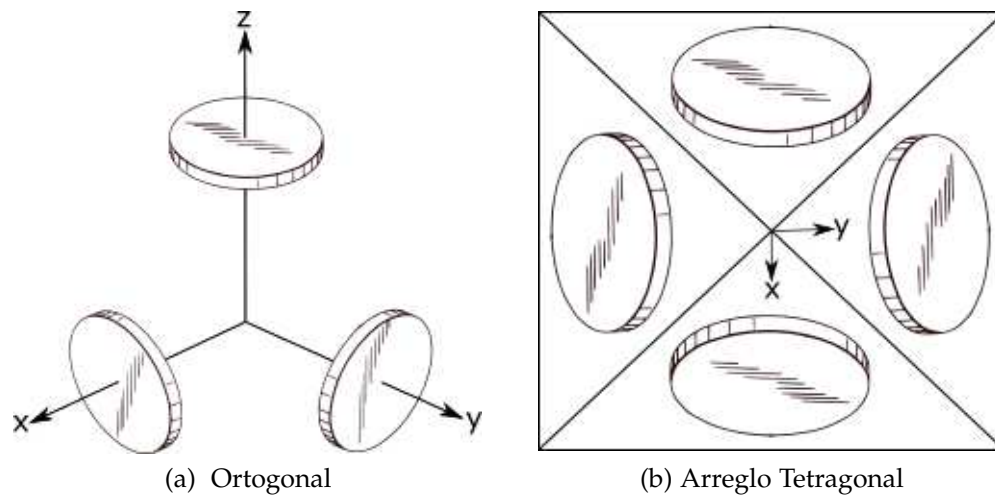


Figura 20: Configuraciones típicas

5.2 Modos de Falla

Las Ruedas de Reacción contienen partes mecánicas en movimiento continuo. Son uno de los pocos sistemas de la nave espacial que necesitan trabajar continuamente desde el principio hasta el final de la misión; esto hace que pertenezcan al grupo de dispositivos que tienen mayor probabilidad de falla.

El principal modo de falla es debido a la lubricación de los cojinetes de bolas colocados en el extremo del volante de inercia y el eje del motor. Existe un problema de distribución de lubricación en las ruedas mecánicas convencionales, así como su pérdida debido a efectos de gasificación. El resultado de una mala lubricación es una fricción excesiva y mayor desgaste, lo que lleva a que partículas erosionadas se incrusten en el lubricante empeorando aun más la situación. Las ruedas de reacción no trabajan a velocidades cercanas a cero debido al comportamiento no lineal de la fricción, incluso si estas permanecen detenidas por mucho tiempo el lubricante se aglutina y resulta difícil volver a ponerlas en marcha. En los últimos años se han propuesto varias soluciones para resolver los problemas de lubricación en satélites grandes. Tal es el caso del *cartucho* de lubricación presentado en la revista *Tribology in Industry* [47] que contiene un sistema de lubricación para el desempeño a largo plazo. Sin embargo, para el caso de satélites pequeños este problema no se ha resuelto del todo.

Tanto los volantes como el motor pueden dañarse por las fuerzas G y las vibraciones producidas durante la etapa del lanzamiento del satélite. Estos daños pueden ir desde la desconexión física de la electrónica hasta la desalineación del volante de inercia. Los cojinetes son adecuados para soportar las cargas en el eje de la rueda así como mantener el alineamiento del volante durante su operación.

Fallas mecánicas: Tanto los volantes como el motor pueden dañarse por las fuerzas G y la vibración causada durante el lanzamiento. Una vez en el espacio, lubricar el rodamiento es casi imposible, lo que conduce a un aumento de la fricción y finalmente a la falla.

Fallo electrónico: Una vez en órbita o en el espacio, la radiación posee una mayor amenaza para los circuitos electrónicos. El blindaje adecuado y las técnicas de tolerancia a fallas son cruciales para garantizar el correcto funcionamiento de los componentes y circuitos electrónicos.

5.2.1 Fallos Reportados

(Fuse, Kepler Dawn philae)

Las ruedas de reacción utilizan generalmente rodamientos de bolas metálicos y lubricante líquidos como aceite o grasa que permite una rotación estable incluso en el rango de alta velocidad. En contraste, tiene un defecto que el lubricante llega a ser insuficiente cuando su rotación se detiene; Para proteger los cojinetes, es deseable que un volante mantenga la rotación por encima de una cierta velocidad, Sin embargo, es difícil para cubesats porque no hay suficiente fuente de alimentación. La inestabilidad de la jaula de cojinete se refiere a los modos de vibración involuntaria de la jaula causados por la falta de lubricante. Esto ha afectado al menos a las misiones Cassini, también aquí, y XMM-Newton.

Las soluciones típicas mencionadas en los últimos documentos, aprendidas a prueba y error, incluyen detener la rueda durante un tiempo para permitir que el lubricante se redistribuya, y también evitar ciertas velocidades operacionales, ya sea muy altas o casi cero.

Tabla 9: Listado experiencias con RW [18]

Programa	Problema	Causa	Acción
Navstar / GPS	Fallas en órbita y pruebas; alto par	Agotamiento de lubricante	Nuevas pruebas de calificación
GPS IIR	Inestabilidad de la jaula a altas velocidades	Fuerza, resonancia de masa	Fuerza, masa; jaulas sesgadas
DMSP	Rodamientos / el lubricante no puede ser liberado	Degradación de lubricante	Prueba extensa de rodamiento
DSCS III	Ruido de par	Desconocida	Ruedas redundantes

MOTOR SIN ESCOBILLAS

Los motores son el corazón de las Ruedas de Reacción, tienen como función hacer girar el volante de inercia mediante un accionamiento directo, mantener la velocidad de rotación y proporcionar el par requerido para contrarrestar los momentos perturbadores.

El motor sin escobillas¹ de corriente directa (**BLDCM**, por sus siglas en inglés) es un motor de onda Trapezoidal/cuadrada que posee las características de arranque de los motores de Corriente Continua y las características de regulación de velocidad de los motores *Shunt*. Sus mayores ventajas son contar con una estructura simple, tener buena eficiencia, alta relación tamaño-par y ser muy seguros (no producen chispas). Los **BLDCM**s son ampliamente utilizados en aplicaciones aeroespaciales, robótica, control de procesos industriales, máquinas herramienta y defensa nacional, también se utilizan en la industria automotriz, electrodomésticos y automatización de oficinas [56].

Un motor **BLDCM** produce velocidades altas con niveles de voltaje relativamente bajos mediante la magnetización de los polos en su interior. Un campo magnético estacionario es producido con imanes el cual se le denomina *campo fijo*. Hay un circuito estacionario conectado al motor llamado *circuito de armadura*, el cual contiene una resistencia y una inductancia. La corriente que pasa a través de este circuito causa que el motor gire dando como resultado un par el cual moverá al elemento de masa rotacional (volante de inercia).

Los motores sin escobillas fueron desarrollados sobre la base de los motores de **CC con escobillas**. El primer motor de **CC** nació en la década de 1840. Sin embargo, restringidos por el desarrollo de la electrónica de potencia y la tecnología para fabricar imanes permanentes, los **BLDCM** no fueron diseñados exitosamente sino hasta más de un siglo después.

La evolución de los motores sin escobillas siempre ha estado estrechamente ligada a los nuevos descubrimientos y adelantos en la electrónica, dándose así una revolución de estos motores a la par del desarrollo de los dispositivos semiconductores (años 70's). A continuación se presenta una línea de tiempo que explica brevemente los acontecimientos que tuvieron mayor influencia en el progreso de estos motores hasta nuestros días.

¹ En los motores de (**CC**) tradicionales, las escobillas hacen contacto físico con el colector del motor mientras este se encuentra en marcha, haciendo que la corriente eléctrica conmute en los devanados del rotor, asegurando así que el campo magnético principal sea siempre perpendicular al campo magnético inducido.

LÍNEA DE TIEMPO 1: *Historia de los motores sin escobillas*

- 1831 • El físico británico Michael Faraday descubre el fenómeno de inducción electromagnética.
- 1840s • Nace el primer motor de Corriente Continua.
- 1915 • El americano Langmuir inventa el rectificador de mercurio y realiza un convertidor CC/CA.
- 1930s • Se desarrollan los primeros BLDCM y se comienza a implementar la conmutación electrónica.
- 1955 • Harrison y Rye hacen la primera solicitud de patente para un circuito de conmutación a base de trístores.
- 1962 • Se desarrollan circuitos de conmutación para motores sin escobillas, utilizando elementos de efecto Hall.
- 1970s • Se utilizan diodos de detección magnética, cuya sensibilidad es casi mil veces mayor que la del sensor Hall.
- 1975-1979 • Se desarrollan un gran número de semiconductores de potencia de alto rendimiento e imanes de tierras raras como: samario-cobalto y NdFeB (neodimio)
- 1978 • La empresa alemana *Indramat* puso oficialmente a la venta el motor MAC junto con su controlador. Indicando que los BLDCM habían entrado a la etapa práctica.
- 1985-1990s • Se desarrollan mejores técnicas computacionales y teorías de control. así como métodos de detección indirecta del rotor.
- 1995-2000 • Avance y mejoramiento de los microprocesadores (MCU), procesadores de señales (DSP) y dispositivos lógicos programables (FPGA).
- 2000s • Ocurre un gran salto en la velocidad de instrucciones y el espacio de almacenamiento disponible. Se vuelve común el uso del control difuso y las redes neuronales en controladores de BLDCM.

6.1 El BLDCM en la industria aeroespacial

La tendencia actual en la industria aeroespacial es reemplazar los dispositivos de transmisión hidráulica y neumática por equipos de accionamiento motorizado. Los motores seleccionados para esta área, debido a su aplicación particular, deben tener dimensiones pequeñas y estructuras simples.

La estructura especial de los motores sin escobillas y sus métodos de control de posición sin sensores, los convierten en candidatos idóneos para ser usados en la industria aeroespacial. Los BLDCM a menudo son operados con carga variable, lo cual requiere de regulación de alta velocidad y una buena respuesta dinámica, por ejemplo, la aplicación de los giroscopios y brazos robóticos se controlan mediante el uso sistemas con retroalimentación de lazo cerrado o semicerrado, en donde son implementados algoritmos de control muy avanzados. [56]

El sistema de control de los BLDCM es el resultado de la integración electromecánica que combina las ventajas de los motores de corriente continua sin escobillas y los sistemas de control de los motores asíncronos de Corriente Alterna (CA)

Actualmente las investigaciones de motores sin escobillas se centran principalmente en las siguientes áreas:

1. Desarrollar tecnologías de control de posición sin sensores, para mejorar la fiabilidad del sistema y reducir aún más el tamaño y peso.
2. Investigar métodos para reducir la fluctuación de par en los motores, para mejorar la servo precisión y ampliar el ámbito de aplicación.
3. Diseñar controladores integrados, compactos, fiables y versátiles.

6.1.1 Ventajas del BLDCM

Las escobillas de un motor convencional transmite la potencia a las bobinas del rotor que gira en un campo magnético fijo cuando está energizado. La fricción entre las escobillas fijas y un contacto de metal giratorio en el rotor de rotación genera desgaste. Además, se puede perder la potencia si hay un contacto escaso entre la escobilla y el metal, sin mencionar que la formación de un arco eléctrico (chispa) puede ser peligros en algunos ambientes de aplicación.

Los BLDCM utilizan un conmutador electrónico en lugar de uno mecánico (escobillas). Por lo tanto, al eliminar esta fuente de desgaste y pérdida de potencia la fiabilidad y eficiencia del motor mejora. Los motores sin escobillas ofrecen muchos otros beneficios en comparación con los motores de CC con escobillas y los motores de inducción; entre estos se encuentran: mejor relación velocidad-par, rápida respuesta dinámica, bajo ruido y operación a mayores rangos de velocidad. Además, un motor BLDC puede ser más pequeño y liviano que un motor con escobillas

con la misma salida de potencia, lo que los hace ideal para aplicaciones donde el espacio es reducido y la energía es limitada.

Los motores sin escobillas también se clasifican dentro de la categoría de motores «sincronos» porque el campo magnético generado por el estátor y el rotor giran a la misma frecuencia. Un beneficio de este arreglo es que los BLDCM no presentan el «deslizamiento» típico de los motores de inducción.

6.2 Estructura de los BLDCMs

Como se mencionó en anteriormente, los BLDCM se desarrollaron a partir de los motores de (CC), lo que hace que su configuración sea muy similar. La principal diferencia es que en un BLDCM se reemplaza el conmutador mecánico con escobillas, por un circuito con interruptores electrónicos. Con el fin de controlar la velocidad y dirección de rotación del rotor se incluye en el sistema un sensor de posición, un circuito de control y un inversor de potencia.

La estructura del BLDCM contiene, a grandes rasgos, un estátor con devanados y un rotor con imanes permanentes. En la figura 21 se muestra la sección transversal de un BLDCM de cuatro polos.

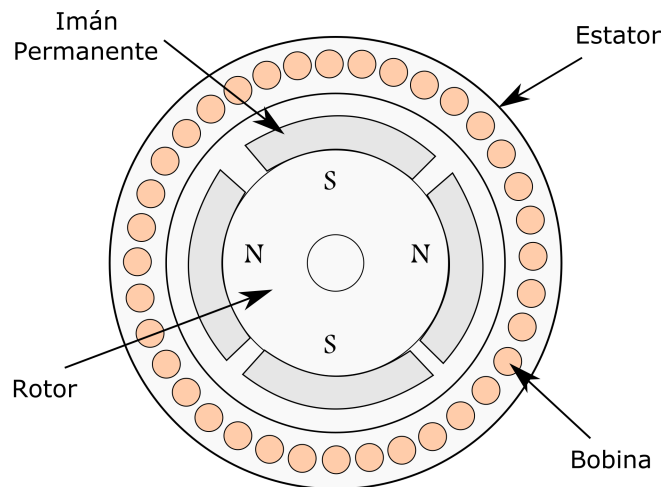


Figura 21: Sección transversal de un motor BLDC.

6.2.1 Estátor

La estructura del estátor es similar a la de un motor síncrono o de un motor de inducción. El núcleo de hierro contiene devanados simétricos de única o múltiples fases, los cuales se conectan en Y o Δ dependiendo el rendimiento y costo del sistema estimado. La conexión más utilizada es en Y donde los devanados trifásicos están conectados simétricamente con un punto neutro. Otra diferencia con los motores de CC tradicionales es que en estos los devanados de la armadura están situados en el rotor mientras que en los BLDCM se encuentran en el estátor.

6.2.2 Devandos

Los devanados más utilizados son los devanados de paso completo, paso completo distribuido y de paso fraccionario distribuido. Se debe tener en cuenta que los diferentes tipos de devanado pueden afectar la forma de onda de la Corriente Contraelectromotriz (CCEM) y el rendimiento del motor.

6.2.3 Imanes permanentes

En la actualidad los imanes permanentes más utilizados son aquellos que contienen en su composición elementos pertenecientes al grupo de las tierras raras (e.g. el neodimio, NdFeB), ya que poseen una alta coercitividad y remanencia magnética. En los motores BLCD los imanes están situados en el rotor, mientras que en los motores con escobillas se encuentran colocados en el estátor. Las características de alta eficiencia, bajo peso y miniaturización de los motores sin escobillas están estrechamente relacionadas con el desarrollo de materiales los magnéticos.

A continuación se enlistan algunas características de los imanes permanentes más utilizados en motores en orden de aparición :

- AlNiCo Fue desarrollado en la década de 1930, tiene gran *densidad de inducción magnética remanente* (remanencia) y baja coercitividad. El cobalto (Co) presente en la aleación es costoso, sin embargo le confiere buenas propiedades térmicas.
- Ferrita: Más tarde se desarrollaron los materiales magnéticos de ferrita, donde la ferrita de bario y la ferrita de estroncio son los dos tipos más comunes. Tienen baja remanencia, alta coercitividad y bajo costo, lo que los ha mantenido en posición de liderazgo por largo tiempo.
- Samario: Los imanes de tierra raras de samario cobalto ($\text{Sm}_2\text{Co}_{17}$) fueron desarrollados en los años 60s, pertenecen a la segunda generación de imanes de tierras raras. Los imanes de Samario tienen alta remanencia, coercitividad y buena estabilidad magnética, además tienen una temperatura de Curie por encima de $710 - 800$ °C. El costo de esta aleación es alta, lo que limita su venta y aplicación y son usualmente utilizados en productos aeroespaciales y militares.
- Neodimio: En 1983 trabajadores japoneses desarrollaron la tercera generación de imanes de tierras raras con la aleación Nd-Fe-B la cual contiene el elemento neodimio (Nd) comenzando así una revolución en los materiales magnéticos. Esta aleación no contiene elementos costosos y es un producto que contiene gran energía magnética. El neodimio (Nd) y el samario (Sm) son tierras raras, pero el precio del Nd es mucho más bajo y existen reservas de este elemento diez veces más grandes que las de Sm.

La aleación de neodimio (NdFeB) fue rápidamente promovida y usada en aplicaciones industriales y maquinas con imanes permanentes. En comparación con los motores de excitación, las maquinas con imanes permanentes hechos de NdFeB

tienen la ventaja de ser más ligeras, tener menores dimensiones y ser de fácil construcción e.g. el motor de 70 W de *Philips Company of the Netherlands* hecho con imanes permanentes de tierras raras, es solo una cuarta parte del tamaño de un motor de excitación y la mitad de un motor con imanes de ferrita.

Los imanes de neodimio son el tipo de imanes con mayor fuerza en la actualidad, la temperatura de servicio máxima va desde +60 °C hasta +240 °C dependiendo de la clase de material. Los imanes de neodimio tienen excelente resistencia a condiciones de desmagnetización externa y en condiciones *normales* mantienen muy bien su magnetismo permanente.

La influencia térmica en las propiedades magnéticas de los imanes de neodimio se determina mediante la ley de Curie-Weiss:

$$\chi = \frac{C}{T - T_c} \quad (6.37)$$

donde

χ susceptibilidad magnética

T temperatura absoluta, medida en Kelvin

T_c Temperatura de Curie, medida en Kelvin

C constante de Curie, específica de cada material, que se define, relativa al volumen

6.2.4 Sensores

El sensor de posición instalado en el motor detectan la posición del rotor y la transforman en una señal eléctrica, proporcionando así la información correcta al circuito lógico de conmutación. De esta manera se logra suministrar la corriente de conmutación adecuada en los devanados en función a la posición del rotor y generar un giro continuo. Existen varios tipos de sensores de posición y cada uno tiene sus propias características. En la actualidad existe una amplia gama de sensores electromagnéticos, fotoeléctricos y magnéticos para BLDCM. El sensor Hall, como una especie de sensor magnético, tiene las ventajas de poseer un volumen compacto, bajo precio y buena operación. Por lo tanto se utiliza comúnmente en los controles de BLDCM como detector de posición del rotor.

6.3 Controlador Electrónico

Si bien los motores BLDC son mecánicamente simples necesitan dispositivos electrónicos de control sofisticados y fuentes de alimentación reguladas.

El controlador típico de un BLDCM contiene de manera general cuatro elementos:

1. Sensores de posición del rotor: Proporcionan las señales que indican la posición del rotor con respecto a los devanados del estator.

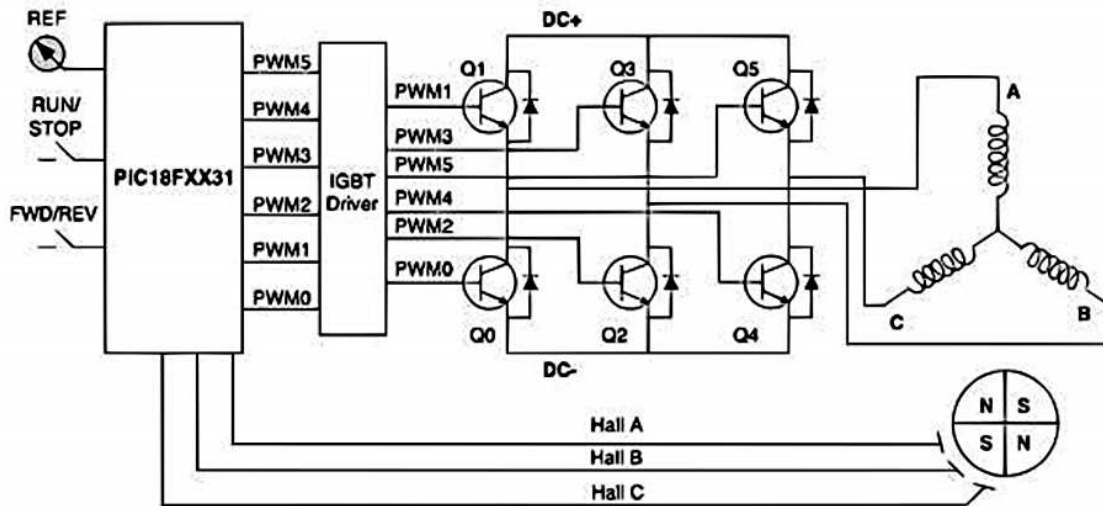


Figura 22: Arreglo típico de un BLDCM (Microchip)

2. Lógica de conmutación: Genera comandos en respuesta a las señales de posición del motor.
3. Fuente de alimentación: Suministra la potencia necesaria para el funcionamiento del sistema.
4. Inversor: Consiste en un arreglo de transistores de potencia bipolares, de efecto de campo (MOSFET, por sus siglas en inglés) o módulos de potencia integrados (IPMs) los cuales se encargan de conmutar la alimentación de los devanados del estator, en respuesta a los comandos generados por la lógica de conmutación.

La lógica de conmutación se puede implementar mediante un Circuito Integrado (CI), y la fuente de alimentación y el inversor mediante componentes analógicos discretos. En conclusión, de manera general, el controlador resultante es la unión de tres elementos: un elemento analógico (inversor), un elemento digital (circuito integrado CI) y una fuente de alimentación[56].

La creciente popularidad de los BLDCM y su gran cantidad de aplicaciones ha traído consigo la necesidad de generar controladores cada vez más pequeños y de menor costo. Los controladores utilizados han experimentado (al igual que otros sistemas eléctricos), una evolución progresiva de componentes discretos a circuitos integrados programables.

El diseñar controladores mediante componentes discretos tiene varias desventajas: poseen estructuras complejas, gran tamaño, y su fiabilidad y versatilidad son pobres, además de que son inadecuados para su producción en masa. No obstante, los controladores realizados mediante circuitos integrados programables tales como los Field Programmable Gate Arrays (FPGA), Microcontroller Unit (MCU), Application-Specific Integrated Circuit (ASIC), y Digital Signal Processors (DSP) son flexibles, de menor tamaño y muy adecuados para la producción en masa; es por

esto que son ampliamente utilizados en aplicaciones con motores actuales. En la tabla 10 se muestran las ventajas y desventajas de algunos controladores más utilizados.

Mientras que un microprocesador es una CPU de un solo chip, un microcontrolador (MCU) contiene, en un solo CI, una CPU y la mayoría de los circuitos de un sistema de microcomputadora. Los microcontroladores están adaptados para *controlar* dispositivos de entrada/salida en diseños que requieren la mínima cantidad de componentes, mientras que los microprocesadores son adaptados para *procesar* información en sistemas computacionales. Una característica importante de los microcontroladores es el sistema de interrupciones que incorporan. Los microcontroladores a menudo deben responder a ciertos estímulos externos (interrupciones) en tiempo real debido a que son dispositivos orientados al control. Deben llevar a cabo un cambio rápido de contexto mediante la suspensión de un proceso, mientras se ejecuta otro proceso en respuesta a algún *evento*. Un microcontrolador puede ayudar a reducir el número total de componentes utilizados.

Tabla 10: Ventajas y desventajas de los controladores

Controlador	Ventajas	Desventajas
ASIC	<ul style="list-style-type: none"> • Estructura simple • Pocos componentes periféricos • Excelente relación costo-rendimiento 	<ul style="list-style-type: none"> • Mala capacidad de expansión • Difícil de actualizar y cambiar sus funciones
FPGA	<ul style="list-style-type: none"> • Pueden Programarse en lenguaje VHDL o Verilog • Se pueden programar a nivel de software en cualquier momento • ofrece flexibilidad y capacidades de rápido desarrollo de prototipos • Reconstrucción dinámica en línea 	<ul style="list-style-type: none"> • No se tiene control sobre la optimización de energía La selección del FPGA limita el tamaño del diseño • El costo de producción aumenta con la cantidad
MCU	<ul style="list-style-type: none"> • Bajo costo • Poco consumo de energía • Permite optimizar el procesador para una aplicación determinada 	<ul style="list-style-type: none"> • Poca flexibilidad • Tamaño de memoria limitado • Suelen ser específicos del aplicación
DSP	<ul style="list-style-type: none"> • Potente capacidad computacional • Gran procesamiento de datos • Facilidad de actualización y flexibilidad 	<ul style="list-style-type: none"> • El procesamiento de señales implica mayor consumo de energía • Se pierde información en el muestreo

6.3.1 Modos de comutación

HALF-BRIDGE: Es una configuración utilizada en motores conectados en Y, tiene la ventaja de tener pocos componentes, ser de bajo costo y fácil de controlar, pero rara vez se utiliza debido a que por su naturaleza de trabajo existe una gran varia-

ción del par en el motor y los devanados se utilizan muy poco ya que la corriente atraviesa por cada uno solo $1/3$ del periodo.

FULL-BRIDGE: Se implementa en motores de tres fases conectados en Y. Requiere de seis interruptores para activar o desactivar las corrientes en los devanados en función de las señales lógicas enviadas por los sensores Hall. Esta configuración se puede utilizar mediante dos modos de conmutación: el modo de dos fases y el modo de tres fases:

Modo de conmutación de dos fases: El principio de conmutación de dos fases consiste en excitar dos devanados del motor mientras el tercero se encuentra en reposo; el orden y el instante en que se activan están determinados por la información de los sensores de posición del rotor. El puente conmuta cada que el rotor gira un ángulo eléctrico de 60° . Por lo tanto, existen seis estados magnéticos y dos devanados de fase son excitados en cada estado.

En el modo de dos fases, el interruptor superior del puente hace conducir la corriente a través de uno de los devaneados, produciendo así un par; otro par es producido por la corriente hacia atrás debido al interruptor inferior del puente. La suma de estos dos pares constituye el llamado par sintético, el cual rota un ángulo eléctrico de 60° en cada periodo de conmutación. En consecuencia el rizado de par es mucho más pequeño que en el controlador de medio puente (Hall-Bridge) puesto la dirección del par cambia seis veces en cada ciclo.

Modo de conmutación de tres fases: En el modo de conmutación de tres fases hay tres interruptores de potencia energizados en cada momento, se diferencia en el modo de dos fases en el orden en que se lleva a cabo la conmutación. Cada interruptor de potencia conduce 180° en las tres fases. El modo de tres fases incrementa aún más la utilización de los devanados al mismo tiempo que reduce el rizado de par.

C-DUMP: En algunas aplicaciones de BLDCM se requiere tener buen desempeño, bajo costo y que el arreglo tenga dimensiones pequeñas. Con el fin de cumplir estos requisitos *Walter y Stephen* propusieron un puente controlador que cuenta con características de la configuración Half-Bridge y Full-Bridge. Para construir el puente C-Dump de un BLCDM de tres fases solo es necesario utilizar cuatro interruptores. Comparado con el circuito Full-Bridge este circuito utiliza menos interruptores y menos energía para realizar la conmutación, sin embargo produce un gran rizado de par durante su operación.

PUENTE H: La característica principal del puente H, es que cada devanado es controlado de manera independiente por un puente H. La corriente del motor puede ser fácilmente controlada mediante este circuito. Además, la operación mediante *cuatro cuadrantes* también se puede realizar con este modo conmutación. Dado que se necesitan cuatro interruptores por fase, el puente H se utiliza generalmente para motores de una o dos fases.

Modo de cuatro interruptores La estructura de un circuito de conmutación de cuatro interruptores consta de un controlador *Full-Bridge* al que se le ha reemplazado un puente por dos capacitancias. El punto neutro de las dos capacitancias está conectado al devanado de la fase C. Por lo tanto, esta configuración únicamente utiliza cuatro interruptores y el sistema tiene menor costo y menos pérdidas en comparación con un controlador *Full-Bridge* tradicional. Sin embargo, el algoritmo de control se vuelve más complicado.

6.3.1.1 Transistores de Potencia

Los dispositivos semiconductores de potencia se suelen utilizar como conmutadores, aplicando señales de control a la terminal de compuerta de los tiristores, o a la base de los transistores bipolares. La salida necesaria se obtiene haciendo variar el tiempo de conducción de estos dispositivos de conmutación. Un transistor se puede operar como un interruptor. Sin embargo, la elección entre un BJT y un MOSFET en los circuitos convertidores no es obvia, aunque cada uno de ellos puede sustituir a un interruptor, siempre y cuando sus especificaciones nominales de voltaje y corriente cumplan con los requisitos de salida[43]. En la tabla 11 se mencionan algunas características de los transistores más comunes en arreglos electrónicos para motores sin escobillas.

Tabla 11: Comparación entre transistores de potencia

BJT	MOSFET	IGBT
Los transistores bipolares (BJT) de alta potencia se suelen usar en convertidores de potencia con frecuencias menores que 10 kHz y se aplican bien en capacidades hasta de 1200 [V] Y 400 [A]. La caída de voltaje de un transistor conductor está en el intervalo de 0.5 a 1.5 V. Los MOSFET se usan en convertidores de potencia y se consiguen con capacidades relativamente bajas de potencia de 1000 [V] Y 100 [A], en un intervalo de frecuencia de varias decenas de kilohertz.	Los MOSFET de potencia son dispositivos controlados por voltaje, y sólo requieren una pequeña corriente de entrada. La velocidad de conmutación es muy alta, y los tiempos de conmutación son del orden de nanosegundos. Los MOSFET de potencia están encontrando aplicaciones cada vez más numerosas en convertidores de baja potencia y alta frecuencia. Los MOSFET no tienen los problemas de fenómenos de segunda avalancha, como los Transistores de unión bipolar (BJT). Sin embargo, los MOSFET tienen problemas de descarga electrostática y requieren cuidados especiales en su manejo. Además, es relativamente difícil protegerlos en condiciones de falla por cortocircuito.	Los transistores bipolares de puerta aislada (IGBT, por sus siglas en ingles) son transistores de potencia de voltaje controlado. En forma inherente, son más rápidos que los BJT pero no tan rápidos como los MOSFET. Sin embargo, ofrecen características muy superiores de activación y de salida que las de los BJT. Los IGBT son adecuados para altos voltajes y grandes corrientes y frecuencias (hasta de 20 kHz), y se pueden conseguir en valores hasta 1700 [V] y 2400 [A].

6.4 Ruido

En la práctica, un motor de accionamiento directo produce *ruidos armónicos* que son una función de la velocidad angular del rotor (ω_R). Los motores están compuestos por un número p de pares de polos y un número m de devanados de fase. La conmutación de estos pares y devanados produce ruidos de par parásitos con las frecuencias armónicas fundamentales y superiores. $\omega_{Rp}m, \omega_{Rp}(2m), \omega_{Rp}(3m), \dots$ [45]. La cantidad de ruido de conmutación aumenta con la magnitud de la corriente en el controlador del motor. Por lo tanto, el ruido aumenta durante la aceleración de las ruedas. El ruido a bajas velocidades de rotación es de particular importancia, debido a que este puede encontrarse dentro del ancho de banda del ACS. Al especificar un conjunto de ruedas de reacción, el espectro de ruido permitido se define de acuerdo con la velocidad de la rueda y se especifica una cantidad máxima de ruido estadístico en diferentes bandas de frecuencia.

6.5 Modelo Matemático del BLDCM

6.5.1 Ecuación Diferencial

En esta sección se construye la ecuación diferencial para un BLDCM trifásico con dos polos, el estátor está conectado en Y con devanados de paso completo. El rotor tiene una estructura de polo no sobresaliente. Además se tienen tres sensores Hall colocados simétricamente a 120°

Para construir la ecuación diferencial es necesario realizar las siguientes suposiciones:

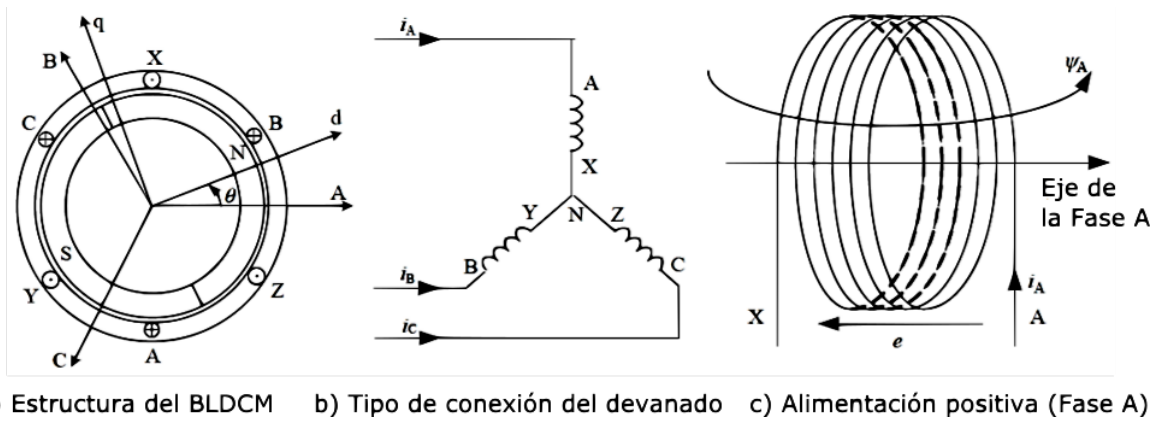
1. Ignorar la saturación del núcleo, así como la pérdida por corrientes parásitas y pérdidas por histéresis
2. Despreciar la reacción de la armadura y la distribución del campo magnético en el entrehierro, se considera que es una onda trapezoidal con una superficie plana y un ángulo eléctrico de 120°
3. Ignorar el efecto cogging y suponer que los conductores se distribuyen de forma uniforme y continua sobre la superficie de la armadura
4. Los interruptores de potencia y los diodos del circuito inversor tienen características de un interruptor ideal.

Tomando la dirección positiva mostrada en la figura 23, el voltaje de fase de cada devanado, el cual incluye la caída de tensión debido a la resistencia y la FEM inducida se puede expresar como:

$$u_x = R_x i_x + e_{\psi x} \quad (6.38)$$

Donde:

u_x – Voltaje de fase, donde el subíndice x Denota fase A, B y C;



a) Estructura del BLDCM b) Tipo de conexión del devanado c) Alimentación positiva (Fase A)

Figura 23: Diagrama esquemático del BLDCM [56].

R_x – Resistencia de fase. Para devanado trifásico; simétrico $R_A = R_B = R_C = R$

i_x – Corriente de fase;

e_{ψ_x} – FEM inducida por fase.

La FEM inducida por devanado es igual a la velocidad de cambio de flujo, Dado que la dirección positiva de la FEM inducida y el enlace de flujo definido en la figura 23 es opuesta a la de la regla de la mano derecha, la FEM inducida puede escribirse como:

$$e_{\psi_x} = \frac{d\psi_x}{dt} \quad (6.39)$$

Tomando la Fase A como ejemplo, el flujo es dado por:

$$\psi_A = L_A i_A + M_{AB} i_B + M_{AC} i_C + \psi_{pm}(\theta) \quad (6.40)$$

Donde:

$\psi_{pm}(\theta)$ – Flujo del imán permanente enlazado a la Fase A;

θ – Ángulo de posición del rotor, el ángulo entre el eje d del rotor y el eje de la fase A;

L_A – Auto inductancia de la Fase A;

M_{AB}, M_{AC} – Inductancia mutua de la Fase A con la Fase B y la Fase C.

La magnitud de $\psi_{pm}(\theta)$ depende de la distribución del campo magnético del imán permanente en el entrehierro. La componente radial de la distribución del campo magnético del imán permanente en el entrehierro como perfil trapecoidal a lo largo de la superficie interna del estátor, se muestra en la figura 24.

$$\psi_{pm}(\alpha) = N \phi_{pm}(\alpha) \quad (6.41)$$

$$\phi_{pm}(\alpha) = \int_{-\frac{\pi}{2} + \alpha}^{\frac{\pi}{2} + \alpha} B(\theta) S d\theta \quad (6.42)$$

Donde:

$\varphi_{pm}(\alpha)$ – Flujo del imán permanente de la Fase A cuando el ángulo de posición del rotor está en α ;

$B(\theta)$ – Densidad de flujo del imán permanente en el entre-hierro, el cual tiene una distribución trapezoidal a lo largo de θ ;

N – Vueltas del devanado;

S – Producto del radio del rotor y la longitud efectiva de los conductores.

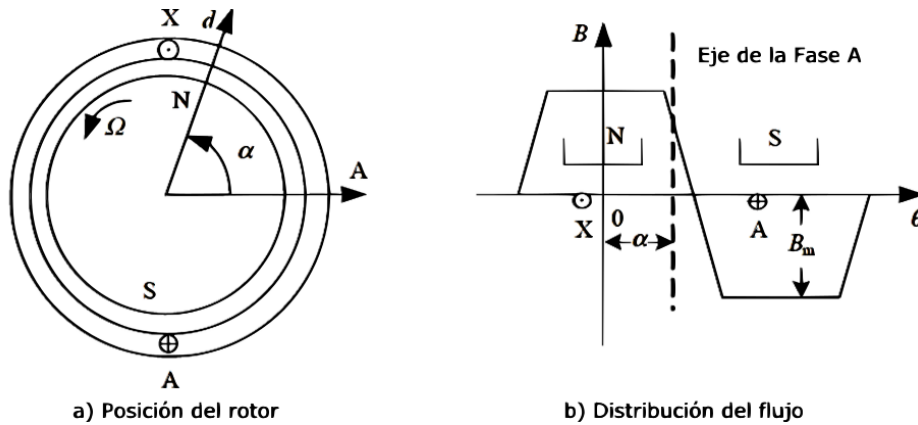


Figura 24: Flujo del imán permanente de la Fase A [56]

Sustituyendo las ecuaciones 6.39 y 6.42 en la ecuación 6.38 se obtiene:

$$u_A = Ri_A + \frac{d}{dt}(L_A i_A + M_{AB} i_B + M_{AC} i_C + \psi_{pm}) \quad (6.43)$$

$$= Ri_A + \frac{d}{dt}(L_A i_A + M_{AB} i_B + M_{AC} i_C) + \frac{d}{dt} \left[NS \int_{-\frac{\pi}{2} + \alpha}^{\frac{\pi}{2} + \alpha} B(x) dx \right] \quad (6.44)$$

$$= Ri_A + \frac{d}{dt}(L_A i_A + M_{AB} i_B + M_{AC} i_C) + e_A \quad (6.45)$$

Donde e_A representa la fuerza contraelectromotriz de la Fase A.

$$L_A = N^2 \Lambda_A \quad (6.46)$$

$$M_{AB} = N^2 \Lambda_{AB} \quad (6.47)$$

Donde:

Λ_A \doteq Permeabilidad del flujo de autoinducción en la fase A;

Λ_{AB} \doteq Permeabilidad del flujo de inductancia mutua entre la fase A y la fase B.

La permeabilidad del rotor de un motor de polo saliente es diferente en las direcciones del eje d y el eje q (ver la figura 23), por lo que la autoinductancia y la inductancia mutua del devanado cambiarían dependiendo de la posición del rotor. Pero para el caso de un motor con rotor de polos no salientes, el flujo es isotrópico en todas las direcciones. Por lo tanto, la permeabilidad del circuito magnético no es afectada por la posición del rotor, y la autoinductancia e inductancia mutua no varían con el tiempo. Además, como los devanados del estátor trifásico son simétricos, las autoinductancias serán iguales, así como la inductancia mutua. Es decir $L_A = L_B = L_C = L$, $M_{AB} = M_{BC} = M_{CB} = M_{AC} = M_{CA} = M$. Sustituyéndolos en la Ecuación 6.45, podemos obtener:

$$u_A = Ri_A + L \frac{di_A}{dt} + M \frac{di_B}{dt} + M \frac{di_C}{dt} + e_A \quad (6.48)$$

En la cual:

$$\begin{aligned} e_A &= \frac{d}{dt} \left[NS \int_{-\frac{\pi}{2} + \alpha}^{\frac{\pi}{2} + \alpha} B(\theta) d\theta \right] \\ &= NS \left[B\left(\frac{\pi}{2} + \theta\right) - B\left(-\frac{\pi}{2} + \theta\right) \right] \frac{d\theta}{dt} \\ &= NS\omega \left[B\left(\frac{\pi}{2} + \theta\right) - B\left(-\frac{\pi}{2} + \theta\right) \right] \end{aligned} \quad (6.49)$$

Donde ω es la velocidad angular eléctrica del motor

De acuerdo con la distribución de la densidad magnética en el entrehierro, como se muestra en la figura 24 (b), junto con $B(\theta)$ que tiene un periodo de 2π y $B(\theta + \pi) = -B(\theta)$, podemos obtener:

$$\begin{aligned} e_A &= NS\omega \left[B\left(\frac{\pi}{2} + \theta\right) - B\left(-\frac{\pi}{2} + \theta\right) \right] \\ &= NS\omega \left[B\left(\frac{\pi}{2} + \theta\right) - B\left(\frac{\pi}{2} + \theta + \pi - 2\pi\right) \right] \\ &= 2NS\omega B\left(\frac{\pi}{2} + \theta\right) \end{aligned} \quad (6.50)$$

Entonces, el θ dependiente de la onda de FCEM de la fase A es $\frac{\pi}{2}$ por delante de la distribución de la densidad magnética en el entrehierro, y e_A se puede expresar como:

$$e_A = 2NS\omega B_m f_A(\theta) = \omega \psi_m f_A(\theta) \quad (6.51)$$

Donde:

$B_m \doteq$ Valor máximo de la distribución de densidad del imán permanente en el entrehierro;

$\psi_m \doteq$ Valor máximo de la relación de flujo del imán permanente de cada devanado

$$\psi_m = 2NSB_m;$$

$f_A(\theta) \doteq$ Función de la forma de onda de la FCEM de la Fase A;

La función $f_A(\theta)$ tiene una distribución trapezoidal con la posición del rotor, y sus valores máximo y mínimo son respectivamente 1 y -1 . La forma de onda correspondiente y su relación de fase con $B(\theta)$ y e_A se muestra en la figura 25.

En cuanto a los devanados simétricos trifásicos, también existe:

$$f_B(\theta) = f_A(\theta - 2\pi/3), \text{ y } f_C(\theta) = f_A(\theta - 4\pi/3)$$

De la ecuación 6.49 se puede ver que e_A es una FCEM giratoria la cual es producida por el flujo del devanado generado por la rotación del rotor.

Como las corrientes de fase satisfacen:

$$i_A + i_B + i_C = 0 \quad (6.52)$$

La ecuación 6.48 se puede simplificar como:

$$u_A = Ri_A + (L - M) \frac{di_A}{dt} + e_A \quad (6.53)$$

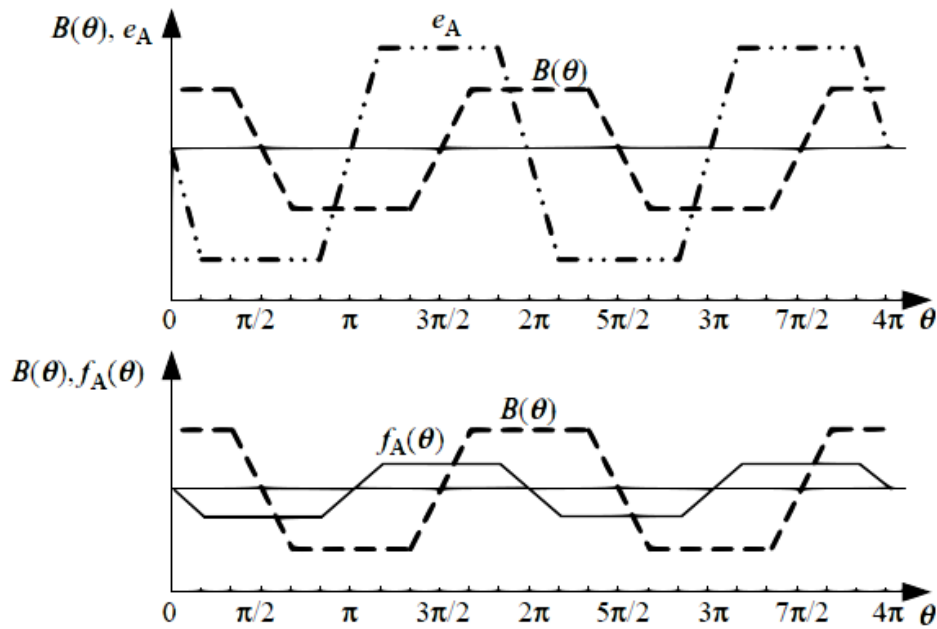


Figura 25: Relación de fase entre $B(\theta)$, e_A , y $f_A(\theta)$ [56]

Entonces, la forma matricial de la ecuación de voltaje de fase del BLDCM se puede expresar como

$$\begin{bmatrix} u_A \\ u_B \\ u_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R & 0 & 0 \\ 0 & R & 0 \\ 0 & 0 & R \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} L - M & 0 & 0 \\ 0 & L - M & 0 \\ 0 & 0 & L - M \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_A \\ i_B \\ i_C \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} e_A \\ e_B \\ e_C \end{bmatrix} \quad (6.54)$$

De acuerdo con la ecuación 6.54 el circuito equivalente del BLDCM quedaría como se muestra en la figura ??

AMBIENTE ESPACIAL

Las naves espaciales interactúan con el entorno espacial de maneras que pueden afectar su funcionamiento, así como cualquier experimento científico que se lleve a cabo desde su plataforma. El estudio de estas interacciones proporciona información sobre el entorno espacial y los efectos ambientales adversos en los componentes de la nave. Es por esto, que los diseñadores necesitan comprender los fenómenos interactivos para poder diseñar con eficacia las naves espaciales. Este capítulo se da una breve descripción del ambiente espacial, resaltando las condiciones presentes en órbitas bajas, con el fin establecer un contexto firme del ambiente de trabajo del sistema diseñado.



Mucho antes de que comenzara la era espacial, ya se sabía que el espacio no estaba vacío. Las colas de cometas, los meteoros y otros fenómenos extraterrestres demostraron la presencia de un *ambiente espacial*. Al igual que un avión opera e interactúa con la atmósfera un satélite opera e interactúa con este entorno espacial. El entorno al que está sujeto una un satélite consiste en la combinación del ambiente (típicamente una función de la órbita) y el generado por la nave misma. La combinación de estos entornos puede no ser su simple suma sino un entorno más complejo provocado por una interacción sinérgica y no lineal [21].

Aunque la densidad del gas en el espacio es inferior en magnitud a la obtenida en los mejores sistemas de vacío terrestres, el ambiente no es benigno y las naves espaciales están expuestas a una gama de peligros. El ambiente espacial puede ser por lo general perjudicial para los dispositivos COTS, una vez puestos en órbita los dispositivos experimentan condiciones de alto vacío, variaciones de temperatura extremas, y altos niveles de radiación ionizante.

FASE DE LANZAMIENTO: El lanzamiento de un vehículo espacial esta evidentemente asociado con niveles enormes de ruido. Esto repercute en la estructura del satélite contenido en la cubierta del lanzador. La secuencia de lanzamiento implica niveles altos de vibración, asociados tanto con el ruido como con la vibración estructural, niveles de aceleración de modestos a altos durante el ascenso, choque mecánico debido a la operación dispositivos pirotécnicos y separación de etapas, un ambiente térmico que difiere tanto del ambiente del laboratorio como del ambiente espacial, y para la mayoría de los vehículos, una disminución rápida de la presión ambiental [17].

RADIACIÓN SOLAR: La mayor parte de la energía de la radiación es emitida por la fotosfera, que tiene solo 200 km de espesor y, desde el punto de vista de la Tierra, se percibe ópticamente como el disco solar. Además de la radiación electromagnética, el Sol también emite material llamado viento solar. El viento solar

es una corriente de plasma neutro que consiste principalmente de protones y electrones. El efecto de radiación solar afecta principalmente a naves localizadas en órbitas altas [28].

ALTO VACÍO: La baja presión atmosférica más allá de la atmósfera neutra (100 [km] de altitud) también tiene una influencia determinante en el diseño y el funcionamiento de una nave espacial [28]. La densidad de las moléculas de aire es alta cerca de la superficie terrestre y disminuye rápidamente hacia arriba en los primeros 100 [km] inferiores de la atmósfera, después disminuye lentamente por arriba de los 500 [km] [26], a esta altura la presión barométrica tiene un valor aproximado de 10^{-7} [Pa], y a la distancia de una órbita geoestacionaria ya ha convergido al valor del espacio interestelar, aprox. 10^{-15} [Pa] [28].

En este contexto de baja densidad atmosférica ocurre un conjunto de mecanismos y/o procesos físicos de los cuales se resaltan los siguientes:

- Desgasificación/sublimación
- Falta de convección natural
- Cambio de las propiedades de los materiales, como la resistencia mecánica y la vida útil/fatiga del material
- Soldadura en frío

Desgasificación: Debido a la baja presión ambiental, el gas absorbido y el vapor de agua escapan de los materiales. La sublimación describe el proceso de evaporación de átomos / moléculas de la superficie tan pronto como la presión ambiente alcanza y/o cae por debajo de la presión específica de vapor del material. El término genérico de *desgasificación* (Outgassing como se conoce en inglés) se refiere a gases o partículas que escapan de la superficie de un material. La tasa de desgasificación aumenta con la temperatura ambiente. Implica pérdida de masa y un cambio en las propiedades superficiales de los materiales en cuestión. Sin embargo, no significa necesariamente que se presenten problemas estructurales por desgasificación. Los siguientes materiales en particular tienden a desgasificar: Agua, solventes, aditivos y materiales monoméricos no curados [28].

Los productos de desgasificación representan un peligro para los componentes sensibles: instrumentos ópticos, recubrimientos térmicos y dispositivos de alto voltaje. Los lubricantes tradicionales utilizados en la Tierra no son adecuados para aplicaciones espaciales ya que generalmente poseen una alta presión de vapor específica y a menudo están fabricados a base de gases o agua. Como alternativa, se aplican revestimientos de grafito o *disulfuro de molibdeno* (MoS_2) [28][41].

Los materiales que son utilizados en ambientes de alto vacío o en aplicaciones espaciales requieren ser sometidos a pruebas de desgasificación, estos se seleccionarán en función de los bajos criterios de desgasificación y deben tener en cuenta la ubicación de la fuente de desgasificación y su masa[2]. un ejemplo es la prueba acordada con *ASTM Standard Test Method for Total Mass Loss and Collected Volatile Condensable*

Materials from Outgassing in a Vacuum Environment (E 595-93) o su equivalente de la Agencia Espacial Europea (ESA) *A thermal cycling test for the screening of space materials and processes (ECSS-Q-70-02a)*.

Para realizar la prueba los materiales son sometidos a un clima controlado para que realicen la absorción de agua, posteriormente estos son sometidos a vacío térmico (125°C por 24 h). Finalmente son sometidos de nuevo a un clima controlado. En la cámara de enfriamiento por vacío se colocan placas colectoras directamente sobre los materiales, estas placas coleccionan algunos de los productos de gasificación. Con esta prueba las propiedades de gasificación pueden ser determinadas por los siguientes parámetros:

CVCM *Collected Volatile Condensable Material*. Es la ganancia de masa de las placas colectoras dividida por la masa inicial del material.

RML *Recovered Mass Loss*. Es la diferencia entre la masa inicial y la masa después del reacondicionamiento (indica la cantidad de productos que no son agua)

TML *Total Mass Loss*. Es la diferencia de masa de antes y después de la prueba de vacío, (muestra la cantidad de todos los productos de desgasificación como porcentaje de la masa inicial)

WVR *Water Vapour Regained*. Es la cantidad de absorción de agua después de la prueba de vacío.

El requisito general para la prueba de desgasificación de materiales según ECSS-Q-70 son valores de RML <1.0% y CVCM <0.1%. Los límites de aceptación pueden ser más estrictos si los materiales en cuestión se usan en áreas críticas. La liberación de vapor de agua (WVR) puede calcularse de la siguiente manera: $WVR = TML - RML$. Los datos TML para materiales absorbentes de agua tales como poliamidas, poliimidias y poliuretanos a menudo están por encima del 1,0%. La absorción de agua es en la mayoría de los casos reversible y puede controlarse purgando hardware crítico con gases secos. A menudo, la absorción de agua de los materiales no es dañina con respecto a la contaminación de componentes.[2].

Tanto La Agencia espacial Europea (ESA) como la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA) han creado bases de datos virtuales donde recopilan los resultados de las pruebas de gasificación de numerosos materiales. Estas pueden ser consultadas en las ligas: <http://esmat.esa.int/materialframe.html> y <https://outgassing.nasa.gov/> respectivamente.

Muchas partes de COTS contienen materiales plásticos los cuales pueden gasificar en el vacío, estos no se pueden volar, o necesitan alguna encapsulación antes de que puedan hacerlo. Sin embargo, el plástico utilizado para encapsular circuitos integrados es generalmente estable bajo condiciones de vacío, y hasta la fecha no se han presentado problemas debido al uso de estas piezas de plástico encapsuladas a pesar de su uso común. No obstante, antes del vuelo se debe tener cuidado de almacenar estas partes bajo condiciones de temperatura y humedad controladas, para en particular evitar la entrada de agua. Se cree que la encapsulación plástica

aumenta el riesgo de daño por descarga electrostática (ESD, por sus siglas en inglés) particularmente en órbitas altas tales como la órbita geoestacionaria. Sin embargo, este efecto es insignificante en naves espaciales pequeñas que se encuentran en órbitas bajas (LEO) [17].

Un efecto singular debido al vacío es la soldadura en frío, la cual consiste en que dos piezas metálicas que se encuentran cerca unas de otras pueden soldarse juntas debido al escape, en forma de gas, de la capa de grasas u otros componentes existentes en la superficie del material. Particularmente con las piezas móviles, este efecto se considera crítico.

OXÍGENO ATÓMICO: El oxígeno atómico presente de las órbitas terrestres bajas (LEO), no sólo puede erosionar las superficies externas de los polímeros en las naves espaciales, sino que puede causar la degradación en las superficies de los componentes internos donde existen aberturas al ambiente espacial. Puede ser que las superficies internas no tengan una exposición directa al flujo de oxígeno atómico. Sin embargo, el impacto disperso puede generar efectos graves de degradación en componentes muy reactivos. Los efectos del oxígeno atómico en las superficies de las naves de órbita baja es un problema significativo que puede tener consecuencias nefastas sobre la durabilidad de las naves, como resultado se han hecho considerables esfuerzos por prevenir o minimizar la degradación de los materiales debido al ataque directo del oxígeno atómico.

El oxígeno viene en varias formas diferentes. El oxígeno que respiramos es llamado O_2 , es decir, se compone de dos átomos de oxígeno. El O_3 es el ozono, tal como se presenta en la atmósfera superior de la tierra, y el O (un átomo), es conocido como oxígeno atómico. El oxígeno atómico no puede existir por mucho tiempo en la superficie de la tierra, sin embargo en el espacio la radiación ultravioleta provoca que las moléculas de O_2 se rompan fácilmente y creen oxígeno atómico.

Durante primeras misiones espaciales se reportó que algunos materiales de las naves espaciales lucían como si tuvieran escarcha por que en realidad estaban erosionados y texturizados, el oxígeno atómico reacciona con los materiales orgánicos y los daña gradualmente. Cuando los ingenieros diseñaron los paneles solares para la Estación Espacial Internacional (ISS) tenían la preocupación de que las mantas de los paneles, las cuales están hechas de polímeros, se erosionarían rápidamente debido al oxígeno atómico. La NASA solucionó el problema diseñando un recubrimiento de película delgada para los paneles solares, que era inmune a la reacción del con oxígeno atómico, un ejemplo es el óxido de silicio, o vidrio el cual ya ha sido oxidado (SiO_2). el recubrimiento de SiO_2 es muy delgado, transparente y flexible, se adhiere a los polímeros de los paneles protegiéndolos de la erosión, sin sacrificar ninguna de las propiedades térmicas [55]. No obstante el oxígeno atómico puede ocasionar que compuestos de óxido cambien significativamente sus propiedades, por ejemplo es el caso del disulfuro de molibdeno (MoS_2), el cual es un lubricante que puede oxidarse y crear un óxido abrasivo. También pueden ocurrir cambios de dimensionamiento debido al agrietamiento en la formación de una capa superficial de óxido en la silicona, y desprendimientos en el caso de la oxidación de la plata [17].

TRANSFERENCIA DE CALOR: Debido a la densidad extremadamente baja de partículas en espacio, el proceso de convección juega un papel bastante insignificante. El equilibrio de calor entre el satélite y el entorno espacial tiene lugar casi exclusivamente por calor radiante. La energía térmica se intercambia internamente por radiación y conducción. Este es un desafío importante para el diseño del sistema de control de temperatura (SCT), particularmente para naves espaciales que tienen que disipar el calor excesivo [28].

La mayoría de los componentes COTS solo están calificadas para operar en un intervalo de temperatura de 0° a 70°C , por lo que se debe tener especial cuidado con el diseño térmico de la nave espacial. Prácticamente todos los satélites pequeños utilizan alguna técnica de control térmico pasivo para mantener las temperaturas internas en niveles moderados. ($10\text{-}30^{\circ}\text{C}$) con variaciones de temperatura interiores mantenidas a unos pocos grados Celsius por órbita con el fin de reducir el estrés térmico. Los sistemas externos experimentan ciclos térmicos mayores durante una órbita, las variaciones del orden de $50 - 100^{\circ}\text{C}$ no son raras [17].

PARTÍCULAS DE ALTA ENERGÍA: Las partículas de alta energía con energías en el rango MeV golpean al satélite a alta velocidad y producen perturbaciones y peligros significativos. La densidad del flujo de partículas y sus efectos se consideran al principio de la fase de diseño.

Los electrones y protones provenientes del viento solar de alta energía son capturados por el campo magnético de la Tierra y se concentran en los cinturones de radiación (cinturones de Van Allen). El cinturón de radiación interno alcanza el punto más cercano a la superficie de la Tierra (alrededor de 500 km) en el área del Atlántico Sur debido a que el campo magnético de la Tierra se inclina y se desplaza con relación a su eje de rotación. Esto se conoce como la anomalía del Atlántico Sur (AAS) y Domina las dosis de partículas de alta energía para naves en órbitas LEO con inclinaciones bajas.

Las partículas que se originan en los cinturones de radiación provocan la degradación de componentes electrónicos, celdas solares y materiales; son responsables de la carga eléctrica y los llamados Efectos de Evento Único (SEEs, por sus siglas en inglés). La carga electrostática del satélite es causada ya sea por colisión y *adherencia* de partículas de plasma cargadas de alta energía (usualmente electrones) en la superficie externa (carga superficial) o por la acumulación de partículas de alta energía en materiales dieléctricos (aislamiento de cables, placas de circuitos) dentro de la nave (carga dieléctrica profunda). El último fenómeno en particular puede tener consecuencias dramáticas ya que los efectos de descarga resultantes pueden darse a través de circuitos electrónicos. Los fenómenos de evento único son causados por colisiones individuales de partículas de muy alta energía tales como iones pesados, protones o neutrones que se originan de la radiación de partículas cósmicas o erupciones solares. Incluso los protones del cinturón de radiación interno pueden causar fenómenos de eventos únicos al producir partículas energéticas pesadas al impactar. Estos fenómenos son una amenaza grave para los componentes electrónicos [28].

Los dispositivos COTS son especialmente susceptibles a los perjudiciales efectos del ambiente de radiación ionizante encontrado en el espacio. Así que se debe tener especial atención durante el diseño de sistemas basados en COTS con el fin de hacer frente a los efectos de la *Dosis Total Resultante* (TDEs, por sus siglas en inglés).

Los Rayos Cósmicos originados en el espacio profundo comprenden protones y iones pesados con muy altas energías (del orden de GeV). Los satélites en órbitas altas están prácticamente totalmente expuestos a los Rayos Cósmicos, pero los satélites en órbitas LEO reciben un cierto blindaje por parte de la Tierra y su campo magnético. En todo caso el flujo de rayos cósmicos es relativamente bajo y no constituyen una fuente seria de radiación. Sin embargo un ion pesado pequeño es muy eficaz para causar un SEE [17]. La dosis total de radiación tolerada por los COTS varía ampliamente. Algunas Partes fallan a menos de 5 Krad (Si) de dosis total.

MICROMETEORITOS Y BASURA ESPACIAL: Existen partículas sólidas presentes en el espacio interplanetario así como dentro de la órbita de la tierra, estos objetos pueden ser naturales (Micrometeoritos, asteroides, polvo) o artificiales (partes de naves, herramientas, partículas de pintura), también llamados desechos o basura espacial. Las posibilidades de que una nave espacial sea golpeada por un objeto natural son bastante pequeñas. Sin embargo, los objetos artificiales, especialmente los objetos pequeños no rastreables, imponen una amenaza mucho mayor porque su número es muy alto.

Actualmente se dedican grandes esfuerzos al desarrollo de mecanismos de blindaje de múltiples capas, que se basan en la fragmentación de objetos impactantes y la conversión de energía cinética en energía térmica [28].

En la figura 26 se muestra un esquema del ambiente espacial, y como este tiene influencia en función de la altura orbital.

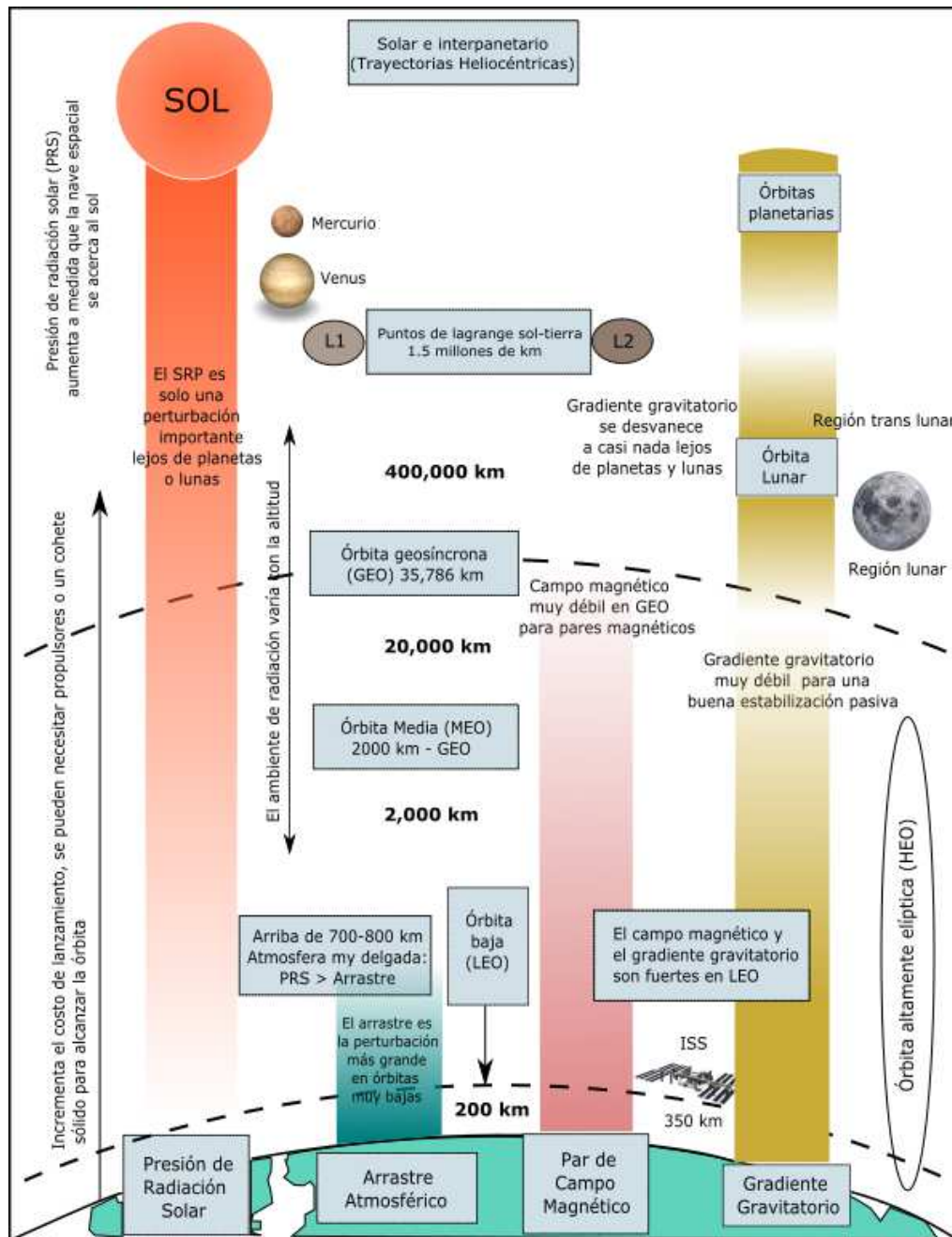


Figura 26: Ambiente Espacial en función de la altura[24]

ENTORNO MECÁNICO

En casi todos los sistemas mecánicos las partes móviles se deslizan a lo largo de partes estacionarias, generando fricción y pérdidas de energía no deseadas. En este capítulo se abordan temas relacionados con el entorno mecánico de los mecanismos satelitales, sus requerimientos e internases físicas y eléctricas. El capítulo comienza haciendo mención de los vehículos de lanzamiento y como estos afectan a los componentes internos del satélite. A continuación, se describen los mecanismos satelitales y su clasificación, de la cual se destacan los dispositivos de disparo único y los de funcionamiento continuo o intermitente. El capítulo contiene una sección especial destinada a los cojinetes, los cuales son dispositivos esenciales en cualquier mecanismo de funcionamiento continuo. Se hace especial énfasis en los cojinetes magnéticos y los de joya, los cuales estos últimos tienen características especiales que los hacen idóneos para su uso en micromecanismos y ambientes agresivos tales como el entorno espacial.



8.1 Vehículos de lanzamiento

Una vez en órbita los satelitales experimentan condiciones de microgravedad, la cual impone relativamente poco esfuerzo mecánico en la estructura y los mecanismos de la nave. Sin embargo, el acto de poner en órbita al satélite mediante un *Vehículo de lanzamiento* (ej. un cohete) genera cargas bastante severas en su estructura, no solo por la aceleración del vehículo, sino también por las vibraciones asociadas y las cargas acústicas [27].

Los vehículos de lanzamiento se pueden dividir, de manera general, en dos tipos: vehículos de lanzamiento desechables (ELV, por sus siglas en inglés) en donde el cohete se utiliza una sola vez y vehículos de lanzamiento reutilizables (RLV, por sus siglas en inglés), en donde las partes pueden ser utilizadas varias veces. Actualmente es posible *comprar capacidad* de lanzamiento en los siguientes países: Europa, EUA, Japón, India, China, Brasil, Israel y CEI [54]. Una lista de vehículos de lanzamiento desechables y reutilizables puede ser revisada en la referencia [13].

Los vehículos de lanzamiento cuentan con un *manual de usuario* con el propósito de proporcionar información *al usuario potencial*. En general, contiene información sobre el rendimiento, el entorno y las interfaces, define las restricciones de diseño y operación de la nave espacial impuestas por el vehículo de lanzamiento. También describe las operaciones de lanzamiento y el procedimiento de documentación. De manera general todo manual de usuario contiene los siguientes capítulos y apéndices:

- Introducción

- Características generales y descripción del vehículo
- Condiciones ambientales
- Diseño de la nave espacial e información del dimensionamiento
- Interfaz mecánica
- Interfaz eléctrica y radioeléctrica
- Operaciones de lanzamiento
- Espectro de respuesta de choque y espectro de vibraciones
- Dibujos de interfaces mecánicas y eléctricas

8.2 Mecanismos Satelitales

El efecto de la falla de un mecanismo satelital puede ir de grave a catastrófico si es que ocurre. Los requerimientos aplicables a los mecanismos cubren diversas áreas, desde la definición de las funciones del mecanismo hasta sus interfaces e interacciones con otros elementos. Desde el punto de vista de funcionamiento los mecanismos satelitales se pueden dividir en dos amplias categorías:

- Dispositivos de disparo único: Los cuales son mecanismos que necesitan funcionar solo una vez durante toda la misión (ej. mecanismos de despliegue de antenas o paneles solares)
- Dispositivos de funcionamiento continuo/intermitente: Incluye todos aquellos mecanismos que requieren funcionar continuamente (ej. ruedas de reacción) o de manera intermitente durante toda la vida del satélite. (ej. mecanismos de apuntamiento de antenas)

8.2.1 *Requerimientos de los mecanismos espaciales*

Los mecanismos deben diseñarse asegurando que su función logre rendimientos que cumplan con el nivel de requisitos y especificaciones de los sistemas a los que pertenecen. Esto significa que los parámetros de las características de tipo mecánico (ej. la exactitud de los mecanismos de apuntamiento o el momento de las ruedas de reacción) deben ser especificados (con sus tolerancias) al igual que los parámetros eléctricos como el consumo de energía y las interfaces físicas y eléctricas de los mecanismos, las cuales pueden influir en las especificaciones del montaje mecánico. Durante el funcionamiento de los mecanismos es común que las partes móviles, debido a su inercia y aceleraciones, produzcan reacciones o momentos en sus soportes. En algunos casos estas cargas son generadas intencionalmente para cumplir las funciones del mecanismo (ej. ruedas de reacción), pero en otras ocasiones no son deseables. Por ejemplo, las partes móviles, debido a las tolerancias de fabricación, tienen ligeros desequilibrios que pueden producir perturbaciones mecánicas (ej. microvibraciones) que se transmiten a través de la estructura del satélite.

Cierto tipo de instrumentos espaciales o cargas útiles (ej. cámaras de alta resolución, telescopios e interferómetros) tienen requisitos de estabilidad muy estrictos, y por lo tanto las microvibraciones producidas por los mecanismos a bordo deben ser controladas y minimizadas siempre que sea posible. [17].

Durante la fase de ascenso, los vehículos de lanzamiento experimentan una o más etapas de separación logradas a través de dispositivos pirotécnicos que pueden transmitir cargas de choque bastante severas al satélite, por lo tanto los satélites deben ser diseñados para ser mecánicamente robustos, no solo en su estructura, sino que también los componentes eléctricos deben ser montados de forma robusta, por ejemplo los dispositivos no deben ser montados demasiado alto de la tarjeta de circuito impreso (PCB) y los dispositivos pesados (grandes capacitores, cristales, etc.) deben de tener apoyo adicional en términos de correas para mantenerlos en su lugar. Los plásticos (probados al vacío), recubrimientos y espumas también pueden desempeñar un papel útil en proporcionar apoyo mecánico adicional. El caucho de silicona RTV (silicone RTV rubber) es útil para dar apoyo a conexiones cableadas al PCB. Otro factor que hay que considerar cuidadosamente es la *Resonancia Mecánica*. Los satélites pequeños suelen caer en el rango de masa que los lleva a tener frecuencias resonantes del orden de unas pocas decenas de hertz. Este es justo el rango de frecuencia donde los cohetes producen grandes energías vibracionales, y así los mecanismos satelitales pueden experimentar una amplificación significativa (o Factor Q) de las cargas impartidas. Así mismo, la estructura mecánica no debe ser demasiado rígida y debe incluir mecanismos para amortiguar vibraciones y disipar la energía [54].

En el diseño de mecanismos, incluyendo la selección de materiales, las dimensiones estructurales y el dimensionamiento de los componentes mecánicos y eléctricos se debe seguir una buena práctica de diseño y cumplir con el conjunto de normas y/o requisitos acordados entre la organización desarrolladora y el cliente. Por ejemplo ESA ha emitido un estándar llamado *ECSS-E-ST-33-01C* que contiene requerimientos y reglas de diseño basadas en años de experiencia en el desarrollo de mecanismos espaciales[14].

8.2.2 Dispositivos de disparo único

Su función típica es cambiar la configuración estructural de la nave o de alguna de sus partes. Estos cambios pueden ser eventos *dramáticos* (ej. etapas de separación, despliegue de paneles solares) o eventos relativamente menores (ej. despliegue de una pequeña antena). Sin embargo, en todos los casos estos dispositivos comparten en común la característica de restringir alguno de sus elementos mediante algún mecanismo de sujeción para posteriormente *liberarlo*, permitiendo así su movimiento relativo con las demás partes. En la mayoría de los sistemas es posible clasificar dos *funciones de liberación* realizadas por dos(o más) dispositivos diferentes[17]:

La *primer función* es contener firmemente (sujetar) una o más partes del mecanismo durante todo el tiempo hasta el momento en el que el sistema es *disparado*. La actuación es realizada normalmente mediante dispositivos pirotécnicos (ej. pernos

pirotécnicos) o mediante dispositivos de bajo impacto (ej. materiales con memoria de forma). La pirotecnia ha sido, y siguen siendo, el elemento principal con el cual se liberan mecanismos espaciales, esto debido a que es muy eficiente energéticamente (mayor a 10 kJ/g), opera rápidamente (menos de 10 m/s), y cuando esta bien diseñada es muy confiable. La pirotecnia espacial siempre tiene dos iniciadores para cada carga y circuitos de disparo totalmente redundantes. La presión generada por la combustión es usada para operar un dispositivo mecánico simple tales como un pin-puller, pin-pusher, cortador de cable o un actuador de válvula. Ellos pueden ser utilizados solo una vez y después son desechados. La pirotecnia está de hecho prohibida en algunas naves espaciales (naves con elementos delicados de óptica), y los materiales con memoria de forma o los cortadores de filamento caliente son a menudo utilizados como alternativa.

La segunda función es ejecutar algún movimiento determinado (ej. despliegue) de alguna parte particular de un mecanismo. Se utilizan normalmente, para realizar esta tarea, actuadores con algún tipo de almacenamiento de energía potencial (ej. resortes) con el fin de utilizar esta energía durante la liberación/despliegue. Es importante considerar que la liberación de energía elástica almacenada en resortes es un fenómeno repentino y las partes móviles pueden adquirir grandes cantidades de energía cinética. Por lo tanto, dispositivos de amortiguamiento deben ser incluidos a menudo.

8.2.3 *Dispositivos de funcionamiento continuo/intermitente*

Incluyen una gran variedad de dispositivos, pero en términos de mecanismos espaciales es conveniente dividir esta categoría en dos:

- Mecanismos que operan a lo largo de la vida del satélite: Tal como ruedas de reacción, controladores de paneles solares, escáneres de horizonte, etc.
- Mecanismos que operan bajo demanda: Tales como mecanismos de apuntamiento de antenas, apéndices retráctiles, etc.

A diferencia de los dispositivos de disparo único, las partes móviles que componen los dispositivos de funcionamiento continuo/intermitente se mueven relativas a otras de manera constante, y para facilitar este movimiento y proteger las superficies en contra del daño, el desgaste y el deterioro es necesario introducir materiales (lubricantes) o dispositivos (cojinetes) entre estas partes con movimiento relativo.

LUBRICACIÓN: Los lubricantes pueden ser sólidos (secos), líquidos (húmedos) o en una categoría intermedia (grasas); incluso una película de gas tiene aplicaciones importantes. Los lubricantes sólidos se usan a menudo para reducir la fricción seca, pero se debe tener en cuenta que no tienen buena transferencia de calor. Las grasas y ceras se usan ampliamente para cojinetes ligeros, al igual que los lubricantes sólidos como el grafito.

Para aplicaciones espaciales las opciones de lubricantes sólidos son esencialmente tres [17]:

- ◆ Dicalcogenuros, donde el disulfuro de molibdeno MoS_2 es el más útil. Rinde mejor en el vacío que en el aire debido a que se degrada en presencia de agua

- ◆ Lubricantes sólidos compuestos basados en polímeros cargados con disulfuro de molibdeno o Politetrafluoroetileno (PTFE)
- ◆ Metales blandos en donde el plomo y el oro son los más efectivos

Los lubricantes líquidos son utilizados en cantidades mucho mayores en la industria y el transporte ya que poseen varias ventajas sobre los lubricantes sólidos entre las que se encuentran: la formación de películas hidrodinámicas y la transferencia de calor por efecto de convección. Sin embargo, en aplicaciones espaciales los lubricantes líquidos son propensos a gasificar en presencia del vacío espacial (si no se encuentran en un ambiente hermético) lo que provoca un deterioro de las partes involucradas. Además, al gasificar los lubricantes pueden adherirse a componentes delicados tales como lentes o espejos de cámaras, lo que sería muy perjudicial para la misión en curso. No obstante, debido a que poseen buenas propiedades térmicas y producen bajo ruido mecánico en comparación a los lubricantes secos, se opta por utilizarlos tomando en cuenta las medidas pertinentes.

En la práctica los dos tipos de lubricantes húmedos utilizados hoy en día en aplicaciones espaciales son[17]:

- ◆ Hidrocarburos sintéticos, son esencialmente cicloalquenos alquilados múltiples (MACs, por sus siglas en inglés)
- ◆ Perfluoropoliéteres (PFPE)

8.3 Cojinetes

Los cojinetes son componentes esenciales en una gran variedad de mecanismos espaciales y su desempeño depende críticamente de su tribología y la selección de sus materiales. La velocidad, carga, rotación inversa, tipo de jaula, y lubricación tanto húmeda como seca ejercen importantes influencias en este elemento.

Los cojinetes se clasifican de manera general por la dirección de la carga que soporta su eje. Esta carga se suele dividir, por conveniencia, en componentes radiales y axiales. La componente axial (también denominada carga de empuje) está en la dirección paralela al eje, mientras que la componente de carga radial está en la dirección normal al eje. Por lo tanto, los cojinetes suelen denominarse como cojinetes radiales y cojinetes axiales o de empuje [20]. Ciertos cojinetes, tales como los cojinetes de rodillos, los cónicos y los de bolas angulares pueden soportar tanto fuerzas radiales como de empuje. Una subclasificación de los cojinetes se basa en su naturaleza de *contacto*, varias invenciones de ingeniería importantes en términos de cojinetes han hecho posible operar exitosamente ejes con mucha carga y/o alta velocidad. En la tabla 12 se explica algunas características de los cojinetes más comunes y su tipo de contacto [20].

Siempre que la carga en el cojinete sea ligera y la velocidad del eje sea baja, el desgaste no es un problema crítico y un cojinete liso o un plano-deslizador lubricado por una capa muy fina de aceite puede ser adecuado. Sin embargo, en maquinaria pesada, –es decir, rodamientos que funcionan durante largos periodos de tiempo

Tabla 12: Características de los cojinetes

Nombre	Características	Ventajas/Desventajas
Cojinete liso o chumacera	Es el cojinete más simple, se basa en la capacidad de deslizamiento entre dos superficies, ya sea por el bajo coeficiente de fricción entre ellas o por la presencia de algún lubricante.	Su eficiencia está determinada por la capacidad de reducir, en lo posible, la fricción existente entre los elementos en contacto, mediante una adecuada selección de materiales y lubricantes.
Cojinete de elementos rodantes	También llamados <i>rodamientos</i> se caracterizan por el movimiento rotacional de sus partes, tales como los cojinetes de bolas o de elementos cilíndricos.	La ventaja del movimiento rotacional es que implica mucho menos fricción y desgaste, en comparación con el movimiento de deslizamiento de los cojinetes lisos.
Cojinete hidrodinámico	Es un cojinete de deslizamiento en donde el plano de deslizamiento flota sobre una fina película de lubricación. La onda de presión en la película se genera por acción hidrodinámica debido a la rápida rotación del cojinete	Tiene como desventaja que necesita una velocidad mínima para generar la película de fluido, desgaste severo durante el arranque, es dependiente de un suministro constante de lubricante y tiene una baja rigidez al desplazamiento radial del eje, lo que descarta su uso en máquinas de precisión.
Cojinete hidroestático	El fluido de lubricación se inyecta a alta presión, el cual soporta las cargas y separa las superficies de deslizamiento, evitando así una alta fricción y desgaste.	Tiene la ventaja de mantener las superficies separadas durante el arranque y paro de la máquina. Sin embargo son más costosos que los cojinetes hidrodinámicos.
Cojinete electromagnético	Se utiliza una fuerza magnética para soportar la carga en el cojinete, la capacidad de carga de los cojinetes es generada por el campo magnético entre los laminadores giratorios y los polos del estátor.	La ventaja es que no hay contacto entre las superficies deslizantes, por lo que el desgaste se evita completamente mientras haya levitación magnética. Sin embargo, son los más costosos de los cojinetes sin contacto.

bajo carga pesada (con relación a la zona de contacto) y a altas velocidades— se deben seleccionar mejores cojinetes para evitar tasas de desgaste excesivas y alcanzar una vida de cojinete aceptable. Los cojinetes lisos también se utilizan comúnmente en el espacio pero casi exclusivamente para sistemas de disparo único, y son siempre lubricados en seco [17].

COJINETES PARA APLICACIONES DE PRECISIÓN: Los cojinetes de alta precisión son necesarios para aplicaciones donde el eje (denominado husillo en las máquinas herramienta) trabaje con un desplazamiento radial o axial extremadamente bajo. Los rodamientos de bolas son ampliamente utilizados en aplicaciones de precisión porque en la mayoría de los casos proporcionan una precisión adecuada a un costo razonable. Esta precisión se clasifica por la tolerancia máxima permitida de la desviación del husillo. Los fabricantes de rodamientos utilizan varias categorías para designar la tolerancia de un rodamiento, pero las tres más comunes se muestran en la tabla 13.

Tabla 13: Categoría de precisión para rodamientos [20]

Categoría	Desviación Máxima (μm)
1.- Rodamientos de alta precisión	2.0
2.- Rodamientos de precisión especial	1.0
3.-Rodamientos de ultraprecisión	0.5

La utilización de rodamientos de bolas aparentemente sencillos en mecanismos espaciales puede considerarse como una aplicación directa. Sin embargo, ha llevado más de treinta años de investigación y más de dos millones de horas de pruebas en vacío el llegar al conocimiento que se tiene actualmente, y aún queda más por aprender. La advertencia es nunca usar un rodamiento de bolas en un mecanismo espacial sin la guía de un experto en tribología espacial [17].

8.3.1 *Cojinetes magnéticos*

En dispositivos de *funcionamiento continuo* tales como las ruedas de reacción, las pérdidas mecánicas generadas por los cojinetes mecánicos reducen en gran medida el rendimiento general del sistema. A fin de reducir el impacto en el sistema, la integración de rodamientos magnéticos se considera con frecuencia como una solución válida. El diseño simple de los *cojinetes magnéticos pasivos* (PMB, por sus siglas en inglés) y su seguridad inherente los convierten en los candidatos idóneos para este tipo de aplicaciones [17].

Un cojinete magnético se define como un sistema de elementos mecánicos, electrónicos y electromecánicos dispuestos para producir levitación y posicionamiento de un cuerpo por fuerzas magnéticas de una manera totalmente sin contacto. Los términos *cojinete magnético* y *suspensión magnética* se utilizan usualmente como sinónimos. Los cojinetes magnéticos al no tener contacto giran sin fricción, tienen vidas prácticamente ilimitadas y no requieren lubricación; por estas y otras propiedades únicas son ideales para su uso en mecanismos espaciales, donde la alta precisión y el funcionamiento fiable bajo condiciones de vacío durante periodos de tiempo muy largos son los requisitos principales[44]. Las ventajas de los cojinetes magnéticos se enlistan a continuación:

- Son libres de cualquier tipo de lubricación, por lo tanto tienen compatibilidad con el vacío.
- Vida ilimitada debido a la ausencia de abrasión y desgaste.
- Alta fiabilidad solo utilizando redundancia electrónica
- Bajo ruido rotacional
- Pérdidas rotacionales muy bajas, prácticamente independientes de la temperatura

- Se pueden ajustar las propiedades de rigidez de manera electrónica
- El elemento soportado puede ser micro-posicionado eléctricamente

8.3.1.1 *La levitación magnética*

La idea de dejar un cuerpo flotar sin ningún contacto mediante el uso de fuerzas magnéticas es un viejo sueño de la humanidad. Ya en 1842, Earnshaw declaró que es **imposible** levitar de forma estable cualquier arreglo estático de imanes si solo se utilizan campos magnéticos fijos y la gravedad. El teorema de *Earnshaw* puede ser visto como una consecuencia de las ecuaciones de Maxwell, que no permiten que la magnitud de un campo magnético en un espacio libre posea un máximo, como se requiere para un equilibrio estable. En 1939, cuando ya existía un interés real por las aplicaciones técnicas de los cojinetes magnéticos, *Braunbeck* proporcionó de forma independiente más información sobre este fenómeno.

La levitación magnética tiene dos principales campos de aplicación: sistemas de transporte y cojinetes para rotor. La primera aplicación es la más conocida por la gente debido a los vehículos de levitación magnética (*Maglev*, Por sus siglas en inglés). Sin embargo, los cojinetes de rotor están mucho mejor establecidos en aplicaciones reales. Los cojinetes para rotor han acumulado más de tres décadas de aplicaciones industriales reales en campos muy variados que van desde el vacío y la tecnología espacial hasta el mecanizado, bombas y turbinas[48].

De acuerdo con Hollis, Salcudean y Allan se propone llamar al objeto levitado *flotor* ya que no es necesariamente un rotor. La siguiente definición empírica es propuesta: *La levitación magnética es un estado flotante estable sin ningún contacto mecánico, donde las fuerzas gravitatorias son equilibradas únicamente por fuerzas magnéticas*. La posición del flotor tiene que permanecer estable cuando está sujeto a fuerzas de perturbación *razonables*. La levitación libre de contacto debe tener lugar para todos los grados de libertad del cuerpo rígido [6].

Una forma de lograr la estabilización en un campo magnético permanente es mediante materiales diamagnéticos, que responden a campos magnéticos con una leve repulsión. Los materiales diamagnéticos son conocidos por *burlar* el teorema de Earnshaw, ya que su susceptibilidad negativa resulta en la exigencia de un mínimo en lugar de un máximo en la magnitud del campo. Por lo tanto, la levitación estable de un imán se puede lograr usando el diamagnetismo débil de materiales que normalmente se perciben como no magnéticos¹. Hasta ahora, sin embargo, las fuerzas magnéticas producidas diamagnéticamente han sido demasiado pequeñas para ser de interés técnico.

En la mayoría de las aplicaciones espaciales los cojinetes magnéticos son utilizados para posicionar un rotor con respecto a un estátor. Como se vio en el capítulo 4, el posicionamiento completo de un cuerpo en el espacio requiere el control de seis grados de libertad (GDL). En mecanismos rotatorios tales como las ruedas de reacción un grado de libertad rotacional es controlado por un motor, y se excluye de

¹ Incluso los dedos humanos pueden mantener a un imán flotando en el aire sin tocarlo.

la función del cojinete. Es decir, cualquier mecanismo de suspensión magnética de un rotor debe por lo tanto proporcionar el control de cinco grados de libertad [44].

En ocasiones se hace una distinción entre suspensión magnética (referente a sistemas basados en fuerzas magnéticas atractivas) y levitación magnética (referente a sistemas basados en fuerzas repulsivas). Existen numerosas variaciones de diseño para generar fuerzas de campo para soportar o suspender un cuerpo sin ningún contacto. Sin embargo, cuando un cuerpo no puede *flotar* de manera libre y estable en los seis GDL, se puede por lo menos hacerlo flotar en algunos de ellos.

La figura 27 muestra una recopilación sobre una posible clasificación de las fuerzas magnéticas y la levitación magnética[6]. Esta clasificación cubre los tipos conocidos de cojinetes magnéticos. Dos grupos principales se pueden distinguir por la forma en que las fuerzas magnéticas son calculadas y representadas. Estas fuerzas son: la **Fuerza de la Reluctancia** y la **Fuerza de Lorentz**.

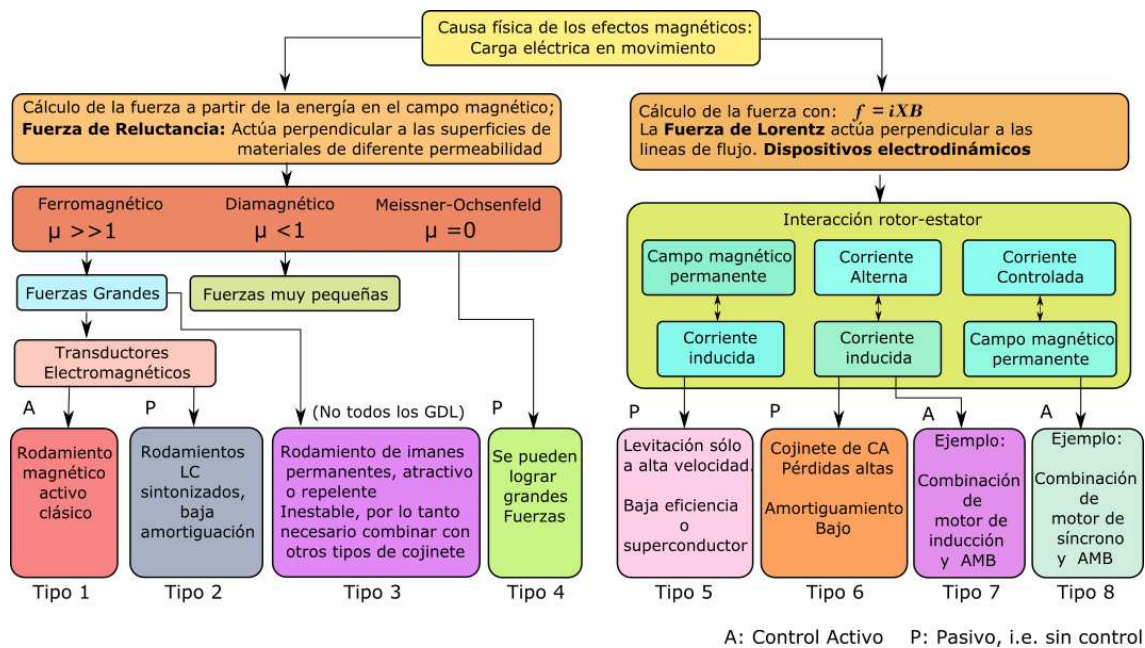


Figura 27: Clasificación de los cojinetes magnéticos y levitación magnética [6]

Se pueden clasificar diferentes mecanismos de levitación de acuerdo al valor de la permeabilidad relativa μ_r del material involucrado (ferromagnético, paramagnético, diamagnético y Meissner-Ochsenfeld) de estos solo el efecto Meissner-Ochsenfeld y ferromagnético son de interés práctico. El efecto diamagnético al igual que el paramagnético sin superconductores producen fuerzas muy pequeñas que hasta ahora son de interés principalmente académico.

Una fuerza f sobre una carga eléctrica Q resulta de acuerdo a la ley básica:

$$\mathbf{f} = Q(\mathbf{E} + \mathbf{v} \times \mathbf{B}) \quad (8.55)$$

Con el campo eléctrico E y la carga Q moviéndose a una velocidad v en una densidad de flujo magnético B . La forma completa de la ecuación 8.55 fue establecida

por el físico Hendrik Antoon Lorentz.

El movimiento de las cargas eléctricas puede seguirse desde el punto de vista de efectos cuánticos o de una corriente eléctrica microscópica (i). En el primer caso de la (cuando no se toma en cuenta la escala atómica o subatómica), la ingeniería práctica ha encontrado una manera agradable de tratar con la física cuántica describiendo el medio mediante una constante de magnetización $\mu = \mu_r \mu_0$, donde μ_0 es la constante conocida como permeabilidad del vacío y μ_r es la permeabilidad relativa según el material [48]. Tales materiales están sujetos a una fuerza magnética llamada *Fuerza de reluctancia* la cual se distingue de la *Fuerza de Lorentz* que es descrita mediante una corriente macroscópica (i), y la cual se calcula con el conocido producto cruz:

$$\mathbf{f} = \mathbf{i} \times \mathbf{B} \quad (8.56)$$

La fuerza de reluctancia se deriva de la energía almacenada en el campo magnético que puede convertirse en energía mecánica. Así, la fuerza de reluctancia (F) se obtiene a partir del principio de *trabajo virtual*²

$$\mathbf{F} = \frac{\partial W}{\partial \mathbf{s}} \quad (8.57)$$

Donde (W) es la energía de campo y (\mathbf{s}) el desplazamiento virtual. Una fuerza magnética de este tipo siempre surge en la superficie de medios de diferente permeabilidad relativa μ_r (e.j. Hierro y aire). La dirección de la fuerza es perpendicular a las superficies de los materiales diferentes. En la tabla 14 se hace un resumen de las diferencias de estos dos tipos de fuerzas.

Tabla 14: Las dos formas de calcular la fuerza magnética en la práctica[6]

	Grupo 1: Fuerza Reluctancia	Grupo 2: Fuerza de Lorentz
Principio de cálculo	Energía en el campo magnético, principio de trabajo virtual	Producto cruz entre la corriente y la densidad de flujo
Fórmula	$f = \partial W / \partial s$	$f = i \times B$
Dirección de la fuerza	Perpendicular a la superficie de materiales con diferente μ_r	Perpendicular a la densidad de flujo
Dependencia de corriente y entre-hierro	Cuadrático a la corriente e inverso cuadrático al entre-hierro	Lineal cuando la corriente y el flujo no son dependientes uno del otro, independiente del entre-hierro
Otros nombres encontrados en la literatura	Principio de alineación electromagnética, Fuerza de Maxwell	Principio de interacción electrodinámica, Fuerza de Lorentz

² El trabajo virtual se deriva del principio de mínima acción en el estudio de fuerzas y movimientos de un sistema mecánico. Entre todos los posibles desplazamientos que una partícula puede seguir (desplazamientos virtuales), uno minimizará la acción. El trabajo de una fuerza sobre una partícula a lo largo de un desplazamiento virtual se conoce como el trabajo virtual.

8.3.1.2 Clasificación de los cojinetes magnéticos

Los cojinetes magnéticos generalmente se clasifican según los elementos que emplean para controlar los cinco grados de libertad. Se hace una distinción entre elementos activos tales como electroimanes, cuyas excitaciones son variadas electrónicamente en función de la posición y velocidad del rotor, y los elementos pasivos tales como los imanes permanentes o los electroimanes con excitación fija.

Como se menciono anteriormente no es posible restringir los cinco grados de libertad utilizando unicamente elementos pasivos, lo que implica que se necesita proporcionar control activo a por lo menos un grado de libertad.

Por lo tanto, es posible definir los siguientes tipos de cojinetes realizables[44]:

- ⇒ Un GDL activo (Cuatro GDL pasivos)
- ⇒ Dos GDL activos (tres GDL pasivos)
- ⇒ Tres GDL activos (dos GDL pasivos)
- ⇒ Cuatro GDL activos (Un GDL pasivo)
- ⇒ Cinco GDL activos (ningun GDL pasivo)

En la Figura 28 se muestran las restricciones pasivas (P) y activas (A) para suspensiones magnéticas de uno, dos y cinco GDL activos.

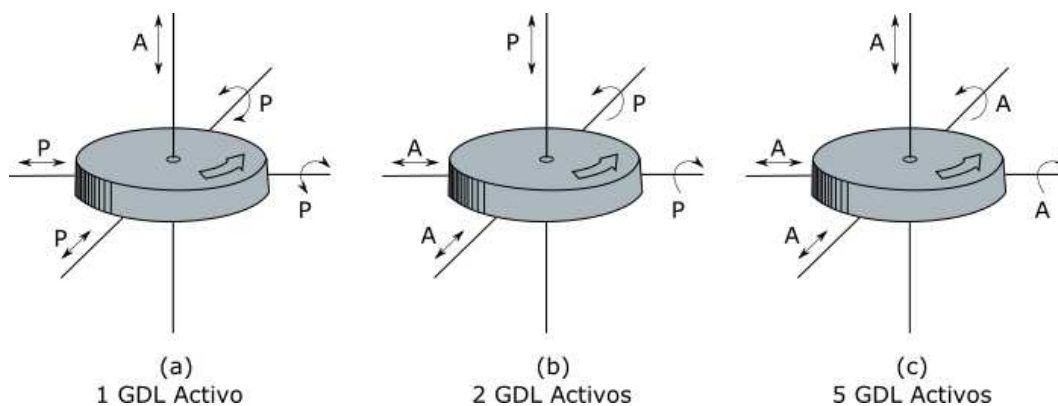


Figura 28: Restricciones activas y pasivas

COJINETES MAGNÉTICOS PASIVOS: (PMB, por sus siglas en inglés). Logran la suspensión del eje mediante fuerzas atractivas o repulsivas. Dependiendo de la configuración es posible la estabilización en la dirección radial, axial u oblicua. Sin embargo, no es posible estabilizar todos los grados de libertad mediante levitación magnética pasiva, por lo que es común que se utilicen en conjunto con elementos activos u otros tipos de cojinetes (ej. cojinete de empuje). El diseño simple de los PMB, su seguridad inherente y baja fricción los convierte en candidatos idóneos para las ruedas de reacción. En la figura 29 se muestra algunas de las configuraciones de imanes permanentes atractivos o repulsivos posibles [30]. Los valores de rigidez están determinados por la configuración geométrica del cojinete y las propiedades

del material. Los cojinetes de imanes permanentes proporcionan una amortiguación cercana a cero, por lo que se requieren medidas adicionales para obtener la estabilidad suficiente contra las perturbaciones, tal como añadir elementos viscoelásticos, electrodinámicos u otros elementos de amortiguación.

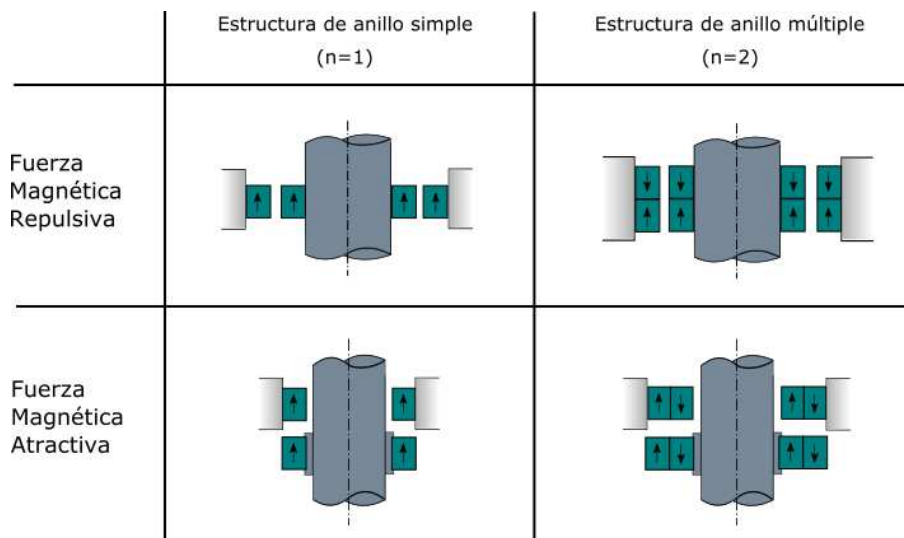


Figura 29: Diferentes configuraciones para PMB

8.3.2 Cojinete de Joya

Muchos de los sistemas tribológicos usados en pequeños mecanismos tienen elementos hechos de materiales no metálicos y no poliméricos o tienen elementos poliméricos que rozan contra elementos hechos de varios otros materiales [58]. Típicamente se utilizan materiales cerámicos, los cuales son ampliamente utilizados para la elaboración de cojinetes debido a sus propiedades tribológicas especiales, resistencia a la corrosión y choque térmico. El corindón (rubí y zafiro) - Al_2O_3 ha sido utilizado durante muchos años en los cojinetes de instrumentos de precisión (joyas), ver figura 30 b). En la tabla 15 se listan algunas de las propiedades del corindón monocristalino; cabe mencionar que la variación en las propiedades entre una joya natural y una sintética son muy bajas.

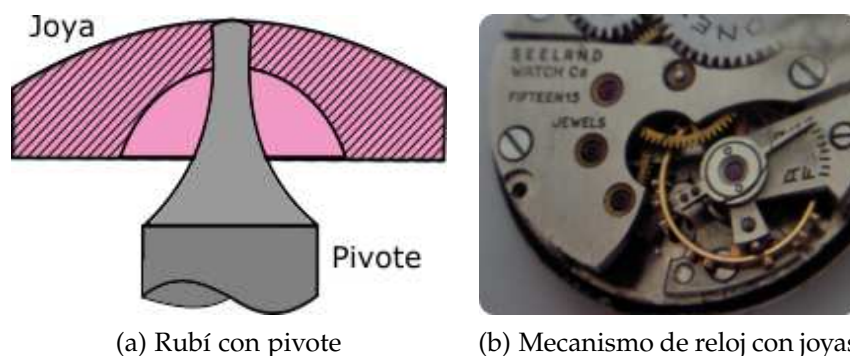


Figura 30: Cojinete de corindón.

La combinación más habitual en este tipo de cojinetes es la de un pivote de acero y una joya de zafiro o rubí sintético (Fig 30 a). El acero debe ser de alta calidad, endu-

Tabla 15: Algunas propiedades del corindón [58]

Propiedad	Al ₂ O ₃	Propiedad	Al ₂ O ₃
Densidad, [Kg/m ³]	3900	Resistencia a al compresión, [MPa]	2.06 · 10 ³
Módulo de elasticidad, [MPa]	(3.5 – 3.9) · 10 ⁵	Coefficiente de expansión térmica, [10 ⁻⁶ /K]	5 – 6.7
Absorción de agua, %	0	Dureza, Mohs [MPa]	9

recido y templado con la punta altamente pulida, la joya también debe estar muy pulida. El coeficiente de fricción típico del roce entre el acero endurecido contra el zafiro es aproximadamente de 0.5 y con acero inoxidable es aproximadamente 0.4 [19]. Las joyas de diamante se utilizan en ocasiones para sistemas muy pesados. Una ligera película de lubricante de buena calidad mejora considerablemente el rendimiento. No obstante los rodamientos de joya pueden trabajar sin lubricación, lo que los hace unos buenos candidatos para su uso en micromecanismos espaciales.

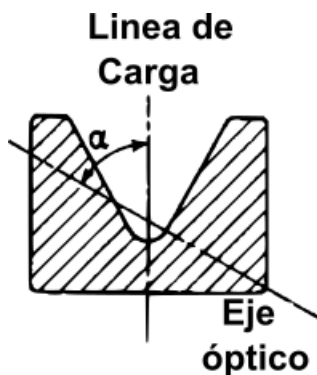


Figura 31: Ejes del cristal

El cristal de zafiro tiene planos de división naturales, estos forman un ángulo recto con el eje óptico del cristal, es decir la línea a lo largo de la cual puede pasar un rayo de luz sin difracción (ver figura 31). El ángulo entre este eje óptico y la línea de aplicación de la carga se denomina ángulo axial óptico α (alfa), los experimentos han demostrado de manera concluyente que, los mejores resultados en cuanto a fricción y desgaste se obtienen con un ángulo α de 90 grados y cualquier desviación de esto produce un deterioro en el desempeño. [39]

Hay dos cantidades importantes que debe considerarse al diseñar un sistema de joya-pivote y al evaluar su rendimiento. Estas son la presión máxima ejercida entre las superficies de la joya y el pivote, y el par de fricción entre ellas. Estas dependen de las dimensiones y las constantes elásticas de los dos componentes, las cuales se pueden determinar de manera gráfica mediante el uso de un nomograma.

Los cojinetes de empuje de joya se utilizan para soportar fuerzas transversales y/o axiales. Las cargas transversales actúan sobre una joya en forma de piedra angular y las cargas axiales sobre un bloque de empuje sobre el que se apoya el extremo cónico o esférico del pivote.

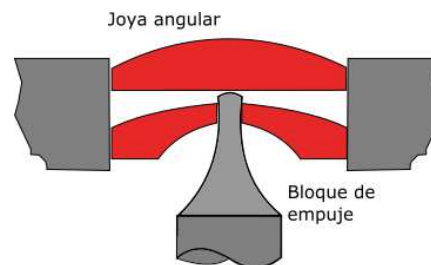


Figura 32: Cojinete de empuje de joya

La punta del pivote es muy delgada (i.e. 0.1 mm), la transición del diámetro del pivote al diámetro del eje tiene forma de arco para evitar la concentración de es-

fuerzos. Entre la joya angular y el bloque de empuje existe un espacio de aproximadamente 0.02 - 0.03 mm el cual incrementa de manera radial hacia la periferia de la joya angular. Esta geometría permite que las fuerzas capilares de una gota de lubricante se mantenga en la punta del pivote en lugar de extenderse.

Tabla 16: Cargas en la joya [39]

Carga	Observaciones
Estática	Se considera que la resistencia al aplastamiento del acero es de aproximadamente 500 [ton/in ²]. Sin embargo, de manera experimental se ha observado que la superficie del zafiro no puede soportar presiones muy superiores sin daños. Por lo general se utiliza un factor de seguridad de 2, por lo que la presión máxima no debe exceder 250 [ton/in ²].
Impacto	Los cálculos se basan en la carga estática de la joya. El impacto debido al transporte, la colocación del instrumento, etc, puede incrementar la presión entre la joya y el pivote considerablemente. Por lo que en muchas ocasiones la joya se monta con un resorte cargado a fin de reducir la carga máxima sobre ella. Se debe tener en cuenta que en general, la fuerza requerida para mover la joya en contra del resorte no debe exceder dos veces la carga estática del sistema móvil.

El par de fricción M_{ft} en los cojinetes de empuje puede ser calculado mediante la siguiente fórmula[58] :

$$M_{ft} = \frac{1}{2} N f_1 d + \frac{3\pi P f_2}{16} \left(\frac{3}{4} P \frac{\frac{1-\nu_1^2}{E_1} + \frac{1-\nu_2^2}{E_2}}{\frac{1}{R_j} - \frac{1}{R_b}} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (8.58)$$

Donde:

N - Carga transversal

P - Carga axial

d - Diámetro del pivote

f_1 - Coeficiente de fricción entre el pivote y el bloque de empuje

f_2 - Coeficiente de fricción entre el pivote y la joya angular

ν_1, ν_2 - Razón de Poisson del pivote y la joya angular respectivamente

E_1, E_2 - Módulo de elasticidad del pivote y la joya angular respectivamente

R_j, R_b son los radios de curvatura esférica y final del pivote y la joya angular

* Comúnmente la joya angular es plana. Es decir, $R_b \rightarrow \infty$

El primer término de la ecuación 8.58 denota el par de fricción en el sistema pivote/bloque de empuje (debido a cargas transversales), y el segundo el par de fricción en el extremo del sistema pivote/joya angular

Parte II

DISEÑO PRELIMINAR

METODOLOGÍA DE DISEÑO

El diseño: es un proceso innovador, altamente iterativo y de toma de decisiones. Algunas veces éstas deben tomarse con muy poca información y en ocasiones con un exceso de información parcialmente contradictoria[10]. El diseño en ingeniería se define como el proceso de aplicación de varias técnicas y principios científicos con la finalidad de definir un dispositivo, un proceso o un sistema con el detalle suficiente para lograr su realización [40]. El producto a diseñar se le conoce con el nombre de **sistema técnico**¹, en este caso es el arreglo de RW.

En este capítulo se presenta la metodología y los pasos que se siguieron durante el diseño del sistema técnico, se hace hincapié en las iteraciones realizadas durante el proceso y su documentación. Así mismo, como la selección de materiales es una de las decisiones a tomar más importantes en cualquier diseño se explica la metodología utilizada para su selección. Para terminar se habla sobre las herramientas de diseño y las herramientas computacionales utilizadas en este trabajo.



9.1 Proceso de Diseño

En esencia el proceso de diseño es un ejercicio de creatividad aplicada [40]. El proceso de diseño se establece para organizar la solución a un problema y es de vital importancia sobretodo cuando la definición de ese problema es vaga y para el cual hay muchas soluciones posibles. El diseño es esencialmente un ejercicio de compensaciones, por lo general **no** hay una *solución absoluta* para un problema real de diseño de ingeniería[10].

El diseño del *Arreglo de Ruedas de Reacción* (en lo adelante ARR), desde el punto de vista de diseño mecánico se trató como el diseño de cualquier otra *máquina*², y como en toda máquina sus elementos se diseñaron, necesariamente, uno a la vez. Sin embargo, debido a la gran dependencia que tienen los parámetros de diseño de los elementos del ARR entre sí, se llegó a la conclusión que en este caso en particular, lo mejor sería comenzar con el diseño de la máquina completa. Es decir, utilizar principalmente una metodología **top-down**. Así mismo, debido a la interrelación antes mencionada de las partes, no hubiera sido posible obtener un resultado exitoso sin haber hecho varias *iteraciones* durante todo el proceso de diseño. Dicho lo anterior, fue necesario crear un sistema con el cual se tuviera control sobre todos los cambios y rediseños, y así mismo se presentara de manera clara la influencia de alguna parte sobre cualquier otra, o sobre si misma. El objetivo final del diseño

¹ Un sistema técnico consiste en subconjuntos y componentes reunidos de una manera que realizan la tarea requerida.

² Entiéndase por máquinas a un dispositivo que se utiliza para modificar, transmitir y dirigir fuerzas con el propósito de llevar a cabo un objetivo específico[36].

mecánico del ARR consistió en obtener todas las dimensiones y forma de sus partes, así como la selección de sus materiales y procesos de manufactura adecuados.

En la tabla 17 se muestra el proceso de diseño utilizado en este trabajo, el cual está integrado por nueve pasos. El paso inicial **identificación de la necesidad** consiste en el planteamiento y definición del problema; es presentado en la sección 1.1. Se continua con el paso 2, **investigación preliminar**, donde se desarrolló la información requerida para definir y entender por completo el problema, este paso es cubierto por el marco teórico (Parte I) y el estado del arte (capítulo 10). Después de esto fué posible **plantear la meta** (sección 1.4) de un modo más realista que en el planteamiento original del problema. En el paso 4 se realizó la creación de un conjunto detallado de **especificaciones de funcionamiento**, las cuales delimitan el problema y determinan su alcance; estas especificaciones están divididas en dos tipos: *especificaciones Objetivo* y *especificaciones finales*. Las primeras se establecen a partir de la **investigación preliminar**, y las segundas después del paso 7 **diseño a nivel sistema**. El paso 5 **selección de la solución** consistió en sintetizar y analizar todos los enfoques de diseño alternativos para solucionar el problema y seleccionar la mayoría de las soluciones viables.

Tabla 17: Proceso de diseño

Número	Pasos
1	Identificación de la necesidad
2	Investigación preliminar
3	Planteamiento de la meta
4	Especificaciones de funcionamiento
5	Selección de la solución
6	Desarrollo de concepto
7	Diseño a nivel sistema
8	Diseño de detalle
9	Prototipos y pruebas

En el paso 6 se aceptaron, rechazaron o modificaron muchas de las posibles soluciones del paso anterior. Una vez hecho esto, se eligió un diseño aceptable y se realizó el **desarrollo de concepto** junto con su evaluación. Posteriormente, se realizó un **diseño a nivel de sistema** (paso 7), donde se analizó el *sistema técnico* por bloques. Así mismo, a continuación se realizó en el paso 8 el **diseño de detalle** de cada una de las piezas del sistema, en el cual se ataron los cabos sueltos del diseño de concepto, se completaron los dibujos de ingeniería y se definieron las especificaciones de manufactura y ensamble. El proceso de diseño termina con la construcción de

un modelo funcional/**prototipo**(paso 9), al cual se le realizaron diversas pruebas de verificación de funcionamiento.

9.2 Iteraciones

El proceso de diseño descrito anteriormente no es lineal, por el contrario se necesitó realizar iteraciones durante todo el proceso, regresando desde cualquier paso a otro paso anterior. De acuerdo con la naturaleza de la tarea de diseño algunos pasos de éste pueden repetirse desde el inicio hasta la terminación del diseño. En la tabla 18 se amplían los pasos del *proceso de diseño* con tareas sobresaliente desarrolladas en cada uno de ellos, dando como origen a 16 fases, las cuales se agrupan a un nivel superior como etapas. Estas etapas son en perspectiva las grandes secciones en las cual se dividió este trabajo de tesis. El proceso completo, de principio a fin, con sus iteraciones se bosqueja como se muestra en la figura 33.

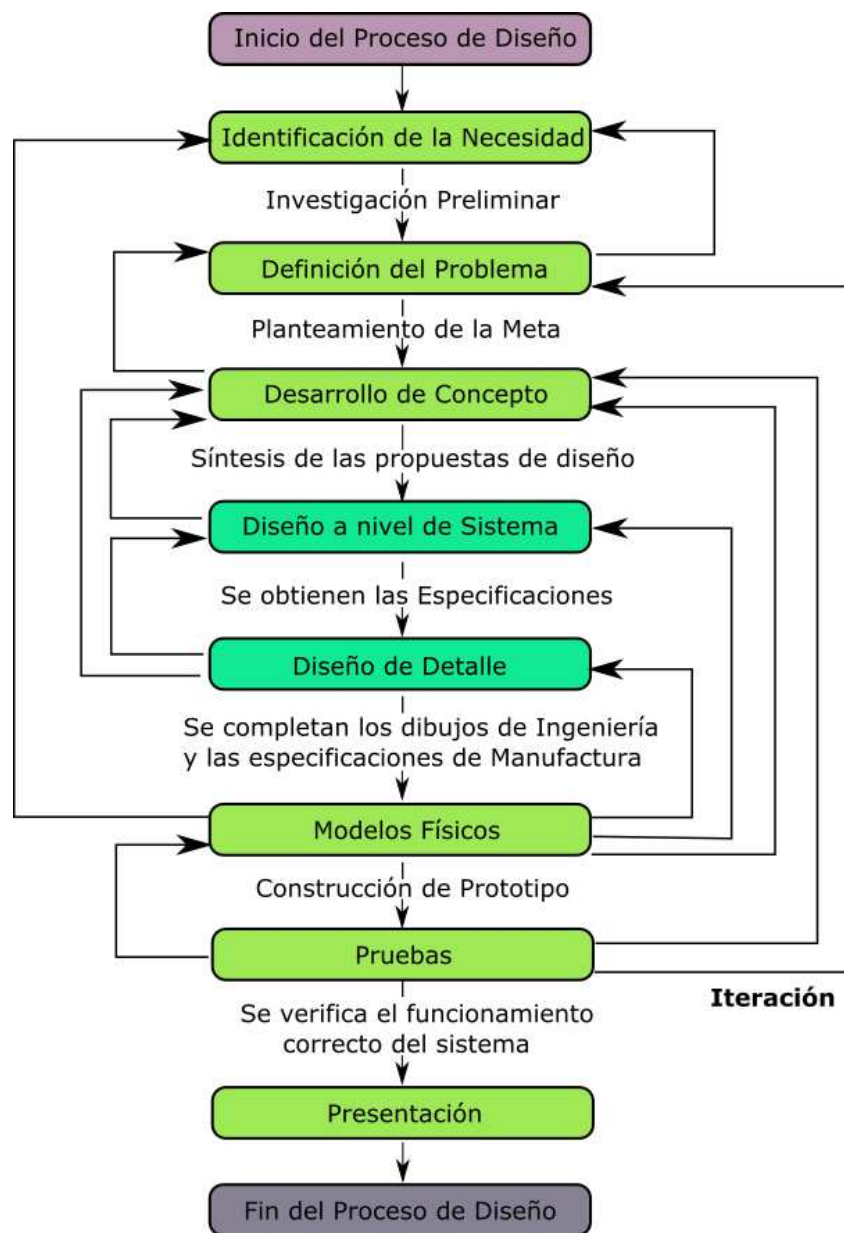


Figura 33: Proceso de diseño con múltiples iteraciones

Tabla 18: Etapas del diseño

Número	Fases	Etapas
1	Identificación de la necesidad	
2	Investigación preliminar	Etapa de definición
3	Definición del problema	
4	Planteamiento de la meta	
5	Desarrollo de concepto	
6	Análisis y Síntesis	
7	Diseño a nivel sistema	Etapa de diseño preliminar
8	Especificaciones	
9	Diseño de esbozos	
10	Modelos Matemáticos	
11	Dibujos de ingeniería	
12	Modelos Físicos	Etapa de diseño detallado
13	Manufactura	
14	Integración	
15	Pruebas	
16	Presentación y resultados	Etapa de documentación

9.2.1 Sistema de control de Iteraciones

Durante la realización del trabajo se realizaron iteraciones entre los diferentes pasos del proceso de diseño teniendo un punto de vista top-down para todo el sistema en general (máquina). Sin embargo en la etapa de **diseño detallado** fue necesario adoptar una metodología bottom-up para el desarrollo y determinación de los parámetros de cada una de las partes. Ciertos parámetros de algunas partes están en función de otras, por lo que el diseño de estas tuvo que realizarse de manera paralela e iterativa. Para tener un control en los cambios y rediseño de las partes, y sobretodo para generar una documentación que pueda presentar de manera clara y breve cada uno de los pasos para llegar a un diseño final de la pieza, se creó un sistema inspirado en los *códigos de orden* (order code) de las hojas de datos de los fabricantes de componentes mecánicos/eléctricos.

La figura 34 muestra el código creado para llevar el control de cambios durante las iteraciones. El código representa lo siguiente: Las primeras siglas (extrema izquierda) designan el nombre del sistema a diseñar, en este caso *Arreglo de Ruedas*

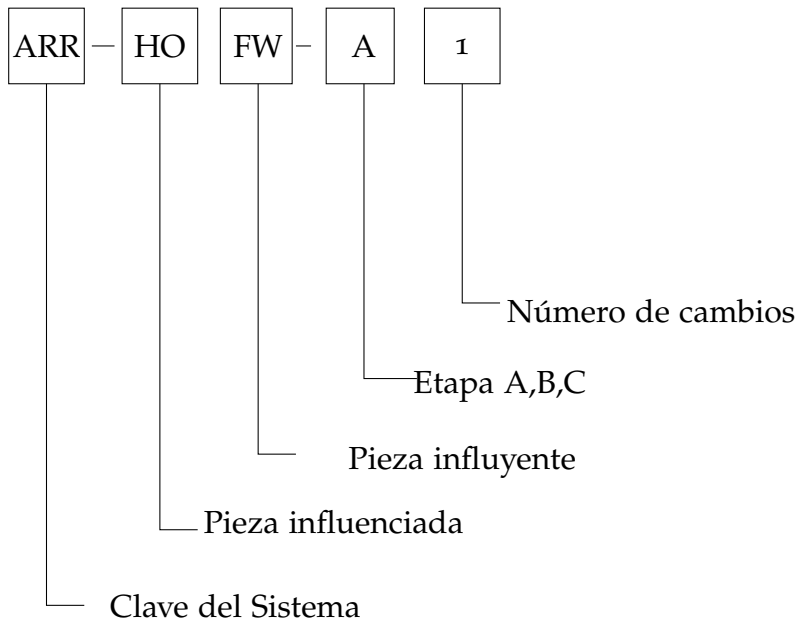


Figura 34: Código de orden para las iteraciones

de Reacción, las segundas y tercer siglas designan la pieza que es influenciada a ser rediseñada y la pieza que a influyó este cambio respectivamente (ver tabla 30 para conocer las siglas). La cuarta sigla designa la etapa perteneciente de la pieza influyente, A-desarrollo concepto, B-diseño a nivel de sistema y C-diseño detallado. y por último el numero de extrema derecha designa el número de veces que ha sido rediseñada la pieza influenciada.

9.3 Metodología de selección de materiales

La selección de materiales comenzó de temprano (a partir de la determinación de las especificaciones), esto con el fin de tener la oportunidad de realizar una elección innovadora al principio del proceso de diseño, ya que más tarde se tomarían demasiadas decisiones como para permitir un cambio radical en el diseño.

La selección se realizó siguiendo el método de Michael F. Ashby[4], donde la selección se hace principalmente en base a la función que realiza la parte. Las tareas para esta selección fueron en esencia dos:

1. Identificar el atributo deseado para el perfil o parte.
2. Compararlo con los materiales de ingeniería reales para encontrar la mejor opción.

De estas dos tareas se derivaron cuatro pasos principales: interpretación, selección, clasificación y búsqueda de información. En la figura 35 se presentan estos pasos con sus respectivos objetivos.

INTERPRETACIÓN: Consistió en analizar los requerimientos de diseño en términos de la función de la parte, se determinaron las restricciones, objetivos y variables libres.

SELECCIÓN: Se derivaron los *atributos límites* deseados en función de las restricciones y se aplicaron para aislar un subconjunto de materiales viables y rechazar los que no podían realizar el trabajo.

CLASIFICACIÓN: Se ordenaron los materiales viables por el valor de su *índice de material*, el cual es un criterio de excelencia que maximiza o minimiza alguna medida de rendimiento de la pieza.

BÚSQUEDA DE INFORMACIÓN DE APOYO: Para los candidatos más destacados, se investigaron a profundidad sus propiedades, sus usos establecidos, su comportamiento en entornos relevantes, su disponibilidad y más, hasta que se construyó una imagen suficientemente detallada y se descartaron los posibles candidatos para hacer una elección final.



Figura 35: Selección de materiales, los cuatro pasos principales[4]

Las partes y/o elementos estructurales cumplen un *requerimiento funcional*. La medida del desempeño (P) de estos elementos se realizó como una función de: 1) los requerimientos funcionales, 2) la geometría y 3) las propiedades de los materiales de la parte.

$$P = f(F, G, M) \quad (9.59)$$

La función 9.59 es separable, por lo tanto puede escribirse como:

$$P = f_1(F) \cdot f_2(G) \cdot f_3(M) \quad (9.60)$$

Para lograr un diseño óptimo, se debe maximizar o minimizar (P). Para hacerlo en relación con las propiedades del material se hizo a través de $f_3(M)$, llamado *coeficiente de eficiencia del material*. Este coeficiente/índice de rendimiento se trazó en la *gráfica de Ashby* correspondiente, para así revelar, mediante inspección visual, el material más adecuado. Finalmente se hizo una investigación y comparación entre las familias, clases, subclases, miembros y atributos del material seleccionado que se utilizará (ver el ejemplo la figura 36).

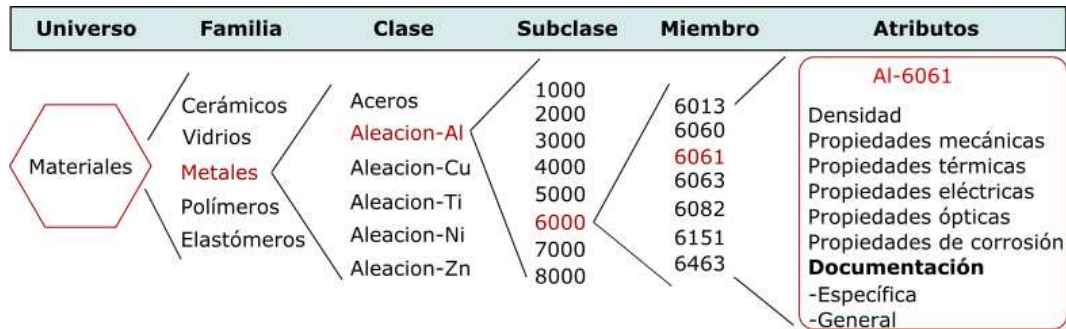


Figura 36: Taxonomía de los materiales[4]

Durante el diseño la selección del material no siempre se basó en los factores de esfuerzo y deformación, ciertas piezas se diseñaron para no soportar carga en ningún momento. Algunas veces los efectos de la temperatura y el vacío sobre algunas partes fueron más importantes en el diseño que el esfuerzo y la deformación debido a cargas.

9.4 Herramientas de Diseño

Para implementar los pasos de la figura 33, fue necesario hacer uso de herramientas de diseño y fuentes de recolección de información. Los recursos utilizados para obtener información técnica van desde libros de ciencia/ingeniería y revistas especializadas hasta folletos y catálogos de fabricantes y vendedores comerciales.

9.4.1 Herramientas computacionales

Se utilizó un software para el diseño asistido por computadora (CAD) con el cual se desarrollaron diseños tridimensionales a partir de los cuales se produjeron vistas ortográficas y se generaron los planos de manufactura. Además, se realizaron simulaciones de trayectoria, y un análisis modal con el cual se obtuvieron las frecuencias naturales principales y los modos de vibración.

Durante el diseño se realizaron diferentes gráficas y cálculos mediante programas de computadora. Además de esto se utilizaron diferentes herramientas de software para la elaboración de esquemas y tablas para presentar de una manera adecuada los datos y/o resultados.

ESTADO DEL ARTE DEL DISEÑO DE RW

Las Ruedas de Reacción para CubeSats se desarrollan en muchas universidades o empresas en varios países, y la mayoría de ellas están diseñadas sobre la base de motores comerciales de venta directa [17]. En este capítulo se presenta los desarrollos de Ruedas de Reacción para *nanosatélites*. Se comienza hablando sobre la principal problemática de este sistema y las áreas de desarrollo de los cuales tratan la mayoría de los artículos publicados respecto a este tema. A continuación, se describe con mayor detalle tres de los trabajos de diseño de Ruedas de Reacción más actuales elaborados en universidades, diversas innovaciones se presentan en estos trabajos, por lo que se analizaron con el objetivo de evaluar sus alcances y áreas de oportunidad, y así mismo sirvan de base para un diseño propio y para establecer las especificaciones objetivo. El capítulo termina mostrando algunas características de las Ruedas de Reacción que se comercializan actualmente en el mercado para nanosatélites.



10.1 Problemática:

Las RW son un *mecanismo* de funcionamiento continuo. Por esto, tienen una gran probabilidad de falla mecánica. En los últimos años se han reportado varias fallas y anomalías de satélites relacionadas con las ruedas de reacción, (ver sección 5.2.1), y muchos casos coinciden en que la principal razón es debido a problemas de distribución de lubricación en ruedas convencionales. De manera general, el rendimiento de las RW está fuertemente afectado por las características de los cojinetes.

10.2 Áreas de desarrollo

Los trabajos y publicaciones actuales sobre el diseño de Ruedas de Reacción están orientados a mejorar principalmente los áreas relacionadas con la tribología y el control, así como generar modelos cada vez más cercanos a la realidad de perturbaciones ambientales y perturbaciones de las ruedas hacia otros sistemas.

Como ejemplo se tienen los artículos *Development of Reaction Wheels for Cubesats Using a Solid Lubricant Bearing* [15] y *Design, Integration and Verification of the Delfin3Xt Reaction Wheel System* [22] donde se presentan soluciones tribológicas en base a propuestas de materiales y lubricantes. Y los artículos *Development and Control for a Reaction Wheel System Driven by Permanent Magnet Synchronous Motor* [33] y *Development and Validation of Reaction Wheel Disturbance Models: Empirical Model* [29] en donde se desarrollan un control robusto de control y par, y un modelo de perturbación para predecir los efectos de vibraciones respectivamente.

Design, Integration and Verification of the Delfi-n3Xt Reaction Wheel System

- **Título en español:** Diseño, integración y verificación del sistema de ruedas de reacción del Delfi-n3Xt
- **Institución de Origen:** Delft University of Technology
- **Desarrollador:** Antonius G.L. Hoevenaars
- **Año:** 2012

CARACTERÍSTICAS: Incluye la descripción del diseño, integración y verificación del sistema de ruedas de reacción del satélite *Delfi-n3Xt* lanzado en septiembre de 2012. El sistema consta tres ruedas de reacción colocadas ortogonalmente el cual está integrado en el PCB del ACS. Se utilizan motores (COTS) de corriente directa sin escobillas. Para garantizar la integridad estructural durante el lanzamiento. Las ruedas tienen integradas tapas protectoras que limitan las excitaciones del eje con respecto al motor y mitigan los efectos de una falla estructural. [22]

El controlador desarrollado funciona en lazo abierto con respecto al algoritmo central del ACS. Los comandos de momento son interpretados por el controlador de la rueda de reacción para un valor de aceleración, y esta aceleración se mantiene hasta que se recibe un nuevo comando. Un diseño anterior para Delfi-n3Xt, basado en los motores Faulhaber 2209T005B, falló durante las pruebas de vibración. [7]

Tabla 19: Especificaciones del Delfi-n3Xt

Dimensiones [mm]	40X40X27
Masa [g]	82
Consumo de energía max [W]	0.71
Velocidad de rotación max [rpm]	25000
Momento angular max [mNms]	1.56
Par min [mNm]	5.5×10^{-3}

Design and Development of 3-axis for STUDSAT-2

- **Título original:** Design and Development of 3-axis for STUDSAT-2
- **Lugar de Origen:** India
- **Desarrolladores:** Saroj Kumar, Divyanshu Sahay, Sandesh R Hegde, Dr S Sandya, Anik Kumar Jha, T C Mahalingesh
- **Año:** 2015

CARACTERÍSTICAS GENERALES: Describe el diseño, el movimiento y el análisis en frecuencia de las ruedas de reacción desarrolladas para el STUDSAT-2 [25]. El volante de inercia se diseño modelando las principales perturbaciones ambientales, la selección de los motores se basó en motores sin escobillas. Se presenta el análisis de una configuración tetragonal.

Se utilizó un control PID como técnica de control de prueba que ayuda a minimizar el error en la respuesta, y se llevó acabo el análisis de lazo abierto utilizando el modelo matemático del motor. El trabajo también incluye el análisis de las maniobras de giro.

Tabla 20: Especificaciones del STUDSAT-2

Diametro del volante [mm]	40
Masa del ensamble [g]	500
Consumo de energía max [W]	—
Velocidad de rotación max [rpm]	3000
Momento angular max [mNms]	—
Par min [mNm]	—

Development of Reaction Wheels for Cubesats Using a Solid Lubricant Bearing

- **Título original:** Development of Reaction Wheels for Cubesats Using a Solid Lubricant Bearing
- **Institución de Origen:** Department of Aerospace Engineering, Tohoku University, Sendai, Japan
- **Desarrollador:** Shinya FUJITA
- **Año:** 2015

CARACTERÍSTICAS GENERALES: Se propone un diseño para dar solución a los problemas de lubricación en ruedas de reacción para CubeSats. Se utilizaron cojinetes de bolas de Poliéter-éter-cetona (PEEK, por sus siglas en inglés) en conjunto con lubricante sólido a base de Politetrafluoroetileno (PTFE). Las ruedas puede mantener el efecto lubricante incluso si permanecen en estado de no rotación durante largos periodos.

El sistema consta de tres ruedas de reacción con una tarjeta de control la cual tiene integrada giroscopios MEMS de tres ejes L3GD20 (STMicroelectronics) y una CPU H8-3694F (Renesas electronics) para control y transmisión de datos. El volante tiene forma de mancuerna y el cojinete se coloca entre dos motores sin escobillas[15].

Tabla 21: Especificaciones del SLB

Dimensiones [mm]	40X58X64
Masa [g]	129
Consumo de energía max [W]	2.97
Velocidad de rotación max [rpm]	3000
Momento angular max [mNms]	0.657
Par max [mNm]	0.189

10.3 Ruedas de Reacción Comerciales



Figura 37: NanoTorque GSW-600

Las ruedas NanoTorque GSW-600 de la empresa GOMspace están diseñadas con el factor de forma adecuado para ser integrada en cubesat-XU, su diseño modular permite muchas configuraciones con diferente número de ruedas. Diseñadas para un tiempo de vida largo con rodamientos híbridos libres de lubricantes. Tienen interfaces de datos redundantes: SPI, I²C y UART. Su masa individual es de 180 [g] y proporcionan un par de 2[mNm]

Las RuedaMICROWHEEL (RWP015) de la empresa Blue Canyon Technologies, tienen los controladores electrónicos en cada una de ellas, lo que simplifica su integración operación del sistema. utilizan motores sin escobillas, rodamientos ultra suaves y un sistema avanzado de lubricación. Proporcionan un par de 0.004 [Nm], su masa es de 0.130 [kg] y su consumo máximo es de 1 [W].



Figura 38: MICROWHEEL (RWP015)

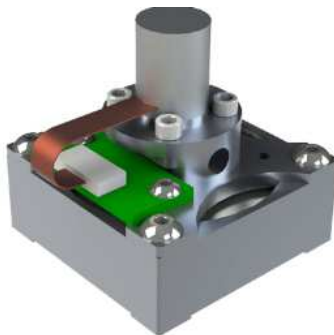


Figura 39: Rueda de Reacción MAI-400

La Rueda MAI-400 de la empresa CubeSatShop incluye en su electrónica un CPU ARM Cortex montado en una PCB que está integrada a la rueda, Proporciona un par máximo de 0.635 [mNm], su consumo en estado estable es de 170 [mA] y tiene una masa de 110 [g].

ESPECIFICACIONES

Las necesidades y su importancia relativa se pueden mostrar en un formato cómodo de hoja de cálculo. Se tienen especificaciones objetivo y especificaciones finales. Las necesidades del cliente se expresan en el lenguaje del cliente. Los requerimientos explican con detalles precisos y medibles, lo que el producto tiene que hacer, también pueden llamarse requerimientos.



11.1 Velocidad Orbital

Para una órbita circular de 400 [km] de altura¹ la velocidad lineal del satélite se calcula de la siguiente forma[12]:

$$V_{\text{circ}} = \sqrt{\frac{\mu}{R_0}} \quad (11.61)$$

Donde:

μ – Es la constante gravitacional terrestre $\mu = 398.6 \times 10^{12} \text{ m}^3/\text{s}^2$

R_0 – Es la distancia del centro de la tierra al satélite

Por lo tanto la velocidad circular del satélite es:

$$V_{\text{circ}} = \sqrt{\frac{3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2}{6,778 \times 10^3 \text{ m}}} = 7.905 \times 10^3 [\text{m}/\text{s}^2]$$

El tiempo requerido T para que el satélite realice una órbita completa (el periodo), considerando que la velocidad es constante, se calcula como :

$$T_{\text{circ}} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} R_0^{3/2} \quad (11.62)$$

$$\therefore T_{\text{circ}} = 5069 \text{ [s]}$$

11.2 Estimación de perturbaciones

Momento de Gradiente Gravitatorio:

Para una altura de 400 [km], $R_0 = (6,378 + 400) \text{ km} = 6,778 [\text{km}]$;
 $I_z = 6.667 \times 10^{-3} [\text{kg m}^2]$, $I_y = 0.042 [\text{kg m}^2]$, ver sección 4.2.1.4 y tabla 2;

¹ Es la altura aproximada donde se encuentra la ISS y se lanzan la mayoría de los CubeSat

$\theta = 1^\circ$ (en modo normal) o 30° (modo opcional de objetivo de oportunidad)[27]

Modo Normal:

$$M_g = \frac{(3)(3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3/\text{s}^2)(0.035 \text{ kgm}^2) \sin(2)}{(2)(6,778 \text{ km})} = 2.366 \times 10^{-9} \text{ [Nm]}$$

Modo objetivo de oportunidad

$$M_g = 5.872 \times 10^{-8} \text{ [Nm]}$$

Momento de Radiación Solar

La presión de radiación solar se calculó a partir de las ecuaciones 4.28 y 4.29 Para una sección transversal del satélite de $A = 0.034 \text{ m}^2$, y una constante solar $P_s = 1,371 \text{ [W/m}^2]$. La diferencia entre el centro de presión solar y el centro de masa de 0.113 m . Se eligió el peor caso de angulo de incidencia $i = 0^\circ$ y un coeficiente de reflectividad $q = 0.6$ que es una buena estimación[8]

$$M_{\text{sol}} = \frac{(1,371 \text{ W/m}^2)(1 + 0.6)(0.034 \text{ m}^2)(0.113 \text{ m}) \cos(0)}{3 \times 10^8 \text{ m/s}} = 28.28 \times 10^{-9} \text{ [Nm]}$$

Momento Aerodinámico

Se toma como área frontal expuesta a la cara más del CubeSat 3U, $A = 0.034 \text{ m}^2$; El punto de aplicación de la fuerza (centro de presión) se toma como una estimación conservadora al menos $1/3$ de la dimensión máxima del satélite desplazamiento del centro de masa por 0.07 m . en una órbita de 400 [km] , el coeficiente de arrastre es $C_d = 2$, y una densidad nominal $\rho_{\text{atm}} = 3.725 \times 10^{-12} \text{ [kg/m}^3]$

$$\begin{aligned} \rho_{\text{atm}} &= (3.725 \times 10^{-12} \text{ kg/m}^3) e^{(-400 \text{ km}/58.515 \text{ km})} \\ &= 40.003 \times 10^{-15} \text{ [kg/m}^3] \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} F_{\text{aero}} &= (0.5) [(40.003 \times 10^{-15} \text{ kg/m}^3)(2)(0.034)(7.905 \times 10^3 \text{ m/s}^2)^2] \\ &= 8.518 \times 10^{-9} \text{ [N]} \end{aligned}$$

$$M_{\text{aero}} = (8.518 \times 10^{-9} \text{ N})(0.07 \text{ m}) = 5.962 \times 10^{-10} \text{ [Nm]} \quad (11.63)$$

Momento Magnético

De la ecuación 4.30 para $R_0 = 6,778 \text{ [km]}$, un dipolo residual estimado de $0.01 \text{ [Am}^2]$ [49] [23]. El peor caso de campo magnético polar es:

$$B = (2) \frac{7.96 \times 10^{15} \text{ T} \cdot \text{m}^3}{(6,778 \text{ km})^3} = 5.113 \times 10^{-5} \text{ [T]}$$

$$M_{\text{mag}} = (0.01 \text{ Am}^2)(5.113 \times 10^{-5} \text{ T}) = 5.113 \times 10^{-7} \text{ [Nm]}$$

Tabla 22: Momentos de perturbadores

Perturbación	Valor [nNm]
Gradiente gravitatorio	58.72
Radiación solar	28.28
Arrastre Aerodinámico	0.596
Magnético residual	511.30
Total	578

Las rueda de reacción deben diseñarse para almacenar el momento angular generado por las perturbaciones, en especial durante el tiempo de enlace que es aproximadamente la 1/6 del periodo de la órbita [46]. Sin embargo para propósitos de obtener un valor con un margen de seguridad, diferentes autores sugieren utilizar el valor de 1/3 del periodo orbital.

$$h_{rw,max} = (578 \times 10^{-9} \text{ Nm}) \frac{5069 \text{ s}}{3} = 1.012 \times 10^{-3} \text{ Nms} \quad (11.64)$$

Par mínimo requerido	Momento angular a almacenar
$578 \times 10^{-9} \text{ [Nm]}$	$1.012 \times 10^{-3} \text{ [Nms]}$

11.3 Requerimientos y restricciones

11.3.1 Necesidades

Tabla 23: Necesidades

Número	Necesidad		Imp.
1	Rueda de Reacción	Pequeña y compacta	4
2	Rueda de Reacción	Bajo costo	4
3	Carcasa	Reduce daños por vibraciones	3
4	Cojinete	Evita el uso de lubricantes	5
5	Rueda de Reacción	Es ligera en peso	4
6	Rueda de Reacción	Compatible con el estándar CubeSat	5
7	Motor	Bajo Consumo de energía	4
8	Rueda de Reacción	Es fácil de instalar	3
9	Rueda de Reacción	No perjudica los sistemas adyacentes	5
10	Rueda de Reacción	No afecta la estabilidad	5
11	Rueda de Reacción	Resistente al ambiente espacial	5
12	Rueda de Reacción	Almacenar el momento angular en los 3 ejes principales	5
13	Rueda de Reacción	Generar pares de fuerza en los tres ejes principales	5
14	Motor	Controlable desde el sistema central de ADCS	5
15	Rueda de Reacción	Generar información sobre el momento angular almacenado	5
16	Controlador electrónico	Compatible con las interfaces de alimentación y bus de datos	5

Tabla 24: Requerimientos Generales

Código	Descripción
ARR.R.01	Debe poder almacenar el momento angular en los 3 ejes principales
ARR.R.02	No debe sobrepasar el peso especificado
ARR.R.03	Debe cumplir con el límite de potencia
ARR.R.04	El sistema debe soportar el entorno de lanzamiento
ARR.R.05	El sistema debe soportar el ambiente espacial
ARR.R.06	El sistema debe ser compatible con las interfaces de alimentación y bus de datos
ARR.R.07	Las dimensiones de cada rueda no deben sobrepasar 40x40x40 mm

Tabla 25: Requerimientos funcionales

Código	Descripción
ARR.F.02	No afectar la estabilidad del satélite
ARR.F.02	Dar información sobre el momento angular almacenado
ARR.F.03	Debe poder almacenar el momento angular en los 3 ejes principales
ARR.F.04	Generar los pares de torsión sobre los tres ejes principales de forma instantánea
ARR.F.03	El sistema debe poder manejar los comandos del microprocesador ADCS central

Tabla 26: Requerimientos de desempeño

Identificación	Descripción
ARR.D.01	Las ruedas deben ser capaces de generar un par mínimo de 578×10^{-9} Nm
ARR.D.02	Las ruedas deben poder mantener un momento angular por encima del rango dinámico que abarca 1.012×10^{-3} Nms
ARR.D.03	Las ruedas de reacción no generarán pares de perturbación sistémica superiores a 10^{-7} Nm

11.4 Especificaciones

11.4.1 Especificaciones Objetivo

Después de identificar las necesidades se establecieron *especificaciones meta*. Estas especificaciones se establecieron antes de conocer cuales son las restricciones que impondrá la tecnología para construir el *producto*. Las especificaciones objetivo están basadas en valores de sistemas similares encontrados en el estado del arte y de manera comercial. en la tabla 27 se presenta las especificaciones objetivo de cada una de las ruedas de reacción, donde se manejan dos tipos de valores para las métricas: un *valor ideal* y un *valor marginalmente aceptable*. El primero es el mejor resultado que se puede esperar, el segundo es el valor que apenas haría aceptable el sistema en comparación con los existentes en el mercado.

11.4.2 Especificaciones Finales

Las especificaciones que anteriormente fueron expresadas como amplios rangos de valores son ahora refinadas y se hacen más precisas. Estas especificaciones fueron establecidas después de la selección de concepto y elaboración de los modelos técnicos y de costo del producto.

11.5 Requerimientos

11.5.1 Gasificación

Según la norma ECSS-Q-70 los valores que se deben cumplir para los materiales son:

Tabla 27: Especificaciones Objetivo del sistema

Número	Requerimiento	Métrica	Imp.	Unidades	Valor Marginal	Valor Ideal
1	1	Rotación Máxima	5	rpm	10000	25000
2	13	Momento angular	5	mNms	1.012	2.024
3	13	Par nominal	5	nNm	578	1156
4	ARR.R.02	Masa máxima	4	g	<110	< 85
5	13	Momentos de inercia	5	mNms	1.012	1×10^{-4}
6	ARR.R.07	Volumen	5	mm ³	50x50x40	40x40x30
7	ARR.R.05	RML	5	%	1	< 1
8	ARR.R.03	Consumo de energía	4	mW	700	< 600
9	ARR.R.07	Dimensiones	5	mm ³	100	130
10	ARR.R.04	Vibraciones	-	-	-	-
11	ARR.R.06	Voltaje de alimentación	5	V	3.3	-

Tabla 28: Especificaciones Finales

Número	Núm. de Necesidad	Métrica	Imp.	Unidades	Valor Marginal	Valor Ideal
1	1	Rotación Máxima	5	rpm	10000	16000
2	13	Momento angular	5	Nms	-	$\pm 5 \times 10^{-3}$
3	13	Par nominal	5	nNm	578	1×10^{-4}
4	5	Masa máxima	4	g	< 95	< 80
5	13	Momentos de inercia	5	mNms	1.012	1×10^{-4}
6	1	Volumen	4	mm ³	50x50x40	40x40x30
7	7	Consumo de energía	4	mW	< 700	< 600
8	5	Masa	5	g	100	130

11.5.2 Cargas de Lanzamiento

El sistema debe de resistir las cargas en tierra debido a la transportación del satélite, así como las cargas y vibraciones producidas durante el vuelo del vehiculo de lanzamiento. Las frecuencias naturales y modos de vibración del sistema no deben coincidir con las frecuencias de vibración presentes durante toda la etapa de puesta en órbita. Las cargas y frecuencias son presentadas en el apéndice ??.

11.6 Restricciones

11.6.1 Manufactura

Desde las etapas más tempranas del diseño se consideraron las capacidades y restricciones de las operaciones de manufactura. Se tomaron en cuenta las maquinas, instalaciones y equipos disponibles para elegir los procesos de manufactura adecuados. Esta restricción en la capacidad de manufactura influye directamente en el

Tabla 29: Gasificación

RML	CVCM
< 1	< 0.1

diseño de las piezas.

La manufactura se llevo a cabo en las siguientes instalaciones:

Taller del Centro de diseño mecánico e innovación tecnológica (cdmit):

- Procesos de mecanizado por arranque de virutas
- Trabajo en lámina
- Procesos de fijación

Laboratorio de instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales (LIESE), Instalaciones del Edificio P (División de ingeniería eléctrica):

- Manufactura de circuitos impresos mediante maquina CNC
- Micro soldadura de componentes de montaje superficial

DISEÑO A NIVEL DE SISTEMA

En la vida real los sistemas existen como parte de uno o varios subsistemas; es necesario dividir estos sistemas en componentes o partes con el fin de facilitar el proceso de desarrollo. En este capítulo se especifica el conjunto de componentes que interactúan y de manera sinérgica y conforman el sistema conocido como rueda de reacción. Así también, se genera la arquitectura del producto, se definen los subsistemas e interfaces. Por último se realiza un análisis de fabricar contra comprar, se identifican los proveedores para componentes y se define el esquema final de ensamble.



12.0.1 Taxonomía del sistema

Con el fin de facilitar el proceso de desarrollo es necesario dividir el sistema en componentes o partes. Dicho lo anterior, en este trabajo se utilizó la taxonomía de los componentes de un sistema espacial propuesta en el libro *Fundamentals of Space Systems* de Vincent L. Pisacane [41], donde:

- **Sistema:** Es el grupo de segmentos desplegados y operados para satisfacer un objetivo de la misión, consta de hardware, software y personal operativo. Algunos ejemplos son el Sistema de Posicionamiento Global (GPS), y el Sistema Satelital de Seguimiento y Relevamiento de Datos (TDR) de la NASA.
- **Segmento:** Es un grupo de elementos que juntos constituyen un componente mayor o una función mayor del sistema. Como ejemplos se tiene una constelación de satélites, una comunidad de usuarios o una red de rastreo y control.
- **Elemento:** Es un grupo de subsistemas que juntos realizan una función importante, varios de los cuales se integran para formar un segmento. Los ejemplos son un satélite de una constelación, un subconjunto de usuarios y la estación de seguimiento de una red.¹
- **Subsistema:** es un grupo de componentes que realizan una función dentro de un elemento, segmento o sistema. Algunos ejemplos son el subsistema de determinación y control de orientación, el subsistema de potencia y el subsistema de control térmico. Hay que tener en cuenta que estos son llamados *sistemas* por sus desarrolladores.
- **Ensamble:** También denominado arreglo es un grupo de elementos que realizan una función para dar soporte a un subsistema. Los ejemplos relacionados

¹ Los términos **segmento** y **elemento** se emplean con poca frecuencia y por lo general no se usan cuando se hablan de una sola nave espacial o cuando hay un número limitado de estaciones de control o un número limitado de usuarios directos.

con el subsistema de determinación de orientación son: el ensamble de determinación de orientación solar, el ensamble de orientación de campo magnético, el ensamble del sistema de medición inercial y el ensamble de ruedas de reacción.

- **Subensamble:** Es una subdivisión funcional de un ensamble. Los ejemplos relacionados con el sistema de determinación y control de orientación incluyen los detectores de orientación solar, electrónica de orientación solar, magnetómetros y electrónica de magnetómetros, ruedas de reacción y electrónica de las ruedas de reacción.
- **Parte:** Una parte es un elemento de hardware que no puede subdividirse lógicamente. Los ejemplos incluyen un chip, un diodo, una carcasa, un perno de fijación y el volante de inercia de una RW.

En la práctica, los componentes de la taxonomía anterior no se siguen estrictamente. Por ejemplo, la mayoría de los subsistemas de las naves espaciales son tan complejos que generalmente se les considera **sistemas** por si mismos; por ejemplo, el *sistema de orientación* y el *sistema de control térmico*



Figura 40: Taxonomía de las Ruedas de Reacción

LAS RUEDAS COMO SISTEMA MECATRÓNICO: Las ruedas de reacción son un sistema en el cual se integran, de manera sinérgica, la mecánica, electrónica y el control computacional; es por esto que por definición, las ruedas de reacción se definen como un sistema mecatrónico. Como todo sistema mecatrónico típico capta señales, las procesa y emite señales para producir fuerzas y movimientos. El software está integrado en el producto en sí, lo que representa una parte integral del mismo.

El esquema de la Fig 41 muestra las interconexiones de elementos de la ingeniería mecánica, eléctrica/electrónica y de la informática, formando así un producto mecatrónico.

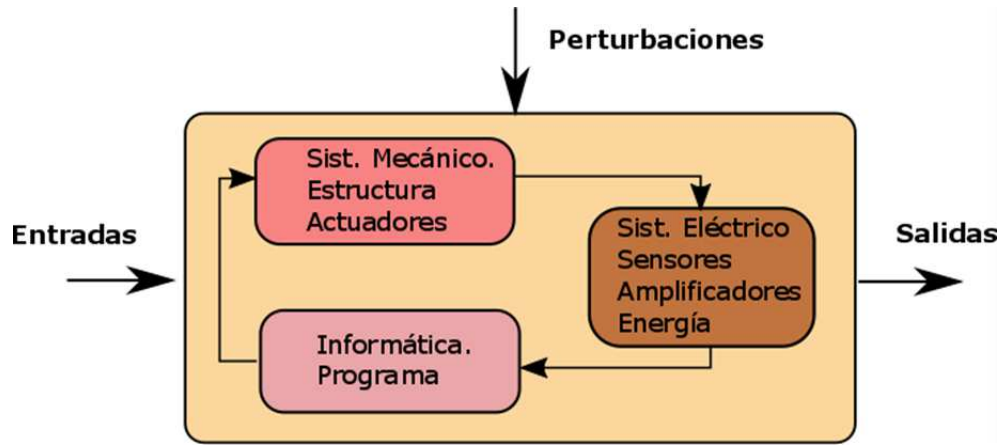


Figura 41: Ruedas de Reacción como Sistema Mecatrónico

Designando a las ruedas de reacción como un ensamble/arreglo según la taxonomía descrita en 12.0.1, a continuación se desglosaron en sus respectivos subsensamblés y partes. ver Diagrama 42

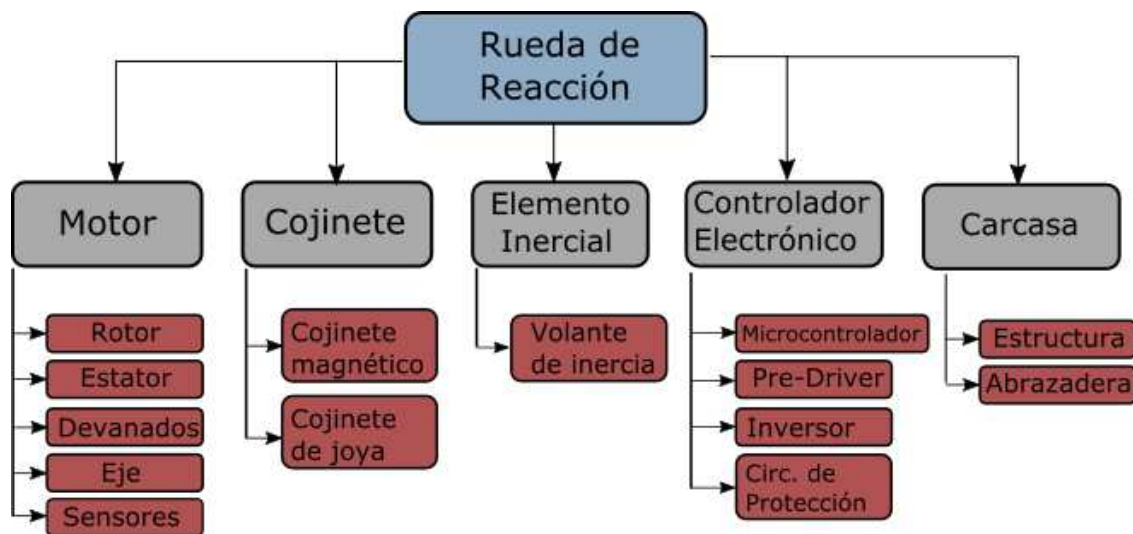


Figura 42: Subsensamblés y partes de la rueda de reacción

Las Ruedas de Reacción producen una cantidad audible de vibraciones, mientras que también son creados campos magnéticos por las bobinas que forman parte de los motores. El impacto con otros subsistemas deben ser tomados en cuenta.

Tabla 30: Descripción de partes

Parte	Función	Consideraciones de Interfaz	Código de iteraciones
Volante de inercia	Almacena cantidad de momento angular	Riesgo de daño a otros componentes	FW
Cojinete magnético	Soporta las cargas radiales del eje de giro y lo estabiliza	Genera líneas de campo magnético hacia el exterior	PMB
Cojinete de joya	Soporta las cargas axiales del eje y lo alinea	Susceptible a choque por vibraciones	JB
Motor	Proporciona el par requerido y mantiene la velocidad del volante	Genera ruido, vibraciones y campos magnéticos	BM
Controlador electrónico	Realiza en control de velocidad conmutando los devanados del motor, contiene circuitos de protección del sistema	susceptible al ruido electromagnético	DRV
Estructura	Da soporte y protección a los elementos	Requiere de un apoyo firme	HO
Abrazadera	Sujeta el volante y amortigua las vibraciones	Requiere de espacio para funcionar	CMP

Tabla 31: Comprar / Manufacturar

Parte	Comprar	Manufacturar
Volante de inercia	Materia prima	Dimensiones
Cojinete magnético	Imanes permanentes	Montura
Cojinete de joya	Joya y eje	Montura
Motor	Motor	base para montaje
Controlador electrónico	Componentes electrónicos	Tarjeta de circuito impreso
Estructura	Da soporte y protección a los elementos	Requiere de un apoyo firme
Abrazadera	Materia prima	Todas las piezas

DISEÑO CONCEPTUAL

13.1 Volante de inercia

El volante de inercia es el elemento rotacional que almacena la energía cinética, su desempeño está directamente relacionado con su geometría; en la figura 43 se muestran diferentes geometrías para el volante de inercia que fueron estudiadas para decidir la geometría del volante de inercia del proyecto.

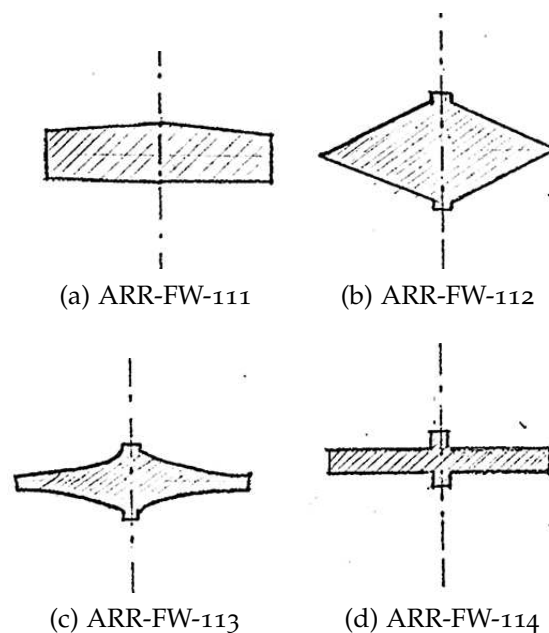


Figura 43: Conceptos del volante de inercia

Durante la consideración de la plataforma y la arquitectura se evaluaron nuevas tecnologías, con el fin de encontrar un sistema innovador. En la figura 45 se muestran diferentes configuraciones del volante de inercia el cual fue modificado iterativamente según el diseño del cojinete magnético.

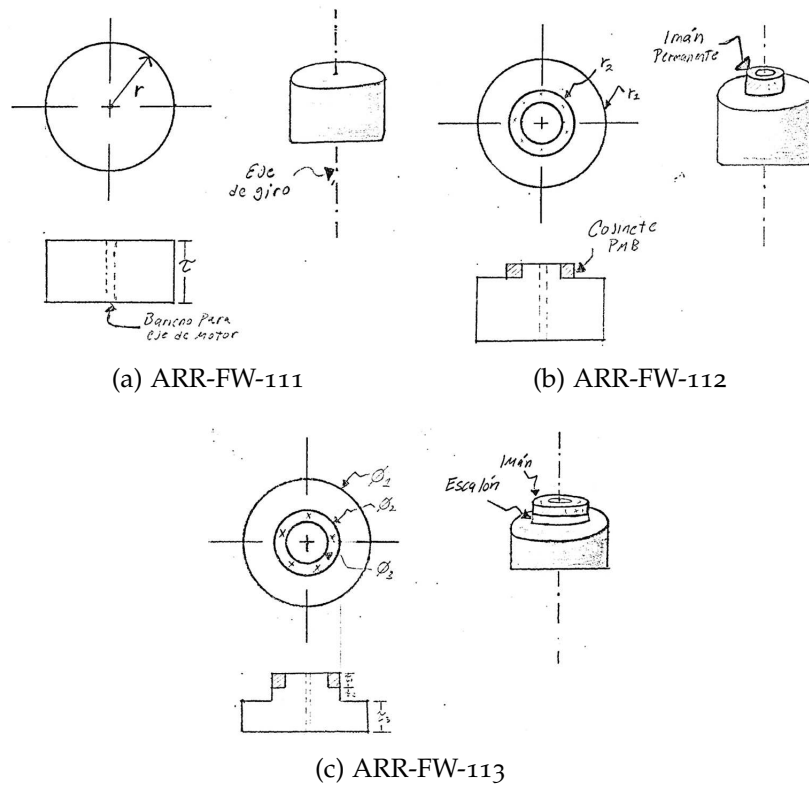


Figura 44: Conceptos del volante con PMB

13.2 Cojinete Magnético

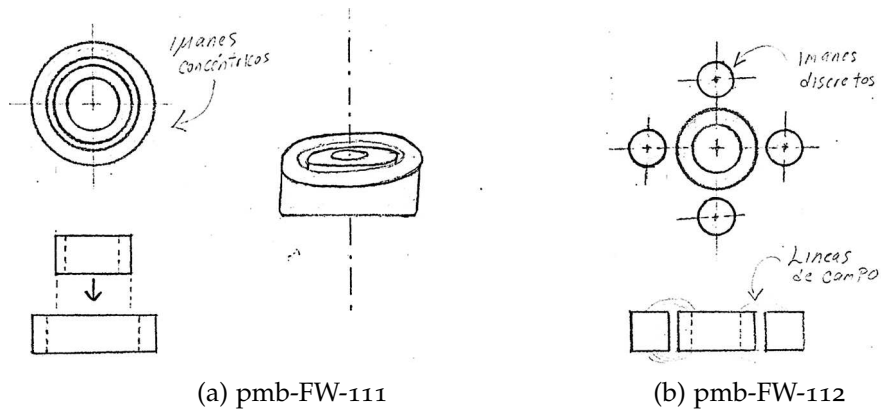


Figura 45: Conceptos del Cojinete magnético

Parte III

DISEÑO DE DETALLE

SELECCIÓN DE MOTORES

Este capítulo presenta los argumentos para la elección del motor Faulhaber 1202 004 BH como base para el sistema de rueda de reacción. Se presentan consideraciones generales y criterios de selección, después de lo cual se introducen los motores que se han considerado. Finalmente, se presentan los intercambios y sus resultados.



14.1 Consideraciones

El requisito **ARR.R.06** establece que las ruedas de reacción deben ser compatibles con la la entrada de 3.3[V] (CC). Se decidió aplicar esta tensión directamente en los motores con el fin de minimizar pérdidas y evitar transformaciones de voltaje. Por lo tanto, los motores de corriente continua son preferibles. Estos se pueden dividir en dos tipos principales. motores con y sin escobillas, siendo estos últimos la opcional principal, como se vio en el capítulo 6, debido a sus ventajas en aplicaciones espaciales. Para una carga específica y magnética dada así como una potencia específica, se prefiere un motor pequeño de alta velocidad a un motor más grande de baja velocidad.

La vida útil de los **BLDCM** está principalmente influenciada por la vida de los rodamientos de bolas y los componentes electrónicos utilizados. En promedio, el tiempo de vida útil puede ser superior a 10 000 horas si los motores son operados dentro de los valores especificados en la hoja de datos.

RESISTENCIA AL VACÍO: Un requisito importante para los motores elegidos es su capacidad de operar en condiciones de vacío. Los motores comerciales COTS pueden ser utilizados para aplicaciones espaciales si pasan as pruebas y cumplen los requerimientos de diseño. Es posible solicitar a los fabricantes una versión especial del motor con lubricantes específicos los cuales puedan ser utilizados en aplicaciones donde existe vacío.

14.1.1 *Otras Consideraciones de selección:*

- La velocidad sin carga depende del voltaje aplicado.
- La corriente en estado estable está determinada por la carga mecánica.
- La disposición de enfriamiento es el factor más importante para determinar la salida permisible de cualquier motor dado.
- El par nominal es aproximadamente proporcional al volumen del motor

- La potencia de salida por unidad de volumen es directamente proporcional a la velocidad.
- La eficiencia de un motor mejora con la velocidad.
- Para un par dado la potencia de salida generalmente aumenta en proporción directa con la velocidad, mientras que las pérdidas eléctricas tienden a aumentar menos rápidamente, de modo que la eficiencia aumenta con la velocidad.

14.2 Criterios de selección

CONSUMO MÁXIMO DE ENERGÍA: El consumo de energía P_{in} [W] calculado como:

$$P_{in} = U \cdot I \quad (14.65)$$

Donde U es el voltaje del motor [V] que puede ser controlado y donde la corriente del motor I [A] depende de la rotación del motor [16]

$$I = \frac{U - k_e n}{R} \quad (14.66)$$

Donde:

k_e – Constante de la FCEM

n – Velocidad de rotación [rpm]

R – Resistencia terminal del motor [Ω]

Se desea una resistencia de devanado pequeña, ya que esta característica asegura que su velocidad no caiga mucho cuando se aplica carga, así como una buena eficiencia.

$$V = E + IR \quad (14.67)$$

$$I = \frac{V - E}{R} \quad (14.68)$$

Potencia:

$$VI = EI + I^2 R \quad (14.69)$$

Velocidad sin carga:

$$E = V = v_0 Bl \quad (14.70)$$

$$v_0 = \frac{V}{Bl} \quad (14.71)$$

Adicionalmente del requerimiento **ARR.R.03** se tiene una restricción de energía de 700 [mW], esto se traduce a un máximo de 233 [mW] por rueda. estimando

un 10% del consumo de energía para la electrónica de soporte hay un máximo de 210 [mW]. La potencia de salida en términos de las dimensiones del rotor esta expresada por la ecuación 14.72

$$P = T\omega = \frac{\pi}{2}(\bar{B}\bar{A})D^2L\omega \quad (14.72)$$

Donde:

T - Par del motor

ω - Velocidad angular

\bar{B} Densidad de flujo magnético promedio

\bar{A} - Corriente axial promedio

D - Diámetro del rotor

L Longitud del rotor

VOLUMEN Y PESO: Para cumplir el requerimiento **ARR.R.07** no se permite una dimensión del motor mayor de 20 mm. El volante que se montará en el motor afectará el volumen ocupado por el sistema de la rueda de reacción. Se puede hacer una estimación del tamaño del volante utilizando la máxima tasa de rotación útil y el rango dinámico del momento angular requerido. El momento angular en una dirección es:

$$H_{req} = 0.5 * 1.012 \times 10^{-3} = 0.506 \text{ [Nms]} \quad (14.73)$$

$$H_{req} = (I_{zz} + I_r)\omega_z = (I_{zz} + I_r) \frac{n_{0.9max} \cdot \pi}{30} H_{req} \quad (14.74)$$

$$I_{zz} = \frac{\rho\pi\left(\frac{D}{2}\right)^4}{2} t \quad (14.75)$$

$$m = \rho\pi r^2 t \quad (14.76)$$

14.2.1 Parámetros de rendimiento del motor

- Consumo de energía dentro de los límites
- Rango Dinámico de cada rueda H
- Par mínimo T

Una prueba de caracterización eficaz debe cubrir los tres aspectos antes mencionados. Por lo tanto El método de prueba seguido para evaluar estos tres aspectos fue el siguiente:

1. Ejecutar prueba acelerando las ruedas de reacción utilizando la máxima potencia de entrada y establecer las curvas de par y potencia asociadas.

2. Determinar las variables asociadas de resistencia de terminal R , fricción estática C_0 y fricción dinámica C_v (y k_E cuando sea de interés). Estas variables son variables con el entorno y su comportamiento es de interés para el rendimiento del motor en toda la gama de diseño.
3. Establecer la curva que presenta el consumo de energía para entregar el par mínimo en función de la velocidad de rotación.

Las mediciones se correlacionaron con las curvas teóricas para determinar las variables que describen el rendimiento de los motores. En primer lugar, la corriente medida se correlaciona con el parámetro del motor R usando la ecuación proporcionada por Faulhaber

$$K_n = \frac{n_o}{U_N - I_o \cdot R} = \frac{1}{K_E} \quad (14.77)$$

Donde

k_n Constante de velocidad

U_N Voltaje nominal

n_o Velocidad sin carga

k_E Constante de **FCEM**

I_o Corriente sin carga

Tabla 32: Motores considerados para el ARR

Motor	Resistencia de devanados [Ω]	Constante de par [mNm/A]	Corriente max. [A]	Corriente sin carga [A]	Masa [g]	Inercia del rotor [gcm ²]	Velocidad máxima [rpm]
Faulhaber 1509 006 B	22	3.64	0.174	0.0174	6.9	0.69	14,700 (6V)
Faulhaber 1202 004 BH	16	0.902	0.199	0.028	1.1	0.125	41,740 (4V)
Faulhaber 1307 004 BH	16	1.005	2.05	0.026	2.1	0.16	6272 (4V)
Maxon EC 9.2 flat A	4.44	1.77	0.5	0.0588	3	0.143	14,700 (3V)
Maxon EC 10 flat A	46.4	2.09	0.111	0.0151	0.82	0.08	15,000 (4V)

14.3 Selección

Utilizando los criterios de selección descritos en la sección 14.2 se pueden comparar los motores presentados en la tabla 32 para determinar la velocidad de rotación máxima útil. Se utilizan las curvas de la figura. El par se traza en base a una potencia máxima de 210[mW], El par mínimo requerido es de 5.78×10^{-6} Nm.

Usualmente para motores pequeños, la potencia máxima está al 50% del par de parada (aproximadamente 50% de la velocidad sin carga)

Tabla 33: Comparación de motores

Motor	Velocidad máxima útil [rpm]	Diametro del volante [mm]	Masa del volante [g]
Faulhaber 1509 006 B	7,530	25.1	13.1
Faulhaber 1202 004 BH	29,300	20	8
Faulhaber 1307 004 BH	4,550	28.9	17.3
Maxon EC 9.2 flat A	0	-	-
Maxon EC 10 flat A	11,300	23.0	11.0

A partir de la información de los motores disponible en las hojas de especificaciones, así como en la tabla 32 y la comparación de los motores disponibles en la tabla 33, se concluye que el motor Faulhaber 1202 004 BH es la mejor opción a elegir, ya que cumple con el requisito de energía en un amplio rango de velocidad lo que da como resultado un diámetro pequeño para el volante de inercia.

Para el desarrollo del prototipo, se utilizan versiones sin vacío de los motores Faulhaber 1202 004 BH, ya que los tiempos de entrega son más cortos y los costos más bajos. Se argumenta que si los motores sin vacío no cumplen con las especificaciones, entonces las versiones con clasificación de vacío ciertamente no los alcanzarán porque un entorno de vacío impone requisitos especiales.

VOLANTES DE INERCIA

15.1 Selección del Material

INTERPRETACIÓN: Un volante de inercia eficiente debe ser capaz de almacenar la mayor cantidad de *energía por unidad de masa* posible. Mientras mayor velocidad angular (ω) pueda alcanzar mayor será la energía que podrá almacenar. Sin embargo la velocidad angular límite que un volante de inercia puede alcanzar se establece mediante el fallo causado por la fuerza centrífuga (ver figura: 46). Si el esfuerzo generado por la fuerza centrífuga excede la resistencia a la tracción (o la resistencia a la fatiga) del material, el volante explota en pedazos. De esta forma, el esfuerzo establece un *límite superior* para la energía que podrá ser almacenada. No obstante, los volantes de inercia utilizados en las ruedas de reacción nunca se acercan a la *velocidad de ráfaga*, por lo que la limitante de velocidad estará en función de los motores utilizados.

La función de los volantes de inercia en las ruedas de reacción es almacenar la mayor Cantidad de Movimiento Angular (CMA) posible. Como se explicó en la sección 4.2.1.4, la energía cinética (T) esta en función de la CMA (H) mediante la expresión:

$$T = \frac{1}{2} \omega H_o \quad (15.78)$$

Por lo tanto, mientras mayor sea la CMA por unidad de masa también lo sera la energía cinética por unidad de masa; debido a esta relación el análisis para seleccionar el material del volante de inercia puede realizarse utilizando esta última.

SELECCIÓN DE RESTRICCIONES: Como se menciono antes, los volantes de las ruedas de reacción nunca alcanzan la *velocidad de ráfaga*, además muchas veces se encuentran limitados por el espacio disponible o el tamaño de la cavidad donde se van a colocar; es por esto, que un análisis orientado a maximizar la *energía almacenada* en base a una *velocidad angular* fija y un radio exterior R, es más apropiado para esta aplicación en particular. Es decir, el análisis busca maximizar la energía almacenada por *unidad de volumen*.

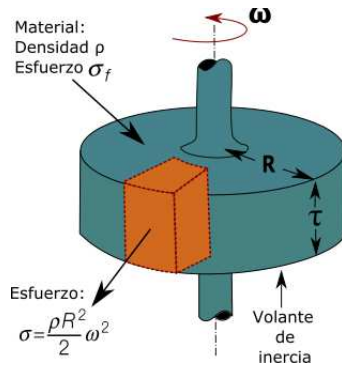


Figura 46: Esfuerzo en el volante de inercia

Tabla 34: Requerimientos para almacenamiento de máxima energía

Función:	Almacenar la máxima energía
Restricciones:	<ul style="list-style-type: none"> • Radio exterior, R, Fijo • No debe explotar
Objetivo:	Máximizara la energía cinética por unidad de masa
Variables libres:	<ul style="list-style-type: none"> • Elección del material

La energía cinética de un disco que gira alrededor del eje Z es:

$$T = \frac{1}{2} I_z \omega^2 \quad (15.79)$$

Substituyendo el momento inercia $I_z = \frac{\pi}{2} \rho R^4 \tau$ en la ecuación 15.79 se obtiene:

$$T = \frac{\pi}{4} \rho R^4 \tau \omega^2 \quad (15.80)$$

El volumen y la masa del volante de inercia están dados por:

$$V = \pi R^2 \tau \quad ; \quad m = \pi R^2 \tau \rho \quad (15.81)$$

Para obtener el primer indice de material (M_1) se debe maximizar la energía por unidad de masa:

$$\frac{T}{m} = \frac{1}{4} R^2 \omega^2 \quad (15.82)$$

Al girar el volante de inercia la cantidad de movimiento angular aumenta, pero también lo hace la *esfuerzo centrífugo*. el esfuerzo máximo en un disco giratorio de espesor uniforme esta dado por:

$$\sigma_{max} = \left(\frac{3 + \nu}{8} \right) \rho R^2 \omega^2 \approx \frac{1}{2} \rho R^2 \omega^2 \quad (15.83)$$

Donde ν es el coeficiente de Poisson ($\nu \approx 1/3$). Este esfuerzo no debe exceder el esfuerzo de ruptura σ_f (con un factor de seguridad). Las ecuaciones 15.82 y 15.83 se resuelven para las variables libres (velocidad angular ω y radio del disco R) y se igualan quedando como:

$$\frac{T}{m} = \frac{1}{2} \left(\frac{\sigma_f}{\rho} \right) \quad (15.84)$$

El segundo término del lado derecho de la ecuación 15.84 es el índice de material (M_1). Los mejores materiales para los volantes serán aquellos que tengan valores altos del índice M_1

$$M_1 = \frac{\sigma_f}{\rho} \quad (15.85)$$

que tiene unidades de [kJ/kg]

Tabla 35: Requerimientos para un volante con velocidad fija

Función:	Intercambio de H
Restricciones:	<ul style="list-style-type: none"> • Radio exterior, R, Fijo • Velocidad angular
Objetivo:	Máximizarse la energía cinética por unidad de volumen
Variables libres:	<ul style="list-style-type: none"> • Elección del material

Para obtener el índice de material M_2 se necesita maximizar la *energía por unidad de volumen*:

$$\frac{T}{V} = \frac{1}{4} \rho R^2 \omega^2 \quad (15.86)$$

En la ecuación 15.86 El radio R y la velocidad ω están fijos por lo que el índice de material queda:

$$M_2 = \rho \quad (15.87)$$

CLASIFICACIÓN: La figura 47 muestra la gráfica de densidad contra esfuerzo. Los valores de M_1 corresponden a una familia de rectas con pendiente 1. Una de ellas se representa como una diagonal con el valor $M_1 = 200$ [kJ/kg]. Los materiales candidatos con valores altos del índice M_1 se encuentran en la región que se encuentra por encima de la recta. Estos son: aceros, compósitos, particularmente el polímero reforzado con fibra de carbono (CFRP), aleaciones de titanio de alta resistencia, y algunos materiales cerámicos. Sin embargo estos últimos son descartados por su baja tenacidad. Los valores de M_2 corresponden a una familia de rectas verticales; una de ellas se representa con el valor de 10,000[kg/m³]. Los materiales candidatos con valores altos del índice M_2 se encuentran en el lado derecho de

esta recta. Estos son: aleaciones y carburos de tungsteno, aleaciones de cobre, y aleaciones de plomo.

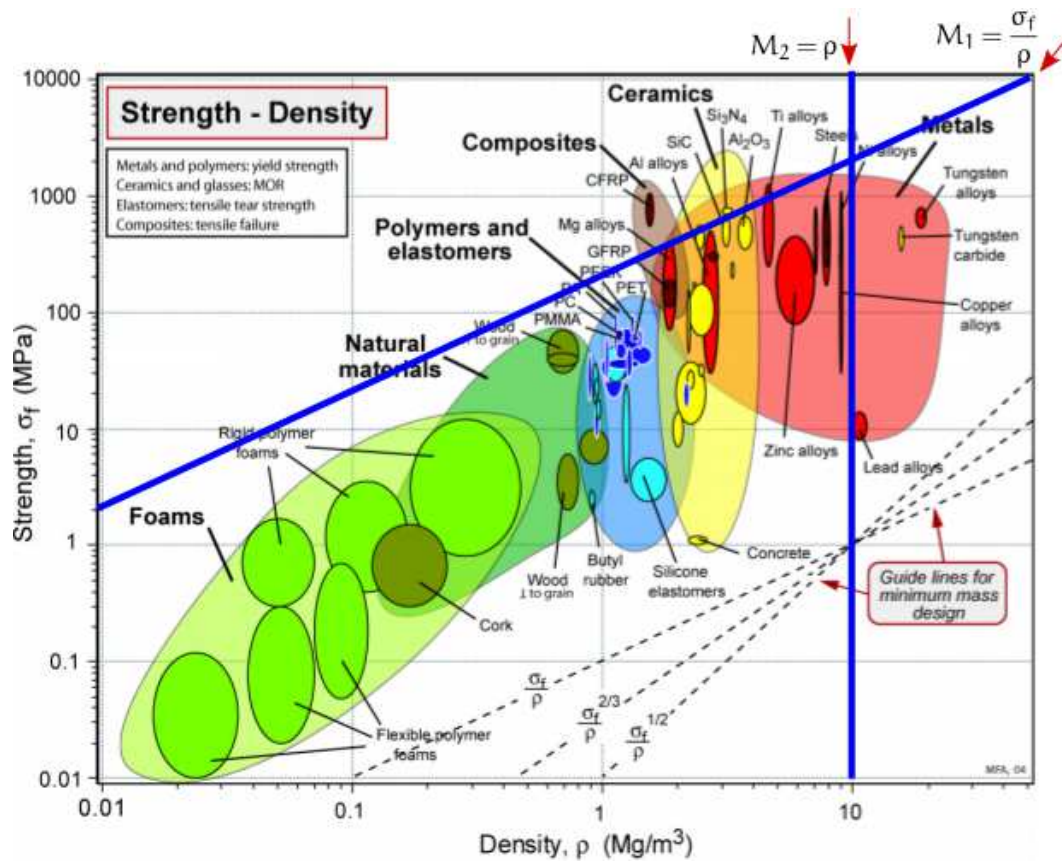


Figura 47: Diagrama de Ashby

BÚSQUEDA DE INFORMACIÓN: Los mejores materiales, de acuerdo al diagrama, en cuanto a resistencia mecánica son los compósitos tales como el CFRP y las aleaciones de titanio. Sin embargo, ya que la velocidad angular ω de los volantes está limitada por la velocidad de los motores y esta muy alejada de la *velocidad de rafa*, por lo tanto los mejores materiales serán los que tengan mayor densidad.

Los materiales más cargados a la derecha del diagrama y por lo tanto los de mayor densidad son las aleaciones de cobre, plomo y tungsteno. Los metales son una buena clase de materiales para elegir, ya que ofrecen alta densidad, buena capacidad de fabricación y alta resistencia.

Los criterios finales para descartar los posibles candidatos, así como para hacer la selección final del material fueron los siguientes:

- Resistencia al ambiente espacial
- No Ferromagnético
- Alta densidad

ACEROS INOXIDABLES: Los aceros inoxidable *austeníticos* son generalmente no magnéticos con permeabilidades magnéticas de alrededor de 1,0. Son resistentes

al ambiente espacial y cumplen con las propiedades necesarias de densidad y resistencia mecánica. Sin embargo la transformación de austenita a martensita puede ser activado ya sea por trabajo en frío o por el efecto de las bajas temperaturas. También, en la práctica no se logra obtener un acero inoxidable 100% autentico, Siempre hay una pequeña cantidad de ferrita y / o martensita en el acero y los valores de permeabilidad son siempre por encima de 1. Los aceros inoxidables austeníticos son buena opción como material de los volantes de inercia sin embargo debido a que estas aleaciones son susceptibles a perder sus propiedades no magnéticas debido al trabajo en frío son descartados.

ALEACIONES DE COBRE: El cobre posee conductividades eléctricas y térmicas excelentes, así como una excelente resistencia a la corrosión, la adición de aleantes busca la mejora de las propiedades mecánicas y la resistencia al desgaste. Dentro de las aleaciones de cobre se destacan los bronce los cuales son principalmente aleaciones cobre-estaño que industrialmente llevan otros elementos de aleación P, Pb, Ni, Zn, La resistencia a la tracción del cobre mejora hasta un máximo en torno al 20%. Los bronce son más resistentes a la corrosión que los latones, y son criogénicos, de modo que su comportamiento mejora al disminuir la temperatura. La tabla 36 muestra como se mejoran las propiedades del bronce con la adición de diferentes elementos.

Tabla 36: Tipos de Bronces

Bronces	Características
Bronces al plomo	Contenidos en Pb inferiores al 7 por ciento mejoran la maquinabilidad, y también pueden actuar como lubricante.
Bronces al fósforo	Pequeñas cantidades de fósforo en solución sólida aumentan las propiedades mecánicas.
Bronces al cinc	Mejora la colabilidad y abarata el bronce
Bronces al níquel	Alcanzan buenas propiedades mecánicas y pueden ser conformados en caliente.

La Aleación de Bronce SAE 64 también conocida como bronce al plomo, tiene la mayor densidad de las aleaciones de bronce, lo cual es una característica muy adecuada para la realización de volantes de inercia. Es un bronce específico para condiciones de alta velocidad, fuerte presión, impacto y vibración, de muy buena maquinabilidad, con resistencia mecánica.

En conclusión el bronce al plomo SAE 64 es un material no ferromagnético de alta densidad y resistente al ambiente espacial. Por lo tanto, se tomó como **selección final** para el material del volante de inercia.

Metales → Aleaciones - Cu → Bronce al plomo → SAE 64

Tabla 37: Bronce SAE 64

Densidad	Modulo de elasticidad	Esfuerzo de fluencia
8950 [kg/m ³]	76 [GPa]	125 [MPa]

15.2 Diseño y Dimensionamiento

Con la elección del motor Faulhaber 1202 004 BH, se realizó un diseño preliminar. Para convertir el motor Faulhaber en una rueda de reacción, un volante motor debe estar ajustado a presión en su eje. Este capítulo describirá primero el diseño detallado de ese volante, seguido de una descripción del soporte del prototipo. El enfoque durante el desarrollo del prototipo fue en el desarrollo del volante y el soporte para verificar rápidamente los requisitos primarios y su capacidad para sobrevivir a las cargas de lanzamiento.

La función del volante es aumentar el momento de inercia del rotor del motor. Al mismo tiempo, se debe minimizar cualquier otro impacto en el rendimiento del motor.

Para maximizar el momento de inercia para una masa de volante dada, es deseable ubicar la masa lejos del eje de rotación. En la práctica, a menudo existe un límite para el tamaño máximo de un volante y, por lo tanto, se usa comúnmente un diseño con bordes verticales. Tal diseño se ilustra en la Figura 6 junto con un volante en forma de disco sólido tradicional.

- **Limitaciones en el espesor del volante:** Para que el volante mantenga su integridad estructural, el espesor mínimo se estableció en 2 mm. Este valor se basa en la opinión de varios diseñadores y fabricantes experimentados.
- **Tolerancias de fabricación:** Cualquier desequilibrio en la distribución de masa del volante produce vibraciones durante el funcionamiento y una eficiencia reducida. Porque cualquier característica adicional en un volante aumentará su complejidad de fabricación y, por lo tanto, el riesgo de desequilibrio.

15.2.1 Diseño

El diseño del volante está hecho de tal manera que la rueda de reacción debería ser capaz de almacenar el momento angular deseado obtenido en la ecuación 11.64. Por lo tanto, teniendo en cuenta el momento de inercia del eje del motor, el volante momento de inercia del volante debe ser al menos:

$$(I_{zz} + I_{eje}) \frac{n_{\max}\pi}{30} \geq h_{rw,req} \quad (15.88)$$

$$I_{zz} \geq \frac{30\dot{h}_{rw,req}}{n_{\max}\pi} - I_{eje} \quad (15.89)$$

15.2.2 Dimensionamiento

COJINETE

Para control de orientación y posición de un cuerpo en el espacio requiere el control de seis grados de libertad (GDL). En el caso de mecanismos de rotación tales como las RW, un grado de movimiento rotacional es generalmente controlado por un motor y no forma parte de la tarea de control del cojinete. Por lo tanto cualquier suspensión de rotor y, en particular, una suspensión magnética debe proporcionar un control de cinco grados de libertad.

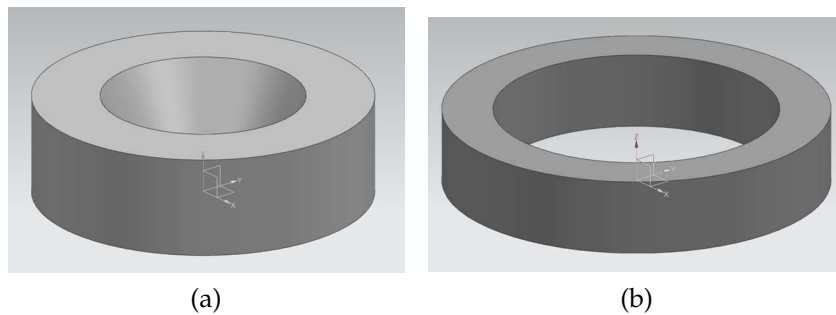


Figura 48: Configuración de anillos concéntricos

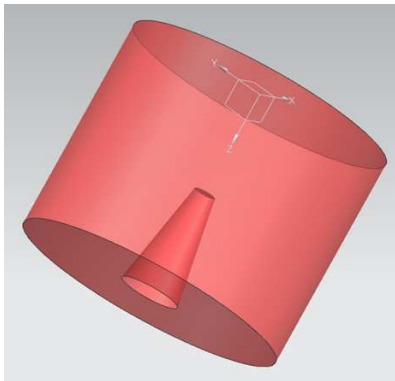
ARREGLO HALBACH: Es una disposición especial de imanes permanentes que aumenta el campo magnético en un lado del arreglo al mismo tiempo que lo hace casi cero en el otro lado.

16.1 cojinete de Joya

16.2 Elaboración del modelo matemático

Posteriormente se realiza un modelo matemático el cual se simula en una computadora con el objeto de probar el efecto de diferentes entradas y perturbaciones en el comportamiento del sistema resultante.

1. Dibujo de un diagrama esquemático del sistema y definición de variables
2. Utilizando leyes físicas, se escriben ecuaciones para cada componente, combinándolos de acuerdo con el diagrama del sistema y obtener un modelo matemático.
3. Para verificar la validez del modelo, la predicción acerca del funcionamiento obtenida al resolver las ecuaciones del modelo se compara con resultados experimentales



SOPORTE

17.1 Selección de Materiales

Tabla 38: Requerimientos del soporte

Función	
Restricciones	•
Objetivo	
Variables libres	•

17.2 Análisis de Carga

CONTROLADOR ELECTRÓNICO

Existen dos partes distintas de el convertidor, la primera es la etapa de potencia, a través de la cual la energía fluye hacia el motor, y la segunda es la sección de control, que regula el flujo de potencia. Las señales de control de baja potencia le dicen al convertidor lo que debe hacer, mientras que otras señales de retroalimentación de baja potencia se usan para medir lo que realmente está sucediendo. Comparando las señales de demanda y retroalimentación y ajustando la salida en consecuencia, se mantiene la salida objetivo.

Se usa un circuito chopper, donde la batería esta cortada y apagada, se usa una frecuencia de repetición constante, y el ancho de pulso de encendido se varia para controlar la tensión de salida media.

El motor BLDC consiste básicamente en un rotor de imán permanente y estatores de electroimanes donde la corriente a través de los electroimanes se establece mediante la configuración del conjunto de seis MOSFET (inversor).

El motor Faulhaber 1202 004 BH tiene incorporado internamente tres sensores Hall para determinar la posición del rotor. Utilizando la información de posición de los sensores Hall H₁-H₃ y la configuración de los MOSFET T₁-T₆ se determina de que manera las bobinas U-W dirijan se energicen en la secuencia deseada.

18.1 Pre-driver

El predriver o controlador de puerta (gate-driver, por su nombre en ingles) es el circuito que realiza la activación de la puertas de los MOSFET en la secuencia deseada. Como base para este circuito se utilizó el integrado BD63001AMUV, el cual genera una señal de control PWM a partir de las señales de los sensores hall, tiene varios controles y funciones de protección integradas.

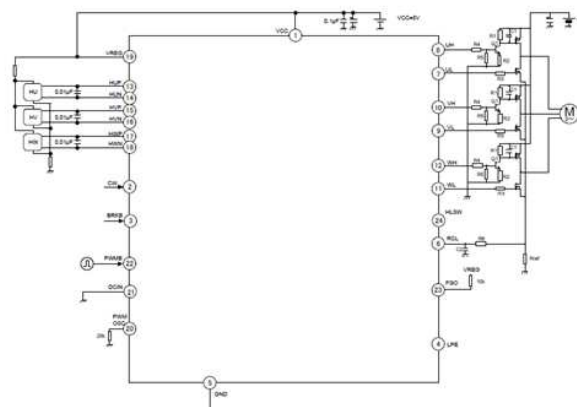


Figura 49: Esquema de aplicación

18.2 Inversor

Para la construcción del inversor se eligió utilizar al transistor **MOSFET** como dispositivo de conmutación, debido a que su velocidad de conmutación es muy alta y son muy recomendables para aplicaciones de baja potencia. Además al ser dispositivos controlados por voltaje requieren de una potencia insignificante para mantenerlos encendidos.

ENSAMBLE

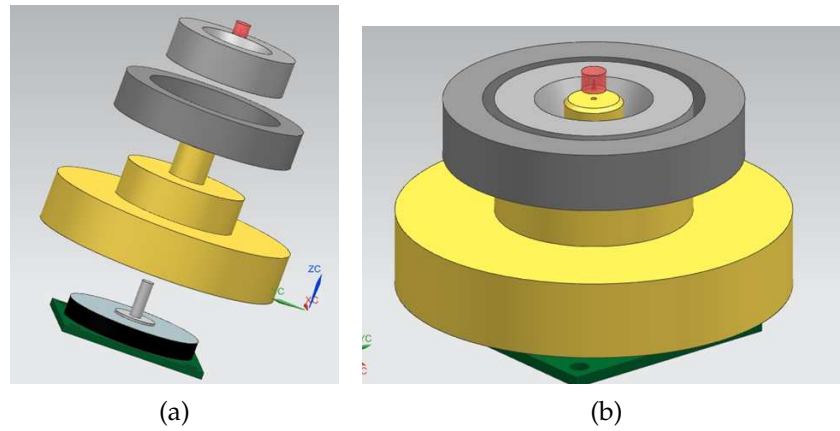


Figura 50: ensamble de rueda 1

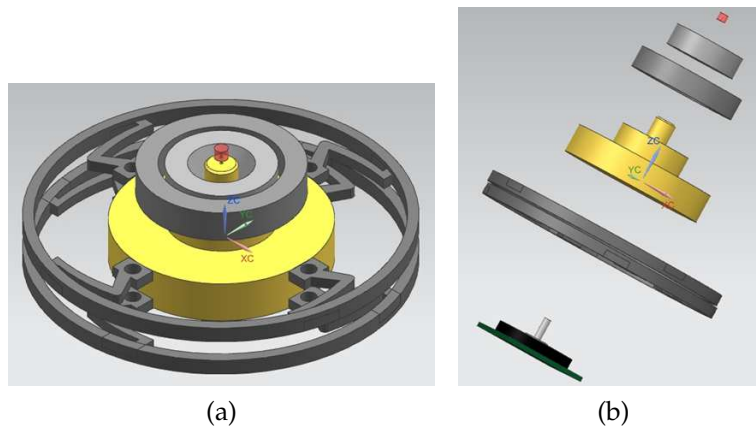


Figura 51: ensamble de rueda con abrazadera

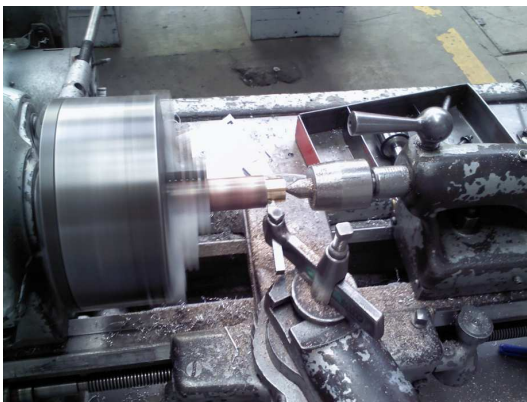
Parte IV

IMPLEMENTACIÓN

MANUFACTURA

20.1 Volantes de Inercia

La obtención de la geometría y dimensiones finales de los volantes de inercia se realizó mediante un proceso de arranque de viruta. Un proceso de arranque de viruta fue seleccionado para la manufactura de los volantes de inercia. Se eligió este proceso debido a que se pueden producir piezas con una exactitud del orden de micras, se pueden obtener acabados superficiales muy finos y se pueden generar un amplia variedad de geometrías.



(a) Torno



(b) Cilindrado

Figura 52: Manufactura del volante de inercia

- **Máquina herramienta:** Torno
- **Operaciones:** Refrentado, Cilindrado, Barrenado, Rectificado, Tronzado

En la figura 52 a) se muestra el proceso de arranque de viruta mediante el torno. Se utilizó un buril de acero de alta velocidad (HSS) de 1/4" X 1/4" como herramienta de corte (ver figura 53). Los ángulos de la herramienta fueron hechos especialmente para trabajar bronce. La tabla 39 y la figura 54 muestran los ángulos que diferentes autores recomiendan. En la figura 52 b) se muestra al buril en la operación de cilindrado.



Figura 53: Butil HSS

Tabla 39: Ángulos recomendados

Material	Alivio lateral	Alivio Frontal	Ángulo de ataque	Ángulo de inclinación
Bronce SAE 64	10°	8°	5° → -4°	0°

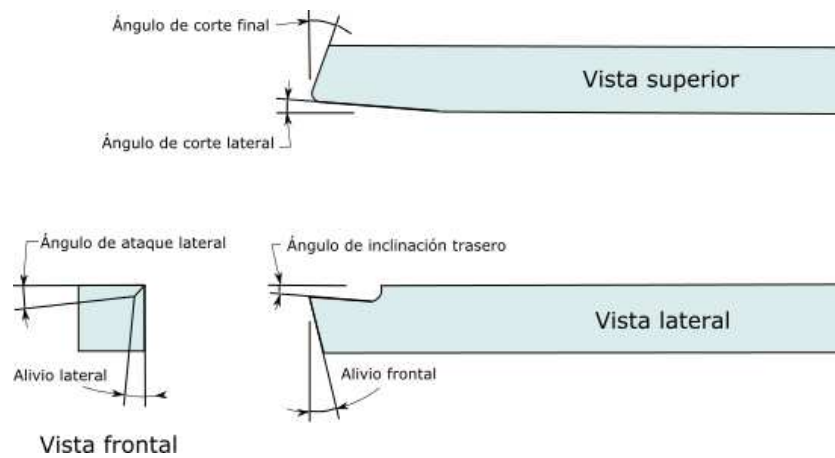


Figura 54: Ángulos del butil



Figura 55: Evolución del volante de inercia

20.2 Controlador Electrónico

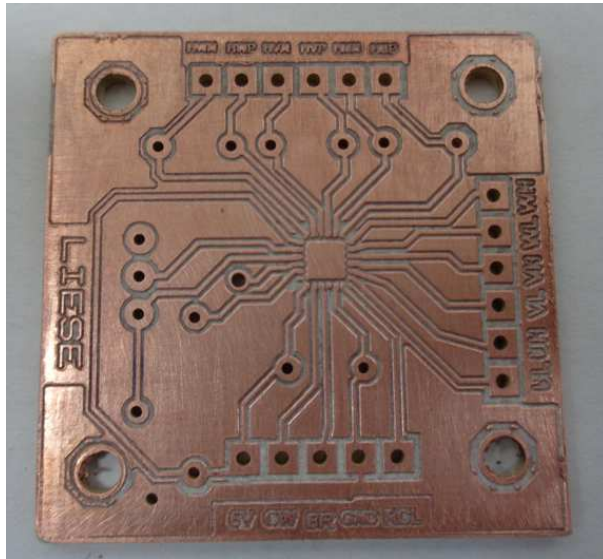
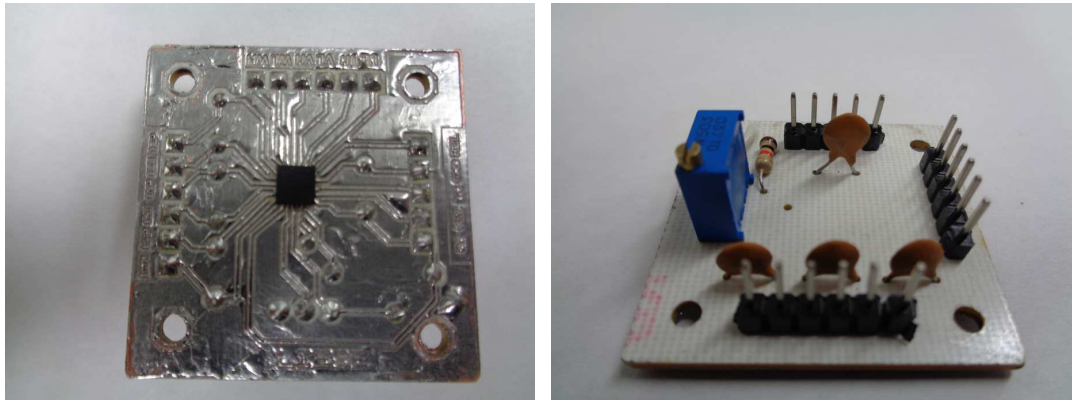


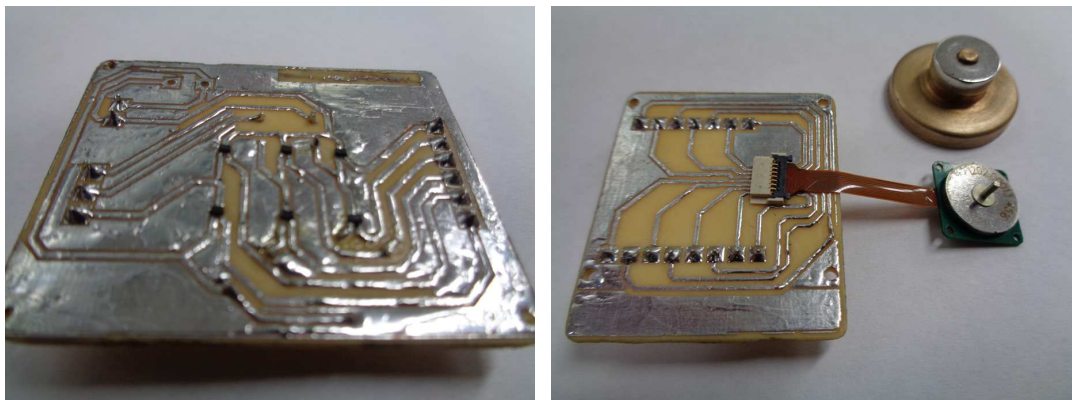
Figura 56: PCB elaborada en CNC



(a) Vistan inferior

(b) Vista Superior

Figura 57: Pre-driver



(a) Inversor

(b) Conector

Figura 58: Conector del motor



Figura 59: Modulos del controlador

INTEGRACIÓN

21.1 Volantes de Inercia

21.2 Electrónica

21.3 Rodamientos

21.4 Estructura

PRUEBAS Y REFINAMIENTO

22.1 Motores

22.2 Controlador

22.3 Soporte

22.4 Abrazadera de sujeción

CONCLUSIONES

Esta propuesta de diseño se ha desarrollado para mejorar el rendimiento de las ruedas utilizadas en los nanosatélites CubeSat. Los materiales propuestos y la optimización de forma hacen que el sistema sea más ligero al mismo tiempo que no aumentan el riesgo de falla. El diseño sin cojinetes evita problemas relacionados con la lubricación mientras que la carcasa proporciona protección, amortiguación de vibraciones y mantiene la máxima alineación posible de los volantes. El conjunto de RW se puede acoplar modularmente al ACS de un CubeSat de 3U.

El conjunto de cojinete de imanes permanentes y cojinete de joya ha demostrado ser una solución sencilla al problema de utilizar rodamientos lubricados. Existen propuestas muy variadas y creativas para resolver los problemas relacionados con los RW, es necesario continuar desarrollando y probando nuevos diseños para determinar cuáles son los que mejor satisfacen las necesidades.

APÉNDICES

BIBLIOGRAFÍA

- [1] ARRL. *Satellite Bulletin ARLSo13*. 1995. URL: <https://goo.gl/CsCwDs> (visitado 21-10-2016).
- [2] European Space Agency. *Outgassing Requirements*. URL: <https://goo.gl/gNZ3KD>.
- [3] Arianespace. *Soyuz User's Manual*. Inf. téc. 2012.
- [4] Michael F. Ashby. *Materials Selection in Mechanical Design*. Cuarta Edi. Elsevier, 2011. ISBN: 978-1-85617-663-7.
- [5] Alvin Blackmore. *An Insider's Look at a Record-Breaking Launch*. 2017. URL: <https://goo.gl/YX1Uhc> (visitado 16-03-2017).
- [6] Hannes Bleuler. «A survey of magnetic levitation and magnetic bearing types». En: *JSME International Journal* 35 (1992).
- [7] D. Bouwmeester, J. Reijneveld, J.P.J. Hoevenaars, T. Choukroun. «Design and Verification of a very Compact And Versatile Attitude Determination And Control System for the DELFI-N3XT Nanosatellite». En: (2012).
- [8] Charles D. Brown. *Spacecraft Propulsion*. Washington, DC: AIAA Education Series, 1996. ISBN: 1-56347-128-0.
- [9] Charles D. Brown. *Elements of Spacecraft Design ..* AIAA Education Series, 2002. ISBN: 1-56347-524-3.
- [10] Richard G. Budinas y Keith Nisbett J. *Diseño En Ingeniería Mecánica De Shigley 8Va Edición*. 8°. 2008. ISBN: 10: 970-10-6404-6. URL: [McGraw-Hill](http://www.mhfi.com).
- [11] CalPoly. «Cubesat design specification (CDS)». En: (2014), pág. 42. URL: <http://www.cubesat.org/>.
- [12] Howard D. Curtis. *Orbital Mechanics for Engineering Students*. Daytona Beach, Florida, 2005. ISBN: 0 7506 6169 0.
- [13] ESA. «Launch Vehicles Catalogue». En: 1 y 2 (2004).
- [14] ESA. *Space engineering Mechanisms ECSS-E-ST-33-01C*. Inf. téc. 2017.
- [15] Shinya FUJITA. «Development of Reaction Wheels for Cubesats Using a Solid Lubricant Bearing». En: (2015).
- [16] Dr. Fritz Faulhaber. *Technical Information*. Inf. téc. 2013.
- [17] Peter Fortescue y Graham Swinerd. *Spacecraft Systems Engineering*. Ed. por Graham Swinerd Fortescue, Peter. Fourth. Wiley & sons, 2011. ISBN: 978-0-470-75012-4.
- [18] Glenn Research Center (NASA). *Space Mechanisms Lessons Learned Study*. 2007. URL: <https://goo.gl/oh9hV1> (visitado 15-11-2018).
- [19] Y.M. Handelsman. *Jewel Bearings*. Moscow: Mashinostroyenie, 1973.

- [20] Avraham Harnoy. *Bearing Design in Machinery: Engineering Tribology and Lubrication*. Marcel Dekker, 2003. ISBN: 0-8247-0703-6.
- [21] Henry Hastings, Daniel Garrett. *Spacecraft-Environment Interactions*. Ed. por Michael J. Dessler, Alexander J. Houghton, John T. Rycroft. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS, 2004. ISBN: 0 521 47128 1.
- [22] Antonius G.L. Hoevenaars. «Design, Integration and Verification of the Delfin₃Xt Reaction Wheel System». Master of Science Thesis. Delft University of Technology, 2012.
- [23] Rasmus Holst. «Satellite Attitude Control, Using Magnetorquers with magnetic dipole moment cancellation». Tesis doct. Aalborg University, 2014.
- [24] Jeffery Puschell James Wertz, David Everett, ed. *Space Mission Engineering (SMAD)*. Hawthorne: Microcosm Press, 2011. ISBN: 978-1-883-15-9.
- [25] Saroj Kumar, Sahay Divyanshu y Hegde Sandesh. «Design and Development of 3-axis Reaction Wheel for STUDSAT-2». En: *IEE* (2015).
- [26] Katherine E. Kusky, Timothy M. Cullen. *Encyclopedia of Earth & Space Science*. Facts On File, 2010. ISBN: 9781438128597.
- [27] Wiley J. Larson. *Space Mission Analysis and Design*. Tercera. Microcosm Press, 2005. ISBN: 1-881883-10-8.
- [28] Wilfried Ley, Klaus Wittmann y Willi Hallmann. *Handbook of space Technology*. Wiley, 209. ISBN: 978-0-470-69739-9.
- [29] R.A. MASTERSON. «Development and Validation of Reaction Wheel Disturbance Models: Empirical Model». En: *Sound and Vibration* (2002).
- [30] MagneticBearings.org. *Passive Bearings*. URL: <https://goo.gl/mksZgX> (visitado 15-06-2017).
- [31] Memoria UNAM. *PUIDE*. 1994. URL: <https://goo.gl/xqBeAZ> (visitado 20-10-2016).
- [32] Memoria UNAM. *PUIDE*. 1996. URL: <https://goo.gl/xd5bMs> (visitado 20-10-2016).
- [33] Chou Ming-Chang. «Development and Control for a Reaction Wheel System Driven by Permanent Magnet Synchronous Motor». En: *IEEE* (2008).
- [34] Alejandro Montaña Barbosa. *La trayectoria de México en la exploración espacial*. 2015. URL: <https://goo.gl/fzD1Bi> (visitado 17-11-2016).
- [35] Rigoberto Reyes Morales. «Diseño de un sistema de control para la orientación en 3 ejes de un micro-satélite de percepción remota con ruedas inerciales». Maestría. UNAM, 2015.
- [36] David Myszkza. *Máquinas y Mecanismos*. Cuarta. Pearson Educación, 2012. ISBN: 978-607-32-1216-8.
- [37] Nanosats. *Nanosatellite and CubeSats Database*. 2017. URL: <http://www.nanosats.eu/> (visitado 18-02-2017).
- [38] *Navigation Data-Definitions and Conventions*. Inf. téc. Washington, DC: The consultative committee for space data systems, 2010.

- [39] M.J. Neale, ed. *BEARINGS A TRIBOLOGY HANDBOOK*. Butterworth Heinemann, págs. 121-123. ISBN: 56091 393 2.
- [40] Robert L. Norton. *Diseño de Maquinas*. Cuarta Edi. Pearson Educación, 2011. ISBN: 978-607-32-0589-4.
- [41] Vicent L. Pisacane, ed. *Fundamentals of Space Systems*. Oxford university press, 2005. ISBN: 978-0-19-516205-9.
- [42] LAURA ROMERO. *Impulsa la UNAM la investigación espacial*. 2011. URL: <https://goo.gl/CcKrZw> (visitado 21-10-2016).
- [43] Muhammad H. Rashid. *Electrónica de Potencia*. Tercera. Pearson Educación.
- [44] A Robinson. *Magnetic Bearings-The ultimate means of support for moving parts in space*. Inf. téc. 1981, págs. 14-19.
- [45] MARCEL J. SIDI. *Spacecraft Dynamics and Control*. Ed. por ROBERT F. STENGEL MICHAEL J. RYCROFT. Cambridge University Press, 1997, págs. 393-397. ISBN: 0-521-55072-6.
- [46] Geraldo Salazar Díaz. «Desarrollo de un modulador adaptativo para un sistema de telecomunicación a bordo de un microsátélite». Tesis doct. Universidad Nacional Autónoma de México, 2017.
- [47] K. Gopinath Sathyan Krishnan, Hung-Yao Hsu, Sang-Heon Lee. «A Bearing Cartridge Assembly for Long-Term Performance of Momentum/Reaction Wheels used in Spacecraft». En: *Tribology in Industry* (2014).
- [48] Gerhard Schweitzer y Eric Maslen, eds. *Magnetic Bearings*. Springer, 2009. ISBN: 978-3-642-00496-4.
- [49] John C. Springmann, James W. Cutler y Hasan Bahcivan. «Magnetic Sensor Calibration and Residual Dipole Characterization for Application to Nanosatellites». En: *American Institute of Aeronautics and Astronautics* ().
- [50] Ashish Tewari. *Atmospheric and Space Flight Dynamics*. Berlin: Birkhäuser, 2007. ISBN: 0-8176-4438-5.
- [51] UNAM. *Acuerdos Vigentes Del Rector*. 2da. México, 2005. URL: <https://goo.gl/RwL886>.
- [52] UNAM. *Origen de la Red Universitaria Espacial*. 2011. URL: <https://goo.gl/FH8Atw> (visitado 20-10-2016).
- [53] David A. Vallardo. «Exponential Atmospheric Model». En: *Fundamentals of Astrodynamics and Applications*. Space Technology Series, 1997. Cap. 7-4, pág. 510. ISBN: 0-07-066834-5.
- [54] Jacob Job Wijker. *Spacecraft Structures*. Springer, 2008. ISBN: 978-3-540-75552-4.
- [55] Tori Woods. *Feature-Atomic Oxygen*. 2011. URL: <https://goo.gl/OSXNAD>.
- [56] Chang-liang Xia. *Permanent Magnet Brushless Dc Motor Drives and Controls*. Wiley & sons, 2012, págs. 1-24. ISBN: 9781118188330.
- [57] Anatoly Zak. *Russian Space web*. 2017. URL: <https://goo.gl/xaPZL1> (visitado 19-10-2016).
- [58] Rymuza Zygmunt. *Tribology of Miniature Systems*. Elsevier, 1989. ISBN: 0-444-87401-7.