



ESTUDIO DE LA TECNOLOGÍA PICOSATÉLITE

ANDRÉS ARLEY ZAMBRANO LIZARAZO

DAVID FELIPE RINCÓN POSADA

UNIVERSIDAD DE LOS LLANOS

FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍAS

ESCUELA DE INGENIERÍAS

PROGRAMA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA

VILLAVICENCIO, COLOMBIA

2019

ESTUDIO DE LA TECNOLOGÍA PICOSATÉLITE

ANDRÉS ARLEY ZAMBRANO LIZARAZO

DAVID FELIPE RINCÓN POSADA

Monografía presentada como requisito para optar al título de INGENIERO ELECTRÓNICO

Director:

Ph.D. M. Sc Ing. HÉCTOR IVÁN REYES MONCAYO

UNIVERSIDAD DE LOS LLANOS

FACULTAD DE CIENCIAS BÁSICAS E INGENIERÍAS

ESCUELA DE INGENIERÍAS

PROGRAMA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA

VILLAVICENCIO, COLOMBIA

2019

Nota de aceptación _____

Firma de Jurado

Firma de director

Fecha: _____

Agradecimientos

A nuestra familia, por su paciencia, apoyo incondicional, a nuestros amigos que nos han acompañado a lo largo de este recorrido y hemos pasado muy buenos momentos.

A los profesores de la facultad de ingeniería, que nos han dado la preparación para nuestra carrera profesional. Especialmente a nuestro director de grado, por su compromiso con la educación, carisma y pasión para enseñar.

Índice

Introducción	1
1 Capítulo 1. “CUBESAT: UN SATÉLITE PARA TODOS”	3
1.1 ¿Qué es un satélite?	3
1.2 Historia de los Satélites.	3
1.3 Introducción al Cubesat	10
1.4 Estándar Cubesat	12
2 Capítulo 2. “ENTORNO ESPACIAL”	14
2.1 Ionósfera	15
2.2 Órbita LEO (Low Earth Orbit)	16
2.3 Radiación	18
2.4 Temperatura	19
2.5 Tiempo de vida	20
2.6 Parámetros orbitales	22
2.7 Basura espacial	24
3 Capítulo 3. “ECONOMÍA DEL ESPACIO”	26
3.1 Tipos de cubesat lanzados	26
3.2 Costos	28
3.3 Industria del espacio	32
3.4 Soluciones Comerciales	34
3.5 Alcances en servicios Comerciales	36
4 Capítulo 4. “ESTRUCTURA DE UN CUBESAT”	39
4.1 Especificaciones y generalidades en cubesat.	42
4.1.1 Diseño	42
4.1.1.1 Comunicación entre módulos	45
4.1.2 Prueba e integración de lanzamiento	45
4.1.2.1 Certificación para Lanzamiento	45
4.1.3 Lanzamiento	47
4.1.4 Requisitos de construcción	49
4.1.5 Requisitos legales para la banda de frecuencia	51
4.1.6 Integridad de los datos	53
4.1.7 Limitaciones	54
4.2 Módulo Estructural	54

4.2.1	Tipos de estructuras	56
4.3	Módulo de comunicación	64
4.3.1.1	Descripción de transmisión y Recepción	66
4.3.1.2	Modulación y Bandas	68
4.3.1.3	SSTV	71
4.3.1.4	Ax25	72
4.3.1.5	Retardo / interrupción de redes tolerantes DTN	74
4.3.2	Estación Terrena	75
4.3.2.1	Múltiples Redes Terrestres	78
4.3.2.2	SatNOGS	79
4.3.3	Antenas	83
4.3.3.1	Despliegue de antena	86
4.3.4	Aplicaciones de Módulo de comunicación	87
4.4	Módulo OBC	89
4.4.1	Temporizadores de vigilancia	93
4.4.2	Memoria	94
4.4.3	Sistemas Operativos	96
4.4.4	Protocolo CSP	97
4.4.5	Aplicaciones módulo OBC	99
4.5	Módulo de Potencia	101
4.5.1	Conversión de Energía o Generador	104
4.5.1.1	Páneles solares	105
4.5.2	Almacenamiento de Energía	107
4.5.2.1	Baterías	108
4.5.3	Regulación y Distribución de Potencia	110
4.5.3.1	Convertidor DC/DC	110
4.5.4	Interferencias y fallas por la radiación del sol	112
4.5.5	Aplicaciones módulo de potencia	113
4.6	Módulo de control térmico	115
4.6.1	Entorno Térmico Espacial	117
4.6.2	Dispositivos de control térmico	118
4.7	Módulo ADCS	119
4.7.1	GNSS/GPS	120
4.7.2	Magnetorque	120

4.7.3	Giroscopio	121
4.7.4	Sensor de Luz	121
4.7.5	Rueda de reacción	121
4.7.6	Magnetómetro	122
4.7.7	Sistema de propulsión	122
4.7.8	Aplicaciones Módulo ADCS (Attitude determination and control system)	122
4.8	Módulo carga útil	123
4.8.1	Aplicaciones carga útil	126
5	Capítulo 5. “CUBESAT A NIVEL EDUCATIVO”	132
5.1	Cubesat Colombia	134
5.2	Programa espacial de América del Sur	140
5.3	Programas Educativos	141
5.3.1	Canadian Cubesat	142
5.3.2	Irvine	142
5.3.3	AMSAT	143
5.3.4	ESA Fly Your Satellite!	143
5.3.5	ELANA	144
5.3.6	Cubesat Initiative	144
5.3.7	Fundación LibreSpace (LSF)	144
	Conclusiones	145
	Bibliografía.	147

Acrónimos

ADC	Conversores Análogos Digitales
AES	Sistemas de Exploración Avanzada
APRS	Automatic Packet Reporting System
1U	10cmx10cmx10cm Cubesat
ADCS	Attitude Determination and Control System
AIS	Sistema de Identificación Automática
AMU	Atomic Mass Unit
APRS	Automatic Packet Reporting System
BPS	Bits por Segundo
CAN	Controller Area Network
CAL POLY	Universidad Estatal Politécnica de California
CCP	Proyecto Canadian Cubesat
CDH	Command and Handling Data
CMOS	Semiconductores de Oxido Metálico Complementarios
COTS	Commercial Off-The-Shelf
CRC	Cyclic redundancy check for error detection
DAR	Deviation Waiver Approval Request
EDAC	Error Detection and Correction
ELANA	Educational Launch of Nanosatellites
EPS	Electric Power System
FFT	Transformada de Fourier
FYS	Fly Your Satellite

FPGA	Field Programmable Gate Array
GENSO	Global Educational Network for Satellite Operations
GEO	Geostationary Earth Orbit
GPS	Global Positioning System
HEO	Highly Elliptical Orbit
IARU	Unión de Radioaficionados
ICSP	STEM Irvine CubeSat
IOT	Internet de las Cosas
IP	Internet Protocol
ISIS	Innovative Solutions in Space
ISS	Inter-Satellite Service
I2C	Inter-Integrated Circuit
LEO	Low Earth Orbit
LV	Launch Vehicle
M2M	Machine to Machine
MEMS	Sistemas Micro Electromecánicos
METSAT	Servicio Meteorológico por Satélite
MEV	Mega Electron Volt
MIPS	Million Instructions Per Second.
MLI	Aislamiento multicapa.
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NEPP	Electronic Parts and Packaging
NEPP	NASA Electronic Parts and Packaging
OBC	On Board Computer

P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer
RAD	Unit of Absorbed Radiation Dose
RAM	Random Access Memory.
SEE	Efectos de un Solo Evento
SEE	Single Event Effects
SEL	Single Event Latchup
SETS	Servicio de exploración de la Tierra por satélite
SPI	Serial Peripheral Interface
SRAM	Static Ram
SRS	Servicio de Investigación Espacial
SSOD	Small Satellite Orbital Deployer
TEA	Tiny Encryption Algorithm
TCP	Transmission Control Protocol
TID	Total Ionizing Dose
TLE	NORAD Two-Line Element
UART	Universal Asynchronous Receiver/Transmitter.
USART	Universal Synchronous/Asynchronous Receiver Transmitter
UDP	User Datagram Protocol
UHF	Ultra High Frequency
UIT	Unión Internacional de Telecomunicaciones
USB	Universal Serial Bus.
VHF	Very High Frequency

Lista de Tablas

Tabla 1.1. clasificación de los satélites.....	11
Tabla 2.1. TLE contenido de la línea 1.....	23
Tabla 2.2. TLE contenido de la línea 2.....	24
Tabla 3.1. Costos lanzamientos 2018.....	30
Tabla 3.2. Costos lanzamiento a la órbita LEO por kilogramo.....	32
Tabla 4.1. Ejemplo requerimiento proyecto NUTS.....	44
Tabla 4.2. Ejemplo sub requerimientos generales del OBC, proyecto NUTS.....	45
Tabla 4.3. Tipos de banda.....	70
Tabla 4.4. Trama I protocolo Ax25.....	74

Lista de Figuras

Figura 1.1. Línea de tiempo de los Satélites.....	9
Figura 2.1. Capas de la tierra. Ionósfera.....	15
Figura 2.2. Órbitas MEO LEO GEO.....	16
Figura 2.3. Órbita Polar, Ecuatorial	17
Figura 2.4. Cantidad de radiación absorbida	22
Figura 2.5. Basura espacial orbitando la tierra.....	25
Figura 3.1. Cubesat lanzados según masa	27
Figura 3.2. Tipos de cubesat lanzados.....	28
Figura 3.3. Precio de lanzamiento LEO 2002.....	29
Figura 3.4. Precios lanzamiento cubesat Spaceflight.....	30
Figura 3.5. Vehículos de lanzamiento elana.....	31
Figura3.6. Agentes involucrados en el mercado de satélites.....	33
Figura 3.7. Render de la constelación.....	36
Figura 3.8. Imagen captada por un cubesat de Planet Labs.....	37
Figura 4.1. Partes de cubesat.....	40
Figura 4.2. Diagrama módulos.....	42
Figura 4.3. Diagrama de flujo del proceso de exención de desviación.....	47
Figura 4.4. Lanzamiento cubesat vía Vehículo de lanzamiento (VL).....	48
Figura 4.5. Lanzamiento Cubesat vía ISS.....	49
Figura 4.6. Tamaños de Cubesat.....	55
Figura 4.7. Estándar Cubesat 1U en la Estructura.....	56

Figura 4.8. Estructura Pumpkin 1U.....	57
Figura 4.9. El 6U Supernova Estructura Kit.	58
Figura 4.10. Clydespace.com.....	58
Figura 4.11. Las estructuras modulares del espacio radio.....	59
Figura 4.12. Sistema de ranuras.....	60
Figura 4.13. Estructura pumpkin.....	60
Figura 4.14. Estructura astrotube.....	61
Figura 4.15. Estructura AM. ESA Agencia espacial europea.....	62
Figura 4.16. Imagen backplane.....	63
Figura 4.17. Poly Picosatélite Orbital Deployer y sección transversal.....	63
Figura 4.18. Mecánica PPOD expulsión cubesat.....	64
Figura 4.19. Dispensador de satélite canesterizado (CSD)para 6U.....	65
Figura 4.20. COM comandos y telemetría.....	66
Figura 4.21. Sistema de comunicación básico.....	67
Figura 4.22. Secuencia del sistema de comunicaciones.....	68
Figura 4.23. Las frecuencias usadas para donwlink o Telemetría.....	72
Figura 4.24. Diagrama de flujo del AX25 codificación y decodificación.....	73
Figura 4.25. Estación terreno pc SDR.....	76
Figura 4.26. Transmisor receptor Diagrama de modulación estación terreno.....	77
Figura 4.27. Estación conectada a internet digipeater Iggate or GENSO.....	78
Figura 4.28. Ubicación bases terrenas.....	79
Figura 4.29. Antena, rotor y driver construida para una Base terrena.....	80
Figura 4.30. Plataforma visualizando datos del cubesat IRAZU	

conectado a la red satNOGS.....	81
Figura 4. 31. Ejemplo cubrimiento órbita LEO usando solo 30 estaciones GENSO.....	82
Figura 4.32. Ejemplo antena desplegable usada en VHF and UHF.....	84
Figura 4.33. Antena desplegable Monopolo usada en UHF.....	84
Figura 4.34. Antena parche.....	85
Figura 4.35. Antena dipolo cinta métrica.....	86
Figura 4.36. GomSpace.com Arquitectura OBC.....	90
Figura 4.37. Comunicación I2C, CAN.....	91
Figura 4.38. Ejemplo CDH OBC.....	92
Figura 4.39. NVM comparación NASA.....	95
Figura 4.40. Escenario de red en CSP.....	98
Figura 4.41. Pila protocolo CSP.....	99
Figura 4.42. EPS.....	101
Figura 4.43. Configuración básico módulo de potencia.....	103
Figura 4.44. Subsistemas módulo de potencia.....	105
Figura 4.45. Radiación del sol a paneles solares del cubesat.....	106
Figura 4.46. Conexión serie paneles solares.	107
Figura 4.47. Conexión paralelo paneles solares.....	108
Figura 4.48. Batería de iones de litio.....	109
Figura 4.49. Arquitectura del sistema eléctrico de potencia.....	112
Figura 4.50. Entorno térmico.....	118
Figura 4.51. Composición del adcs.....	120
Figura 4.52. Cubesat Aissat 1.....	128

Figura 4.53. Cubesat Raiko.....	129
Figura 4.54. Cubesat Unite.....	129
Figura 4.55. Cubesat Hiber 1.....	131
Figura 4.56. Cubesat Estcube 1.....	132
Figura 5. 1. Entidades que desarrollan cubesat.....	134
Figura 5.2. Cubesat libertad 1.....	137
Figura 5.3. Cubesat facsat 1.....	139
Figura 5.4 Cubesat UD Colombia 1.....	140

“Remember to look up at the stars and not down at your feet”.

Stephen Hawking

Introducción

La presente investigación, se llevó a cabo con el fin de conocer una tecnología que acerca varios países a participar en el sector espacial de manera más fácil y económica, siendo así que en años recientes los pequeños satélites (cubesat o picosatélite) se han vuelto más atractivos a instituciones públicas o privadas. Contando ya con una amplia comunidad de desarrolladores potenciales de cubesat, universidades de Japón, Canadá, Estados Unidos, México, Rusia, etc, clubes de radioaficionados y participantes de la industria.

El uso de satélites tradicionales conlleva a emplear un gran número de personas, mayor espacio de trabajo y acarrear una altísima vigilancia para el control de calidad y ámbito organizacional, a su vez un equipo especializado para fabricación y transporte de piezas, sin contar el gasto enorme de combustible para su lanzamiento y puesta en órbita. Con estas características es difícil que alguna institución piense siquiera en desarrollarlo, o por lo menos incursionar en un prototipo. siendo esta, la razón por la cual abordamos el estudio de la tecnología pico satélite para a través de este, fomentar y dar conocimiento en la región sobre este tema y así promover su desarrollo y acercamiento.

La constante necesidad de obtener información de cualquier tipo de variable, para mejorar nuestra vida cotidiana, está jugando un papel importante hoy en día , la manera rápida, mucho más económica y el rango de cobertura de los satélites nos introduce sin duda alguna, a buscar oportunidades en esta tecnología, teniendo esta un gran número de aplicaciones en diferentes campos como: astronomía, meteorología, telecomunicaciones, seguridad, telemedicina, prevenir de posibles catástrofes ambientales, agricultura de precisión, entre otros. Con este estudio, se busca ver la historia, describir la parte estructural y electrónica, señalar el estándar que aplica la

tecnología y detallar el alcance de los picosatélites, sus aplicaciones, como a su vez la importancia que esto tiene en el desarrollo académico, en cualquier tipo de institución.

Para cumplir con nuestro propósito, esta monografía se compone de cuatro capítulos:

CAPÍTULO I: CUBESAT UN SATÉLITE PARA TODOS

Expone una breve visión sobre los orígenes de tecnología, con un resumen de algunos acontecimientos importantes y una pequeña introducción al mundo del cubesat.

CAPÍTULO II: ENTORNO ESPACIAL

Se define los conceptos del entorno en la que se desarrolla dicha tecnología, el ambiente y sus características.

CAPÍTULO III: ECONOMÍA EN EL ESPACIO

Se muestra el potencial económico que tiene esta industria, empresas dedicadas al desarrollo de soluciones comerciales y costos de lanzamiento.

CAPÍTULO IV: ESTRUCTURA CUBESAT

Se describe todos los módulos que conforman a un picosatélite, se menciona las distintas aplicaciones y tipos de configuraciones. Se visualiza algunos puntos de vista, asimismo temas a tener en cuenta para el diseño y desarrollo, de igual manera requisitos importantes a la hora de incursionar en desarrollo de cubesat.

CAPÍTULO V: CUBESAT A NIVEL EDUCACIONAL.

Se menciona organizaciones a nivel educacional, los múltiples beneficios y alcances del estándar que otorga el desarrollo de este tipo de tecnología, también una mirada a lo que se está realizando en Colombia para promoverla.

Al final de este estudio, se realizarán conclusiones de este trabajo académico.

1 Capítulo 1. “CUBESAT: UN SATÉLITE PARA TODOS”

1.1 ¿Qué es un satélite?

Es un objeto que orbita o da círculos alrededor de un objeto gigante. Existen dos tipos de satélites, naturales o artificiales, naturales, como la luna que gira alrededor de la tierra y artificial como la ISS (del inglés international Space Station) construido para orbitar la tierra [1].

Dicho satélite artificial es impulsado con ayuda de un cohete como medio de transporte y puesto en una órbita LEO (Low Earth Orbit), MEO (Medium Earth Orbit) o GEO (Geostationary Earth Orbit), debe tener una velocidad exacta, realizada previamente con cálculos matemáticos ,una vez puesto allí, es un juego de equilibrio entre el satélite querer irse al espacio exterior(inercia) y la tierra con su gravedad en atraerlo, lo que produce que el satélite tenga un movimiento curvo alrededor del planeta, para luego poder comunicarse con estaciones terrestres o u otros satélites amigos. mediante ondas electromagnéticas.[1]

1.2 Historia de los Satélites.

En la búsqueda de la globalización y el acceso en tiempo real de datos, la humanidad ha encontrado un tipo de tecnología que nos ha dado un mayor alcance y comodidad en nuestra vida cotidiana, estos son los satélites de comunicación. Los cuales no eran reales hasta el 4 de octubre de 1957.

La historia inicia a mediados del siglo 19, las telecomunicaciones ya se extendían por todo el planeta, el cableado del telégrafo y teléfono estaban en su apogeo, por cable o por aire (antenas

terrestres), las telecomunicaciones cubrían cada vez más el planeta, pero a mediados del siglo 20, la humanidad entraría en la era espacial y llegó con él, un invento que borró definitivamente las distancias (por lo menos virtualmente hablando), el planeta se convertía en una completa red. Hasta hace poco estos objetos electrónicos era ciencia ficción, como algunos libros lo veían, por ejemplo, la novela llamada “los quinientos millones de la begún” en la que Julio Verne presenta ideas extrañas o muy adelantadas para su época, imaginando una pieza de artillería que entraba en órbita alrededor de la tierra. Pero sería en 1957, en plena guerra fría, donde la ficción se volvería realidad.

Todo inició cuando, en 1957, la Unión Soviética desarrolló su primer satélite llamado Sputnik 1 (que significa compañero de viaje), el cual era un pequeño artefacto de aluminio con forma esférica, de un peso aproximado de 66 Kg. , equipado con un termómetro, una batería, y 2 transmisores de radio, duró 22 días y alcanzó a transmitir humedad, densidad de la atmósfera y radiación cósmica , dicho suceso puso en alerta a todo el mundo, Estados Unidos, viendo aquel suceso, se dio cuenta del gran avance académico logrado en el otro continente, y queriendo no quedarse atrás, Estados Unidos de América se declaró en estado de emergencia educativa, influenciando así el campo financiero e institucional, como resultado, se crean las carreras espaciales, y el inicio de la NASA (National Aeronautics and Space Administration).

Meses después, en el mismo año (1957), en la Unión Soviética, lanzó al espacio el Sputnik 2, con un canino como pasajero. En 1958, Estados Unidos inicia el primer lanzamiento de un satélite, fue llamado EXPLORER 1, este duró un tiempo de 5 meses en órbita, su misión era estudiar los campos magnéticos de la tierra, ese mismo año, se lanzó el primer satélite para

comunicaciones llamado SCORE, este emitió un mensaje navideño del presidente de ese entonces Eisenhower.

En 1960, Estados Unidos envió el ECHO 1, el cual reflejaba imágenes, se experimentaron las primeras señales de teléfono, radio y televisión a nivel satelital. Luego en 1961, el Vostok 1 de la Unión Soviética, envió consigo a Yuri Gagarin, el primer humano que orbitó la tierra, por un lapso de 108 minutos y llegó sano y salvo de regreso.

En 1962 Estados Unidos logró su primer show televisivo vía satélite, gracias a 2 satélites llamados TELSTAR, con un peso de 77 kg, conectando al planeta entero casi en tiempo real, creando los primeros pasos a la globalización.

La popularidad de los satélites, fue creciendo ,consiguiendo que comunidades internacionales pusieran sus ojos en esta industria, creando normas para regular su operación, así nació en 1964 la organización llamada INTELSAT, conformada por 11 países, la cual lideró el mundo de las comunicaciones, motivando empresas como Hughes Aircraft Company, creadora del primer satélite de uso exclusivo en telecomunicaciones a nivel comercial llamado INTELSAT 1(1965) con una medida de 76×61 cm y 34.5 Kg, permitiendo comunicación casi tiempo real de telefonía y televisión entre Europa y América. Se empezaron a transmitir sucesos importantes, como la llegada del primer hombre en la luna un 20 julio del 1969, fue transmitido en tiempo real por televisión gracias a los satélites, y visto por más de 500 millones de personas en todo el mundo [1][2].

Años después, gracias a la miniaturización de los componentes electrónicos, se dio el paso al primer lanzamiento de cubesats, el cual se llevó a cabo en junio del 2003 usando un vehículo de

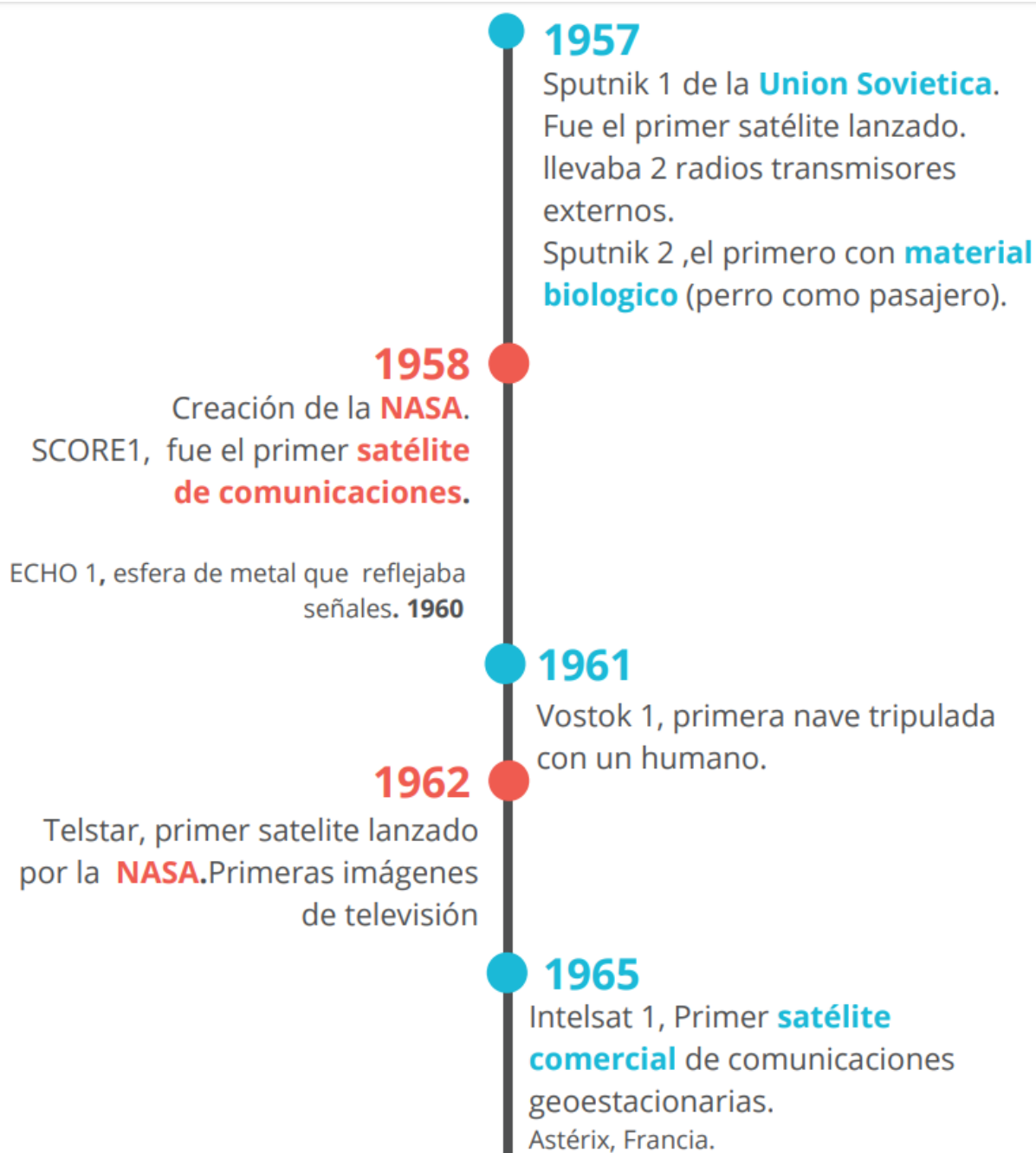
lanzamiento modelo Rockot. El cohete, un misil balístico intercontinental tipo SS-19, de fabricación rusa, donde albergó seis cubesats en dos sistemas de despliegue para picosatélites [3].

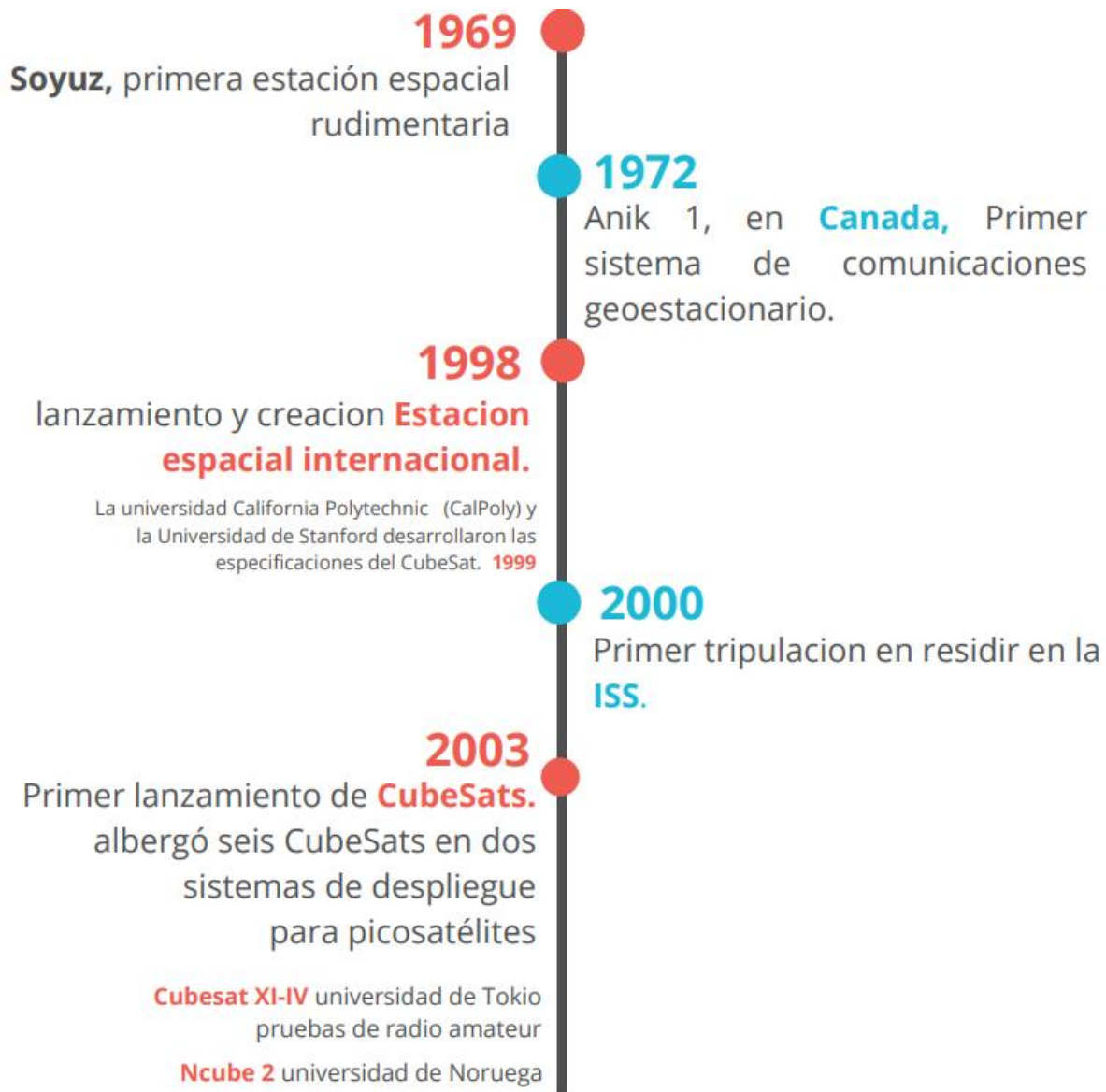
Después de casi medio siglo, el uso de los satélites hoy en día es muy amplio, ya sea para transmitir audio y video en tiempo real desde cualquier parte del planeta, geo localizar objetos e incluso observar y estudiar nuestro alrededor, nuestra vía láctea, y otras galaxias, como lo hace el satélite Hubel. Los satélites nos dieron una nueva perspectiva del mundo y fuera de él, una nueva dimensión de las telecomunicaciones. De nosotros depende el enfoque y buen uso, para seguir adelante con nuestra humanidad y así trascender como espécimen inteligente.



UNA BREVE HISTORIA DE LOS SATÉLITES

SATELITE ARTIFICIAL es un objeto creado para el espacio, el cual mantiene en órbita alrededor de un cuerpo.





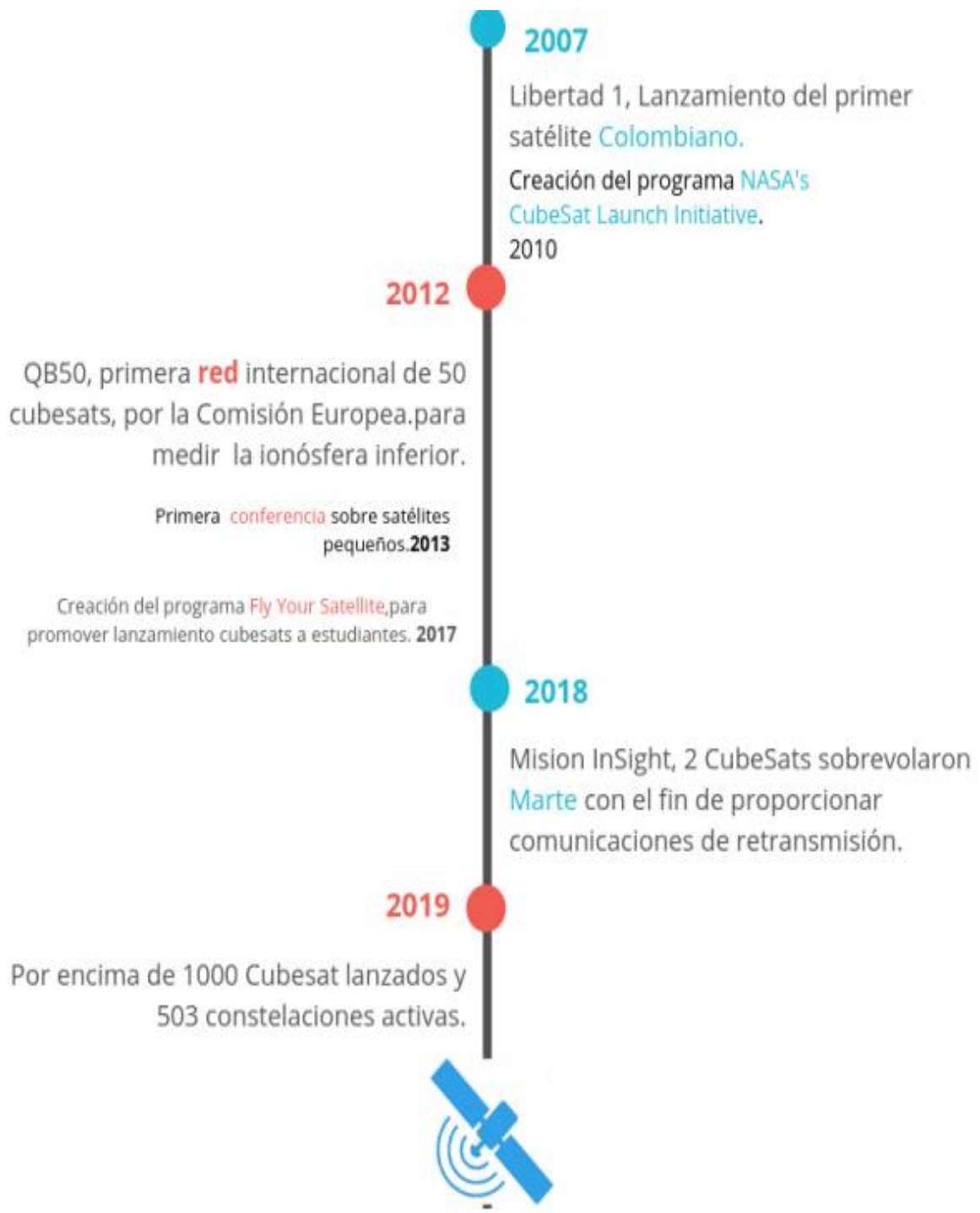


Figura 1.1. Línea de tiempo de los satélites [2].

1.3 Introducción al Cubesat

La idea del estándar Cubesat nació a finales de los 90s, como una idea del profesor Bob Twiggs de la Universidad de Stanford, y el profesor Jordi Puig-Suari de la California Polytechnic. El objetivo era permitir que estudiantes pudiesen diseñar, construir, probar y operar un satélite en el espacio con capacidades similares al del primer satélite Spunik, pero con un tamaño menor, y consigo involucrar a universidades alrededor del mundo, a realizar proyectos espaciales. Años después este proyecto, se convertiría en un estándar para hacer programas satelitales más exitosos, haciendo que estudiantes se motivaran con hardware espacial, desde el laboratorio de una universidad, logrando reducir el tiempo de desarrollo y reducción de costos de fabricación [4].

Ahora es posible enviar satélites mucho más pequeños con potencial similar a sus antecesores. He aquí donde surgió los nuevos tipos o clasificación de satélites, de allí estudiaremos la rama de los nanosatélites (menores a 10 kilos de peso), los llamados pico satélite o Cubesat. La nueva generación de exploradores donde el volumen y masa estos vehículos espaciales es de mucha importancia.

Los primeros cubesats se lanzaron en junio de 2003, en un Eurockot ruso [5]. Actualmente, el proyecto cubesat es una colaboración internacional de más de 100 universidades, colegios y firmas privadas, desarrollando nanosatélites conteniendo cargas científicas, privadas y gubernamentales [6].

A medida que la miniaturización de computadoras y hardware avanza, los satélites han ido adoptando otras formas y tamaños, actualmente se clasifican en 7 tipos:

Grandes	(mayor a 1000 kg)
Medianos	(500-1000kg)
mini satélites	(100-500kg)
Micro	(10-100 kg)
Nano	(1-10 kg)
Pico	(0.1-1 kg)
Femto	(<0.1 kg)

Tabla 1.1. clasificación de los satélites [7].

Generalmente un satélite cuenta con 6 partes o módulos como lo son: un módulo de servicios que mantiene en órbita y orientación a sus antenas; un módulo de comunicaciones para recepción y transmisión de señales; módulo de potencia encargado de adquirir energía solar y almacenarla; un módulo térmico encargado de regular la temperatura de todos los elementos que componen al satélite, y por último la llamada carga útil para leer y recolectar la información que se quiere estudiar [1].

Los cubesat se usan a menudo para demostrar nuevas tecnologías, probar nuevos conceptos y nuevas infraestructuras. Aunque hoy en día (2018) ya existe un comercio y aplicaciones rentables con esta tecnología. Gracias a su modularidad, permite disminuir la complejidad de los diseños, debido a su fácil desarrollo, muchas instituciones educativas y organismos participan en ello, de manera que hay una mejora continua de esta tecnología. A esto se le une la reducción de costos en la fase de integración, lanzamiento y puesta en órbita, debido a que su carga de

dispositivo es pequeña a comparación de la carga principal, pudiendo crear rápidamente grandes constelaciones de pico satélites para múltiples usos.

1.4 Estándar Cubesat

Cubesat es un estándar de diseño de nanosatélites, cuya estructura es escalable en cubos de 10 cm, se rige a estándares descritos en el documento de especificaciones de cubesats. Cal Poly liderado por el profesor Robert Twiggs, en conjunto con el profesor Jordi Puig-Suari. Se encuentra actualmente en su revisión 13, lo que la hace una guía de especificaciones indispensable para desarrollar y evaluar las misiones, logrando que universidades, empresas públicas o entidades independientes ejecuten y pongan en marcha de manera eficaz estas misiones. Se espera que el estándar mejore para que se tenga en un futuro mayor acceso al espacio.

Las especificaciones cubesat buscan cumplir varios objetivos específicos. La simplificación de la estructura del satélite permite el diseño y manufactura de un satélite funcional de bajo costo. La encapsulación del lanzador y la interfaz de la carga útil reducen problemas burocráticos y prohibiciones, que se daban durante el acuerdo del lanzador y el desarrollador. La unificación de cargas útiles y lanzaderas permite un rápido intercambio de cargas útiles y la integración a oportunidades de lanzamiento repentinas.

A grandes rasgos, algunas características del estándar cubesat son:[8]

- El cubesat no debe presentar ningún peligro para los cubesats vecinos, ni para la carga útil primaria, ni para el vehículo de lanzamiento: todas las partes deberán permanecer unidas durante el lanzamiento, la eyección y la operación y no se les permite pirotecnia.
- Sus dimensiones deben ser 10x10x11.35 cm (incluyendo los rieles para su expulsión a través del P-POD).
- Su masa no deberá exceder los 1.33 Kg.
- Centro de masa debe estar dentro de 2 cm de su centro geométrico.
- Se recomienda lo más cercano posible, el uso de materiales aprobados por la NASA o la ESA: esto permite una reducción de la liberación de gases y la contaminación.
- Se sugiere el uso de 4 aleaciones de aluminio (7075, 6061, 5005, y 5052) para la estructura principal.
- Si se utilizan otros materiales en la estructura del cubesat, su coeficiente de dilatación térmica debe ser similar a la del material del P-POD (aluminio 7075-T73) para evitar que el cubesat se atore debido a una excesiva dilatación térmica.
- Ningún dispositivo electrónico puede estar activo durante el lanzamiento.
- Las baterías recargables deben estar descargadas, o el cubesat debe desactivarse completamente.
- El sistema de alimentación eléctrica del cubesat deberá estar apagado, desde el momento de su inserción en el P-POD, hasta su expulsión en su órbita por el vehículo de lanzamiento.
- Se requiere al menos de un interruptor para activar al cubesat, después de su expulsión del P-POD.
- Todos los objetos desplegables tales como antenas y paneles solares, se deben desplegar en un tiempo máximo de 30 minutos después de la expulsión.

- El cubesat no deberá generar ni transmitir señales, desde su inserción en el P-POD, ni antes de 45 minutos después de su expulsión.
- El cubesat deberá estar sometido a las pruebas de aceptación y certificación, de acuerdo con las especificaciones del lanzador. Cada cubesat tiene que sobrevivir a las pruebas de calificación para el lanzador que fue seleccionado. Las pruebas de aceptación también se realizan después de la integración en el sistema de despliegue [55].

2 Capítulo 2. “ENTORNO ESPACIAL”

2.1 Ionósfera

El campo magnético de la tierra nos protege de la actividad más feroz del Sol. Las partículas con gran energía, las emisiones de antorchas y las eyecciones de masa coronal son desviadas por el campo magnético antes de que puedan llegar al suelo terrestre. La tierra cuenta con 5 tipos de capas protectoras.

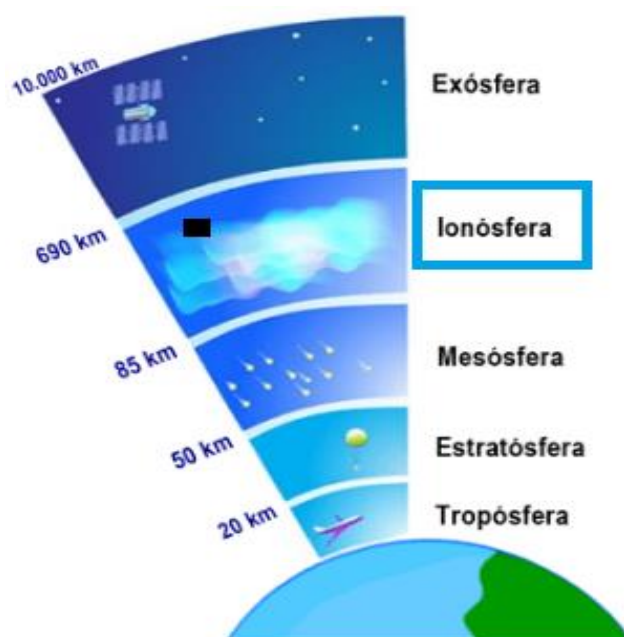


Figura 2.1. Capas de la tierra. Ionósfera [9].

La ionósfera se llama así porque es un plasma muy delgado de átomos (iones) y electrones cargados eléctricamente, debido a la radiación ultravioleta (UV) del Sol. Técnicamente se extiende desde unos 85 km hasta más de 690 km. Por encima de la ionósfera, el entorno espacial puede ser hostil debido a la fuerte actividad solar. Pero por debajo, los riesgos de radiación son mucho menores.[10]

2.2 Órbita LEO (Low Earth Orbit)

Así como se distinguen las capas de la atmósfera, la tierra tiene 4 tipos de órbitas (Figura 2.2), que hacen que algún objeto gire de cierto comportamiento alrededor de ella, llamadas LEO (Low Earth Orbit), MEO (Medium Earth Orbit), GEO (Órbita geoestacionaria) y HEO (High Earth Orbit). Las órbitas pueden ser casi circulares, o ser altamente excéntricas, acercándose a la tierra en un extremo de la órbita, y luego alejándose en el otro.

LEO es en el fondo, lo más seguro que el espacio puede conseguir, también es donde los picosatélites orbitan. Es la órbita más cercana, lo cual permite mayor tasa de datos, es también la que menos radiación presenta, a comparación de las órbitas más altas como MEO Y HEO, esta es la razón por la que la Estación Espacial Internacional (ISS) orbita allí.

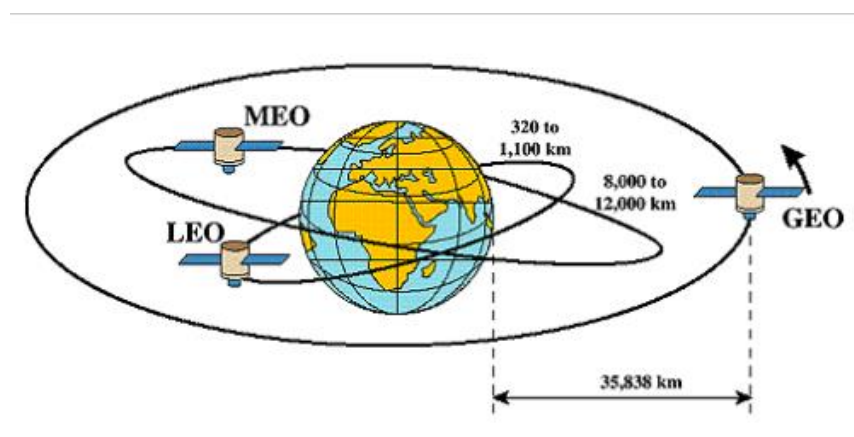


Figura 2.2. Órbitas MEO, LEO, GEO [11].

Una órbita LEO tiene un período de 90 minutos. Es decir, gira alrededor de la tierra una vez cada 90 minutos, haciendo unas 15 órbitas al día. Las órbitas se pueden posicionar cerca del ecuador de la tierra (órbitas ecuatoriales) o en bucle desde el Polo Norte al Polo Sur (órbitas polares con

una inclinación cercana a los 90 grados del ecuador) también llamadas SSO (Sun Synchronous Orbit) (figura 2.3) [12].

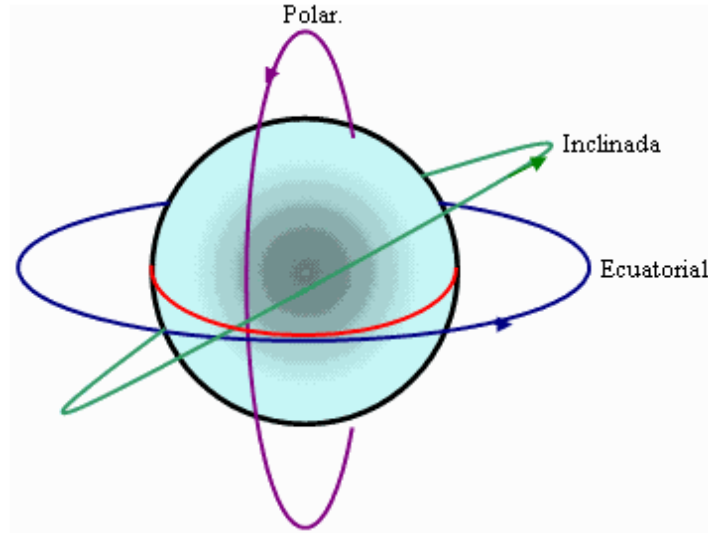


Figura 2.3 Órbita Polar, Ecuatorial en LEO (Low Earth Orbit)
(Cortesía Seminario de divulgación de la Agencia Espacial Mexicana sobre órbitas) [12].

LEO comienza a 150 km - por debajo de eso, no se puede mantener una órbita estable, justo en esta órbita el arrastre atmosférico es alto, debido a que es la órbita más cercana a la tierra. Pero se compensa con la disminución en costos de envío.

Muchos factores hacen el medio ambiente de espacio particularmente hostil. Primer factor, la temperatura, la cual puede llegar de -120 grados Celsius a 150. Segundo factor, la radiación que viene del cosmos, esta puede perturbar el funcionamiento de los circuitos electrónicos, errores como por ejemplo el cambio de 0 a 1 en el valor de un bit. Tercer factor, la colisión con basura espacial u otros objetos(meteoritos), por ejemplo, un objeto a 36 mil kilómetros por hora que impacte el satélite. Cuarto factor, el vacío. Si alguna parte de nuestras tarjetas electrónicas queda con una burbuja de aire en la etapa de construcción, esta puede desprender los componentes, por

ejemplo, aire guardado en el pegamento o soldadura. Último factor, es la acumulación de carga eléctrica, que podría crear arcos eléctricos, quemando o dejando saturado algún elemento electrónico [13].

2.3 Radiación

Para aplicaciones espaciales, los efectos de radiación más importantes que pueden dañar la electrónica ocurren de dos maneras:

- La dosis ionizante total (TID), que es la cantidad de radiación acumulada con el tiempo.
- Los efectos de un solo evento (SEE del inglés Single event effect) son las perturbaciones creadas por partículas individuales que golpean la electrónica.

La tasa típica de error en los COTS (Commercial Off The Shelf), que orbitan en LEO tiene un valor de 1/100000 por bit por día [14], esta probabilidad puede ser calculada y profundizada en libro *“Tor Onshus. Instrumenterings systemer. 2011.”* Los efectos pueden variar desde un ruido relativamente benigno en los datos, hasta graves errores en la ejecución del software.

Los efectos simples (SEE) se pueden dividir en dos categorías principales: alteraciones de un solo evento single-event upsets (SEU), el cual ocasiona un cambio del valor de un bit, y Single-event latchups (SEL), que causa cortocircuito [15].

La radiación ionizante provoca un cambio o degradación en los parámetros físicos de los dispositivos. Más específicamente, resultará en un desplazamiento del umbral de voltaje de los transistores de los semiconductores de óxido metálico (MOS), y efectos de un solo evento pueden cambiar los valores lógicos. Técnicamente el efecto de la radiación puede ser expresado por su Transferencia de Energía Lineal, que se expresa en MeV -cm²/mg. La radiación LET

describe cuánta energía transfiere una partícula ionizante al material transversal por unidad de distancia. El material en cuestión suele ser Silicio para dispositivos MOS. En cuanto la dosis de radiación absorbida, se expresa generalmente en rad, donde un rad es igual a 0,01 julio por kg de materia [16][17][18].

2.4 Temperatura

El estudio Thermal Modeling of Nanosat[17], demuestra que una placa de metal en LEO, puede variar su temperatura desde (-40 to 85) , dependiendo el tiempo de exposición a la luz solar y el ángulo de incidente. Siendo que una órbita tiene aproximadamente la mitad de su tiempo en la luz solar y la otra mitad en la sombra de la tierra, en muchos proyectos vale la pena modelar el comportamiento de la temperatura, ya que sería el único inconveniente externo, el cual el cubesat debe enfrentar.

El picosatélite deberá estar girando constantemente, el cual hace el rango de temperatura favorablemente más pequeño (ya que el calor tiene tiempo para distribuirse y disiparse). Por ejemplo, con ayuda de Magnetorques o sistema de propulsión, se iguala un poco la distribución del calor y acota el rango de temperatura.

Con una órbita de 90 minutos, el cubesat, pasará por tres rangos: demasiado frío para registrar los valores de los sensores; regiones de transición donde el sensor devuelve datos válidos, que cambian lentamente; y posiblemente sobre saturación en el extremo superior. Algunas otras alternativas, es añadir un calentador si es necesario. Por lo tanto, un sensor térmico que cubra desde -40°C hasta 100°C que existen actualmente en el mercado, será suficiente, de otro modo, el resto de la electrónica del satélite pudiera tener problemas. Así mismo, un sensor de detección

de luz, por ejemplo, para un pico satélite giratorio, es probable que devuelva sólo una señal binaria, dependiendo de la incidencia del sol sobre este. Si desea medir los niveles de luz reales, su diseño tendrá que asegurarse de que el sol no sature o queme su detector.

En conclusión, el desafío principal para todo cubesat, son las duras condiciones de funcionamiento en ambientes de radiación y temperatura. Para garantizar que el hardware y el software sean tolerantes a estas fallas, se deben diseñar sistemas más robustos, ya sea para eliminarlo o manejarlo, sin afectar el rendimiento del resto del sistema a un grado inaceptable. Al considerar las diferentes mediciones de fiabilidad, podemos aceptar reinicio y posibles pérdidas de datos al mitigar los efectos de radiación, es posible enmascarar los errores del funcionamiento del sistema mediante ciclos de alimentación, puntos de comprobación, detección y corrección de errores (EDAC) [19].

2.5 Tiempo de vida

Muchos factores hacen que se extienda o se acorte la vida de un cubesat en órbita. Algunos cubesats tienen paneles solares o antenas desplegadas, y tamaños diferentes. Todos estos factores dan como consecuencia distinta duración de vida, sin embargo, la altitud a la que es llevada el cubesat sigue siendo el principal factor de deterioro. Para órbitas circulares con cubesats 1U es más o menos 1 año, a unos 450 km, y 25 años a 640 km (vida útil máxima permitida en o por debajo de la órbita geo sincrónica).

La razón principal por la que un cubesat dura tan poco tiempo, es debido a que usualmente no tienen propulsión, así que, en una órbita baja como LEO, pueden pasar solo un par de semanas antes de que se quemé en la atmósfera. En una órbita levemente más alta puede tardar un par de meses. Sin embargo, la mayoría de los cubesats son usados para demostración de tecnologías y/o como proyectos estudiantiles, permitiendo que ese tiempo sea suficiente [20].

En muchas instituciones se dificulta obtener dispositivos tolerantes a altos niveles radiación espacial, por ello optan por adquirirlos basándose en el tiempo de vida que necesita dicha misión, así mismo en la cantidad de radiación anual recibida, cuyo valor máximo en LEO es de 1 krads, así logran permitirse usar microcontroladores comerciales comunes, los cuales tendrían un tiempo de vida bastante considerable. Gracias a los estudios realizados por la NASA como se muestra en la figura 2.4 [21].

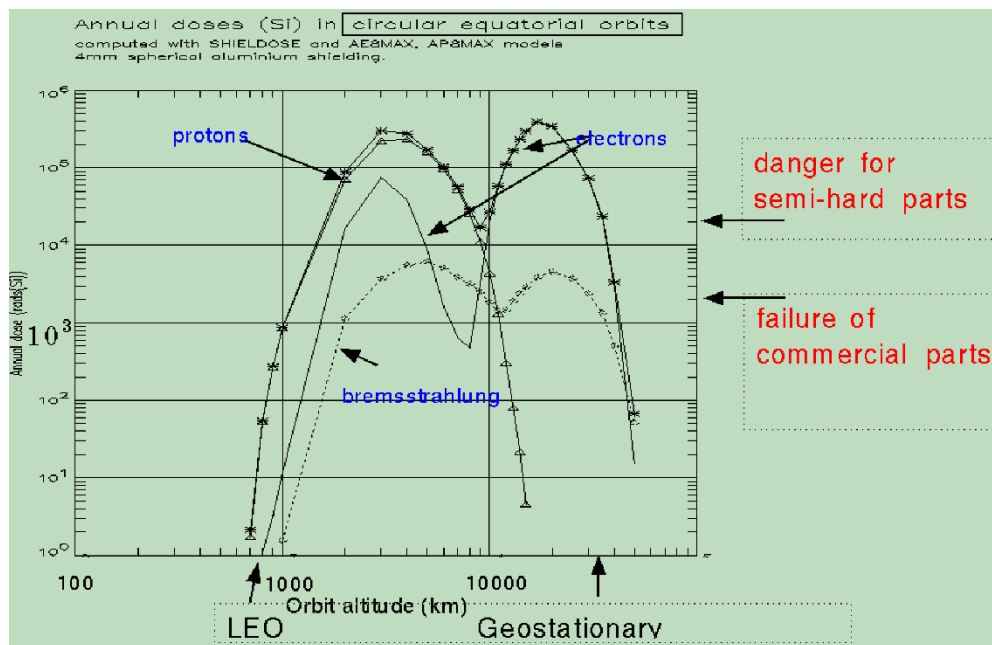


Figura 2.4. Cantidad de radiación absorbida [21].

De esta manera muchos microcontroladores comerciales toleran hasta 5 krads antes de comenzar a fallar. Fácilmente este tipo de microcontroladores soportan 5 veces más que el tiempo de vida que se requiere [22].

2.6 Parámetros orbitales

Son modelos utilizados para predecir la posición y velocidad de un satélite, se publican y comunican utilizando el formato TLE (NORAD Two-Line Element). Los datos para cada satélite consisten en tres líneas con el siguiente formato [23]:

Línea 0: AAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAAA

Línea 1: NNNNU NNNNAAA NNNN.NNNNNNNN +. NNNNNNNN +NNNNN-N +NNNNN-N
N NNNNN.

Línea 2: NNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NNNNNNN NNN.NNNN NNN.NNNN NN.
NNNNNNNNNNNNNNN.

La línea 0 (24 caracteres) escrita para contener el nombre del satélite.

Los contenidos de las líneas 1(63 caracteres) y 2(69 caracteres) se detallan en la tabla 2.1 y la tabla 2.2 respectivamente.

Columna	Descripción
01	Número de la línea del TLE
03-07	Número del satélite
08	Clasificación (U=No clasificado)

10-11	Designación Internacional (últimos dígitos del año de lanzamiento)
12-14	Designación Internacional (número del lanzamiento del año)
15-17	Designación Internacional (número de parte del lanzamiento)
19-20	Año de Epoch (últimos dígitos del año)
21-32	Epoch (día del año y fracción del día)
34-43	Derivada primera del Movimiento Medio
45-52	Derivada segunda del Movimiento Medio
54-61	Término BSTAR
63	Tipo de ephemeris
65-68	Número de elemento
69	Checksum (módulo 10)

Tabla 2.1. TLE Contenido de la línea 1 [24].

columna	Descripción
01	Número de la línea del TLE
03-07	Número del satélite
09-16	Inclinación (grados)
18-25	Ascensión recta del nodo ascendente (grados)
27-33	excentricidad
35-42	Argumento de perigeo(grados)
44-51	Anomalía media (grados)

53-63	Movimiento medio (Revoluciones por día)
64-68	Número de revolución en el Epoch(revs)
69	Checksum (módulo 10)

Tabla 2.2. TLE Contenido de la línea 2 [25].

Ejemplo:

0: UNILLANOSAT 1

1: 23455U 94089A 97320.90946019 .00000140 00000-0 10191-3 0 2621

2: 23455 99.0090 272.6745 0008546 223.1686 136.8816 14.11711747148495

2.7 Basura espacial

Cuando un satélite cumple el tiempo de vida útil, queda en órbita mucho más tiempo, de allí que más de 500,000 escombros, o "basura espacial", rastreados orbitando la tierra. En general

alcanzan velocidades de hasta 28 km/h, lo suficientemente rápido como para que un pedazo de escombros relativamente pequeño dañe algún satélite funcional [26].

Diferentes páginas web hacen seguimiento de estos escombros. En la web www.stuffin.space/ (usando la tecnología WebGL en 3D), muestra el globo terráqueo con los satélites en tiempo real, transitando en cada órbita representados en rojo, los escombros en gris, los cuerpos de cohetes desechados en azul y sus órbitas con líneas azules, podemos analizar el actual comportamiento de nuestras órbitas. La web ofrece más información de cada objeto, como el

nombre acordado por la comunidad científica internacional, la altitud e inclinación de la órbita, y la velocidad a la que se desplaza.

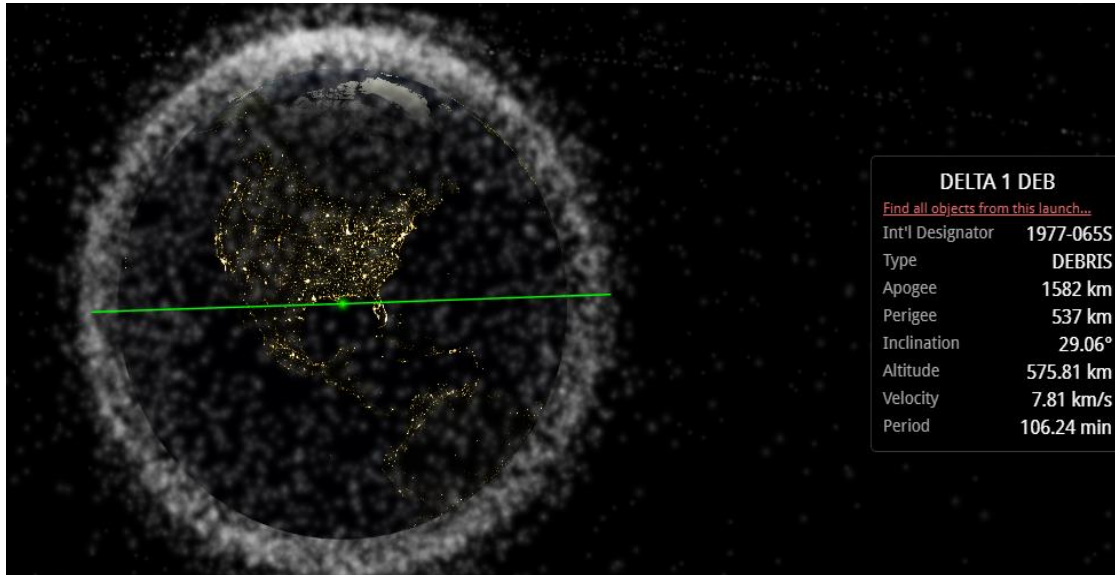


Figura 2.5. Basura espacial orbitando la tierra [27].

Varias agencias espaciales e iniciativas privadas, buscan solución a este problema. Ahora existen empresas que van desde la supervisión de desechos espaciales y venta de datos sobre estos objetos, a los operadores de satélites, hasta empresas dedicadas al reciclaje de los mismos. Este tema debe tenerse en cuenta para toda aquella entidad u organización que desee hacer un lanzamiento.

3 Capítulo 3. “ECONOMÍA DEL ESPACIO”

3.1 Tipos de cubesat lanzados

El lanzamiento de satélites tipo cubesat ha venido en aumento, lo cual favorece a la comunidad interesada en este tipo de alternativas. en la siguiente imagen vemos un crecimiento explosivo de lanzamiento de nanosatélites (Más de 100 nanosatélites lanzados en dos años).

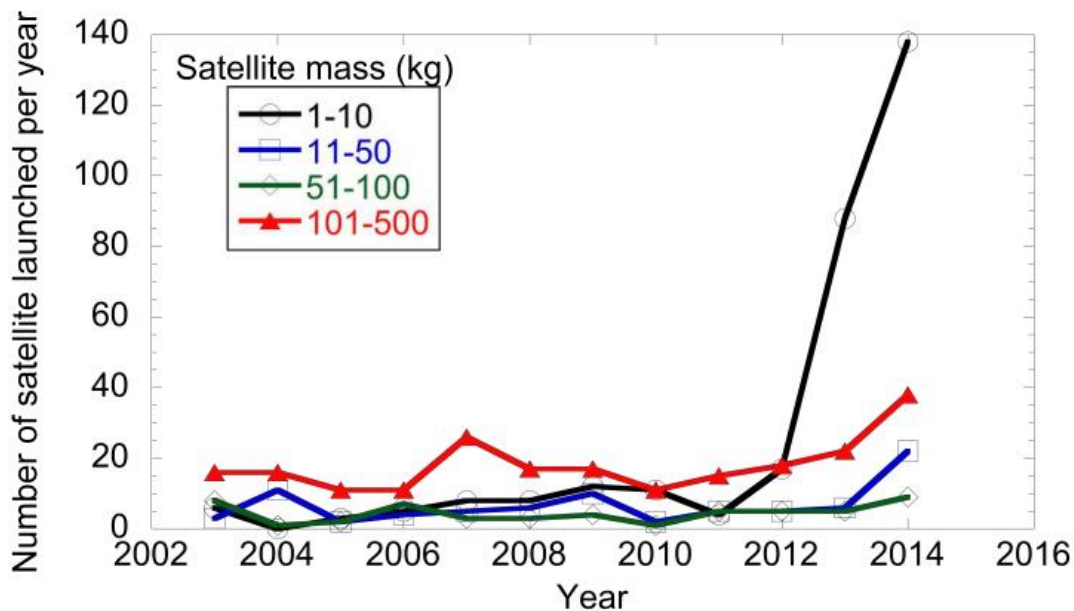


Figura 3.1. Cubesat lanzados según la masa (Instituto Tecnológico de Kyushu, Japón, 2015).

Al año (2018) casi un 50% de los modelos lanzados al espacio son 3U (tres unidades cubesat) seguido por un 15% de tipo 1U (Figura 9). USA lidera con alrededor de 678 de ellos. El uso de 3U es una tendencia a tener en cuenta que nace del aprovechamiento del espacio del compartimiento en cada lanzamiento [28].

Aparte es realmente lo suficientemente grande para implementar las tecnologías de hoy en día, ya que 1U se ha queda limitado en distintas aplicaciones en el espacio [29].

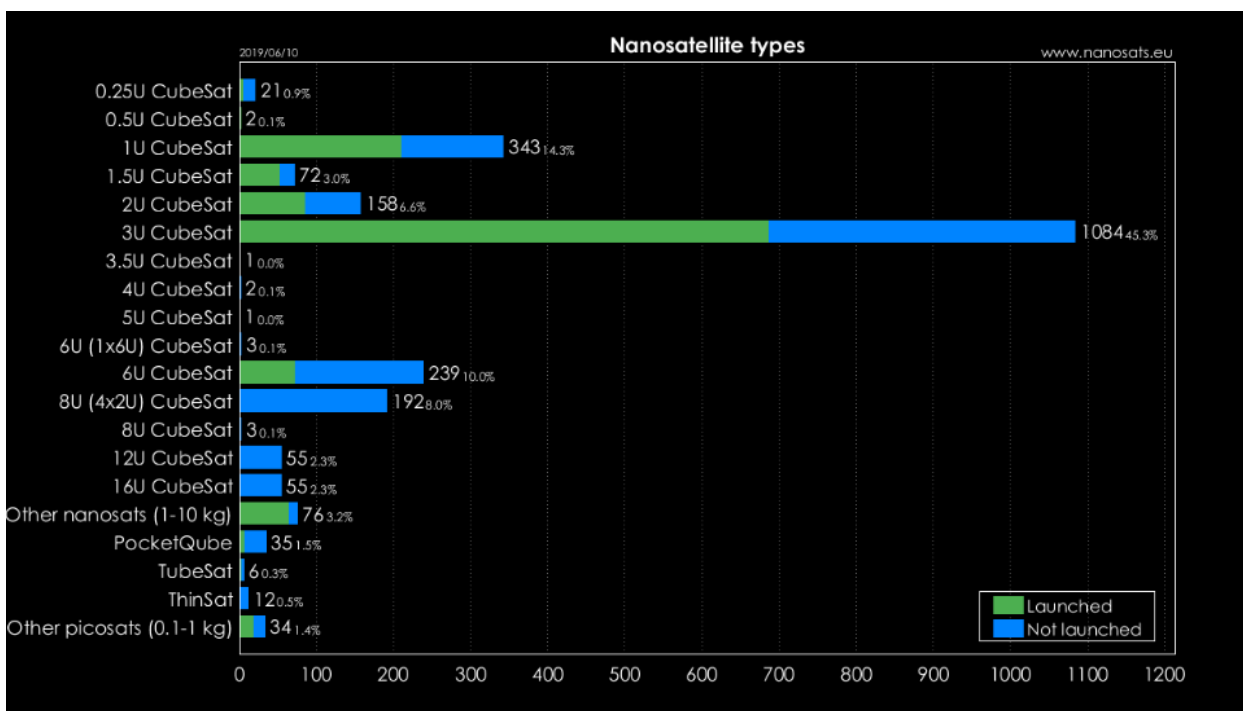


Figura 3.2. Tipos de cubesat lanzados [30]

3.2 Costos

Los costos de transporte típicamente representan, del 25 al 70% de un programa espacial [31], y dependen de varios factores, entre ellos, el peso de la carga útil, demanda de los vehículos, parámetros de la órbita y el tipo de vehículo a ser usado. Aunque la buena noticia es que los lanzamientos en estos últimos años han disminuido en un factor de 20 en el envío convencional, y con el envío desde la ISS(International Space Station)en un factor de 4.

En la Figura 3.3 podemos ver el costo por Kg en una puesta en la órbita LEO, que se tuvo para el año 2002, y vemos a continuación el costo para el año 2018, dada por las organizaciones Spaceflight y Defense Dayly.

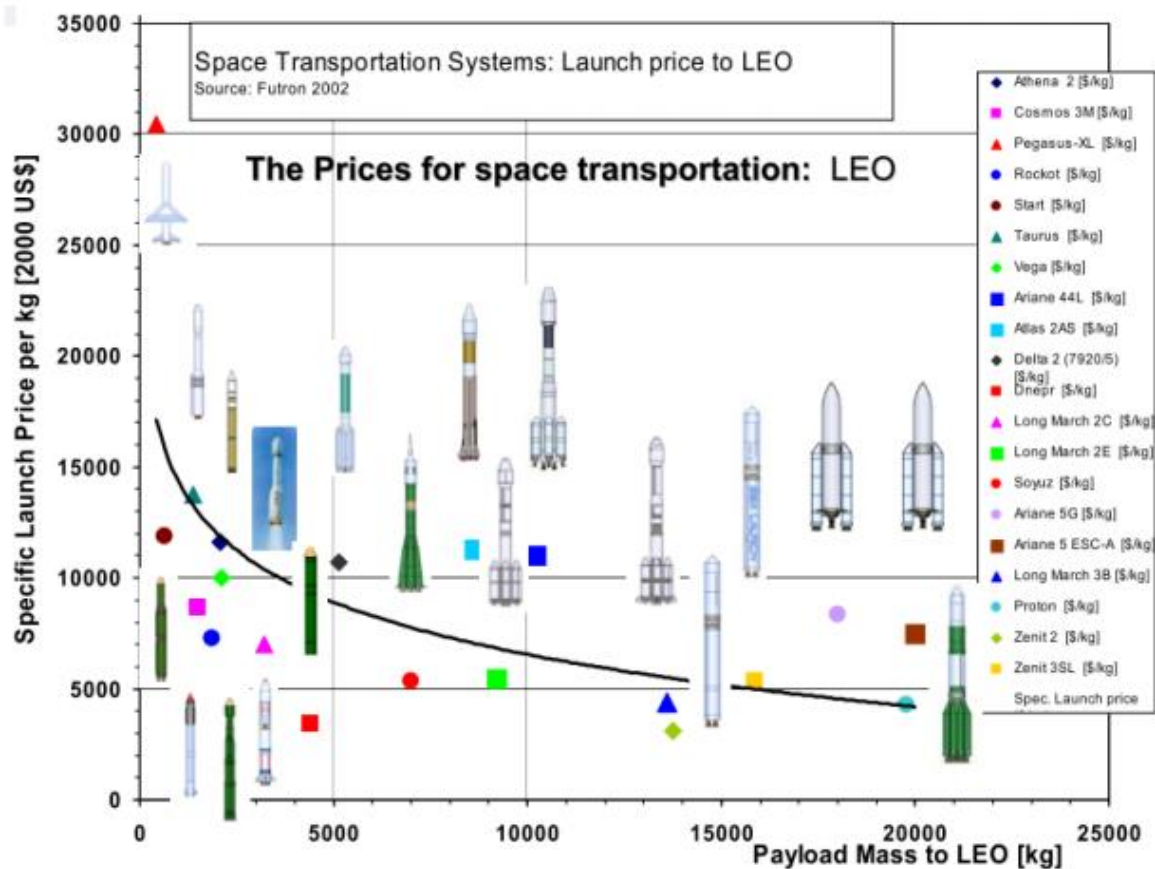


Figura 3.3. Precio de lanzamiento en LEO (Low Earth Orbit) 2002 [32].

Para el 2018 estos costos han disminuido significativamente, vehículos como el Falcon 9 de la empresa SpaceX, tienen mucho menor costo que el Delta 2, se espera una disminución en los próximos años, optimización en el sistema de envío y su factor de costo aumente.

Por otra parte, la organización Spaceflight, también presenta los costos según su contenedor y peso.

DETAIL	CONTAINERIZED			SATELLITE CLASS							
	3U	6U	12U	50kg	100kg	150kg	200kg	300kg	450kg	750kg	1000kg
PAYLOAD TYPE											
LENGTH (CM)	34.05	34.05	34.05	80	100	100	100	125	200	300	350
HEIGHT/DIA (CM)	10	10	22.63	40	50	60	80	100	150	200	200
WIDTH (CM)	10	22.63	22.63	40	50	60	80	100			
MASS (KG)	5	10	20	50	100	150	200	300	450	750	1000
PRICE-LEO	\$295	\$545	\$995	\$1,750	\$3,950	\$4,950	\$5,950	\$7,950	\$17,500	\$22,000	\$28,000

Figura 3.4. Precios de lanzamiento cubesat Spaceflight [33].

También podemos ver otras cotizaciones de empresas para dichos lanzamientos.

SSO: Órbita sincrónica al sol.

Empresa	precio	Distancia
NanoRacks.	\$40k/U-\$80k/U aprox.	ISS Orbit,408 km,52 grados de inclinación.
Vector space systems.	\$220k/U aprox.	450km, SSO (Sun-synchronous orbit).
Virgin Orbit.	\$110k/U aprox.	500 km, SSO.

Tabla 3.1. Costos de lanzamiento 2018 [34].

En el caso de NanoRacks, otorga un descuento del 50% si se verifica que es para fines educativos. Otras como RocketLab, venden slots o espacios que se pueden separar directamente desde su página web.

Así mismo, existen programas como “Cubesat initiative” de la NASA, el cual provee lanzamientos gratuitos a proyectos sumamente educativos, como investigaciones en áreas de ciencia, exploración, tecnología o pruebas operacionales, que sean elaborados en los programas de la NASA o instituciones educativas, estos lanzamientos al espacio son compartidos, a través de los servicios de lanzamiento existentes de cargas útiles gubernamentales ,y cuentan una variedad de vehículos de lanzamiento, como se puede ver en la Figura 3.5 [35].

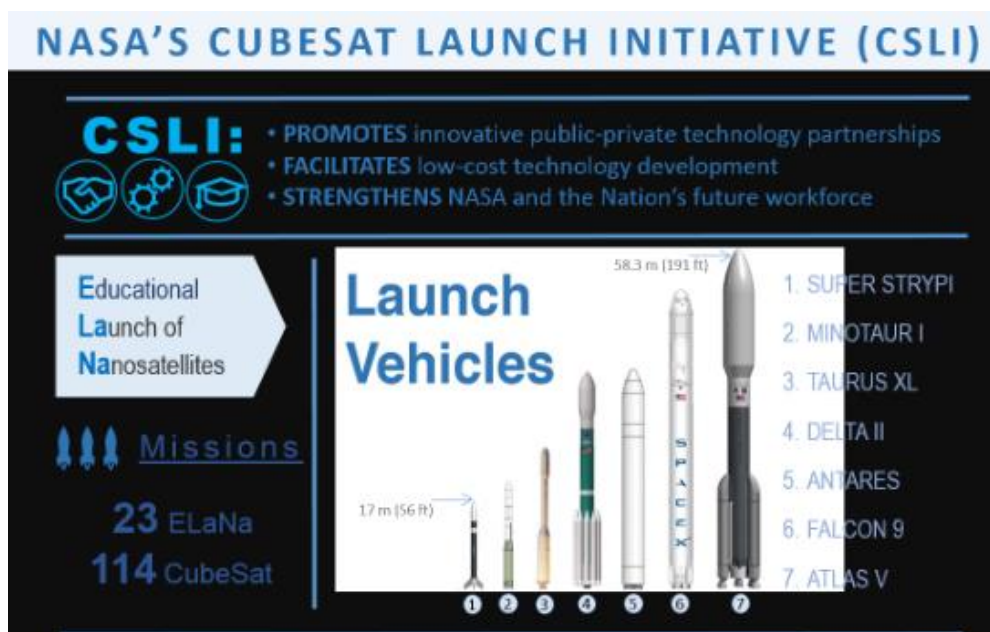


Figura 3.5. Vehículos de lanzamiento ELANA (Educational Launch of Nanosatellites) [36].

System	Saturn v	shuttle	Falcon 9	Falcon heavy
--------	----------	---------	----------	--------------

Kg to LEO	140.000	27.500	22.800	63.800
-----------	---------	--------	--------	--------

Tabla 3.2. Costos de lanzamiento a la órbita LEO por kilogramo [34].

Otros lanzadores comerciales encontrados son:

- ULA Atlas V.
- Orbital Sciences Antares.
- Lockheed Martin.
- Athena (Lockheed Martin).
- ISC Kosmotras (Rusia).
- AntrixPSL V (India).
- ESA Vega (EUROPA).

Una historia detallada de los costos puede encontrarse en el artículo “The Recent Large Reduction in Space Launch Cost” de la Conferencia Internacional sobre Sistemas Ambientales.

3.3 Industria del espacio

En el 2011 todo el campo de la industria satelital, superó los 170 mil millones de dólares teniendo en cuenta que la industria satelital en general, es solo el 2.5% de la industria de telecomunicaciones. El campo de la industria de satélites usados en comunicación es el 60%, unos 100 mil millones de dólares, siendo la tv y la radiodifusión las más populares [37]. Para el 2017 alcanzó más de \$385 mil millones de dólares. Se espera que para el espacio comercial llegue por lo menos una industria de \$ 1.5 billones de dólares según los economistas de la Cámara de Comercio de USA [38][39].

Los agentes del mercado que resultan beneficiados de este tipo de proyectos, son productores de piezas, distribuidores del servicio, y los consumidores, se pueden ver representados en la figura 3.6.

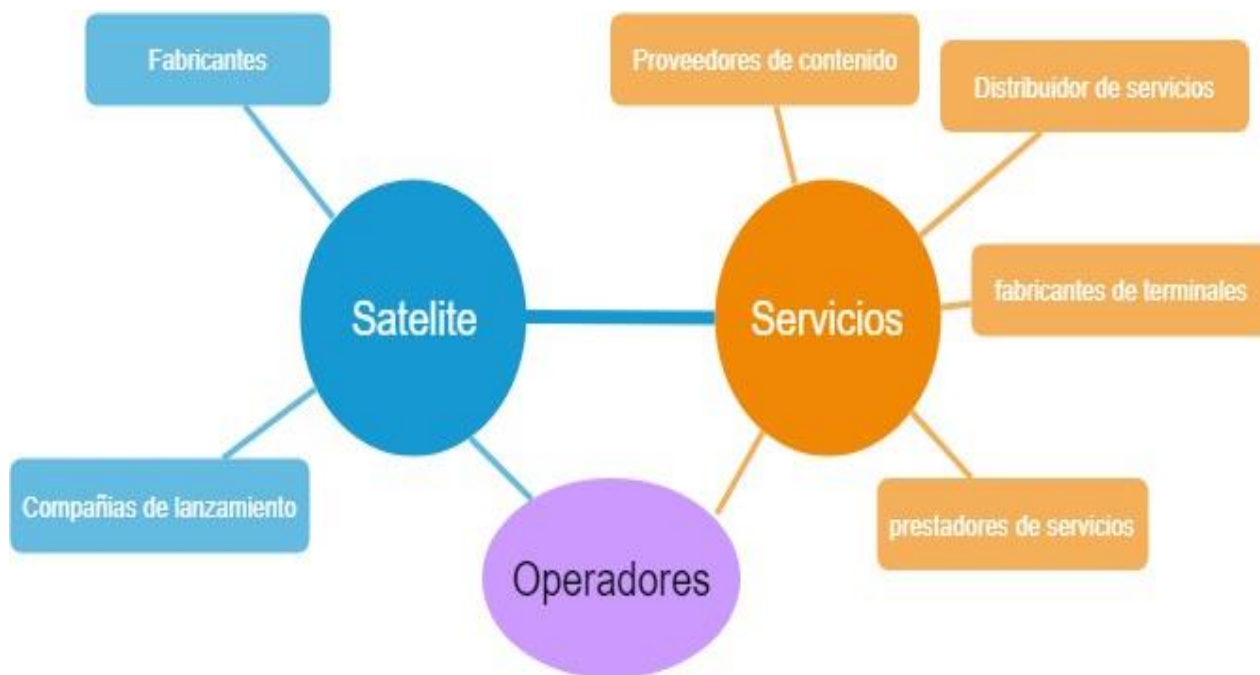


Figura 3.6. Agentes involucrados en el mercado de satélites [40].

El mercado de los cubesat, reportó ganancias de 100.5 millones de dólares para el 2016. Este crecimiento, se espera aumente, para el 2022, debido a la gran demanda de aplicaciones de esta tecnología, la expansión del uso de sus componentes, la tendencia a la militarización de la electrónica, y el aumento de organizaciones académicas o comerciales enfocadas en estas misiones. Con la llegada de IoT (internet de las cosas) y M2M (machine to machine), y la incesante gestión para el análisis de catástrofes a través de satélites, surgen factores propicios para un nuevo capítulo económico.

Por otra parte, el lanzamiento asequible y el control de la sobrepoblación de cubesats presentan grandes retos. Sin embargo, se espera que los usuarios finales, logren una tasa de crecimiento alto, gracias a la gran cantidad de actividades de investigación, como en áreas de navegación, internet y telecomunicaciones [40]. Es así que 18 empresas del llamado "New Space" se lanzan al mercado del internet de las cosas (IoT), aprovechando la tecnología cubesat de estándares abiertos, para bajar el precio de la monitorización IoT, y algunas prometen bajar los precios a tan solo unos pocos dólares al mes por dispositivo. Más de 1.600 satélites dedicados a aplicaciones de IoT podrían llenar el cielo en los próximos cinco años, si todos consiguen financiación y añaden suficientes clientes.

Las claves con la que se atrajo nuevas empresas, son los estándares abiertos y el hardware más pequeño. Con un tamaño más pequeño, se reducen drásticamente los costos de lanzamiento, y permiten construir y probar rápidamente. Por ejemplo, Un cubesat 3U (30 cm x 10 cm x 10 cm), diseñado para transmitir cualquier tipo de datos, puede ser construido y puesto en órbita por \$1 millón de dólares o menos. Un par de satélites en las órbitas adecuadas, pueden proporcionar cobertura global con un intervalo de servicio de 12 horas o menos, para recoger datos desde una ubicación remota. Es así que los startups, tienen planes para lanzar desde docenas hasta cientos de cubesats, para proporcionar cobertura global y un rápido movimiento de datos, consiguiendo un aumento en el nicho de mercado [41].

3.4 Soluciones Comerciales

Gracias al estándar cubesat muchas empresas han creado productos COTS, que logran disminuir el costo de los picosatélites, actualmente existen varias empresas en el mercado dedicadas a soluciones espaciales, y desarrollo de componentes electrónicos indispensables para la reducción en el diseño e implementación de una misión, algunas de ellas son:

- **Pumpkin Inc.**
- **Tyvak.**
- **Innovative Solutions In Space (ISIS).**
- **GomSpace.**
- **Clyde Space.**
- **Stras Space.**
- **CubeSat.**
- **Sequoia Space.**
- **Blue Canyon Technologies.**
- **Space Flight.**
- **Space Micro.**
- **Astrocast space flightAerojet.** (propulsión).
- **BerlinSpace Technologies.**
- **TethersUnlimited.**
- **AstronauticalDeveloomentLLC.**
- **SSBV Aerospace & TechnologyGroup.**
- **Solar MEMS.**
- **CU Aerospace.** (propulsión).
- **IQ Wireless.** (comunicaciones).

- **GUMUSH Aerospace& Defense.**
- **Planetary Systems Corporation.**
- **VACCO Industries.** (propulsión).
- **Nano Avionics JSC.** (integración y pruebas).
- **SkyFoxLabs.**
- **Helical Communication Technologies HCT.** (comunicaciones).

3.5 Alcances en servicios Comerciales

El mercado de los cubesats es una realidad, desde los proveedores de componentes hasta los usuarios finales, se benefician de esta naciente tecnología. Hoy en día existen empresas donde se implementan cubesats para dar servicios. Algunos ejemplos son:

Sky and Space Global



Figura 3.7. Render de la constelación [42].

Es la primera compañía en planificar, construir y operar una red comercial de telecomunicaciones sobre nanosatélites. Cuenta con un Servicio de comunicación (voz, datos y

M2M) y planes para utilizar enlaces entre satélites. Estos cubesats son construidos por GomSpace y usan la banda S para comunicarse [43].

Planet Labs

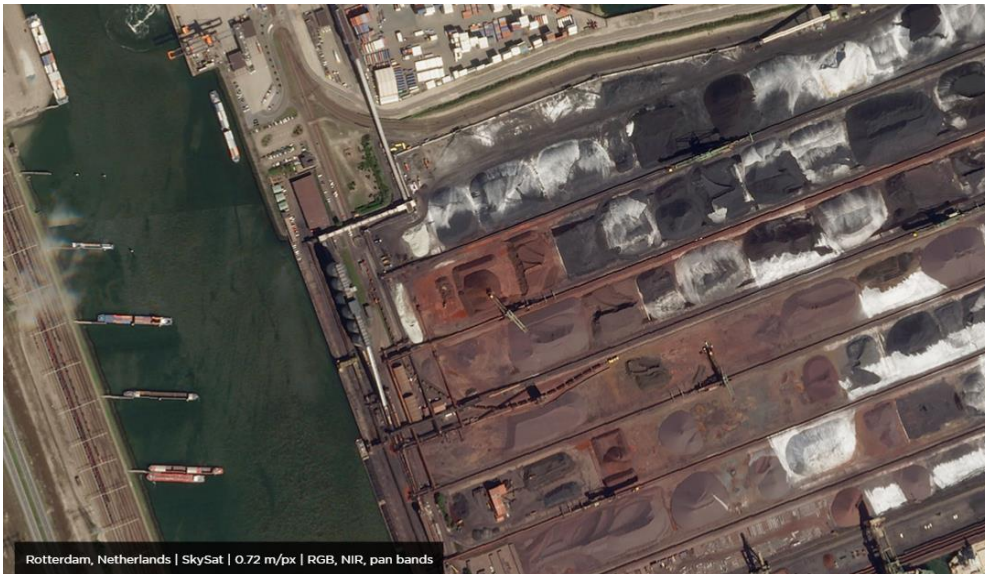


Figura 3.8. Imagen captada por un cubesat de Planet Labs [44].

Planet Labs es una compañía que opera más de 120 Doves (3U cubesat), 14 SkySats(6U) y 5 satélites RapidEye, proporcionando un conjunto de datos para análisis geoespacial de mercados, entornos y cambios globales. Ofrece servicios de imágenes y análisis de datos sobre zonas de interés, con imágenes diarias de alta calidad. La empresa también genera datos e imágenes y los procesa con inteligencia artificial. Sus aplicaciones son en áreas de agricultura, bosque y uso de las tierras, defensa e inteligencia, emergencia, análisis marítimo, energía e infraestructura. Por ejemplo, para el análisis en agricultura se puede medir el índice de vigor vegetativo ofrecido por la empresa como *“El flujo continuo de datos de Planet permite a los responsables del manejo los campos diagnosticar problemas, a los asesores agrónomos realizar prescripciones, y a los que*

operan en los campos validar sus actividades y predecir resultados. El beneficio es un manejo más inteligente, más predecible y más rentable” (PlanetLab Company) [44].

GeoOptics

Es una empresa que ofrece servicios de predicción del clima e información procesable sobre el estado de nuestro planeta y los impactos de la actividad humana. Recoge datos sobre el clima y el medio ambiente de la tierra, desde LEO usando una constelación de nanosatélites llamada CICERO [45].

Spire

Spire es una empresa de análisis de datos recogidos del espacio, para resolver problemas en la tierra. Al poseer y operar una de las constelaciones de satélites más grandes del mundo, Spire identifica, rastrea y predice el movimiento de los recursos y sistemas meteorológicos del mundo, permitiéndole a las empresas y gobiernos tomar decisiones acertadas. Usa cubesats 3U y tiene más de 30 estaciones terreno estratégicamente ubicadas para una completa cobertura [46].

NASA (Lunar Flashlight)

Es un proyecto aprobado por la NASA para este 2019, que utilizará un cubesat 6U como nave. Este proyecto permitirá cartografiar el polo sur lunar y demostrará varios avances tecnológicos,

incluyendo ser el primer cubesat en llegar a la Luna, la primera misión planetaria cubesat en usar propulsión verde, y la primera misión en usar láseres para buscar hielo de agua [47].

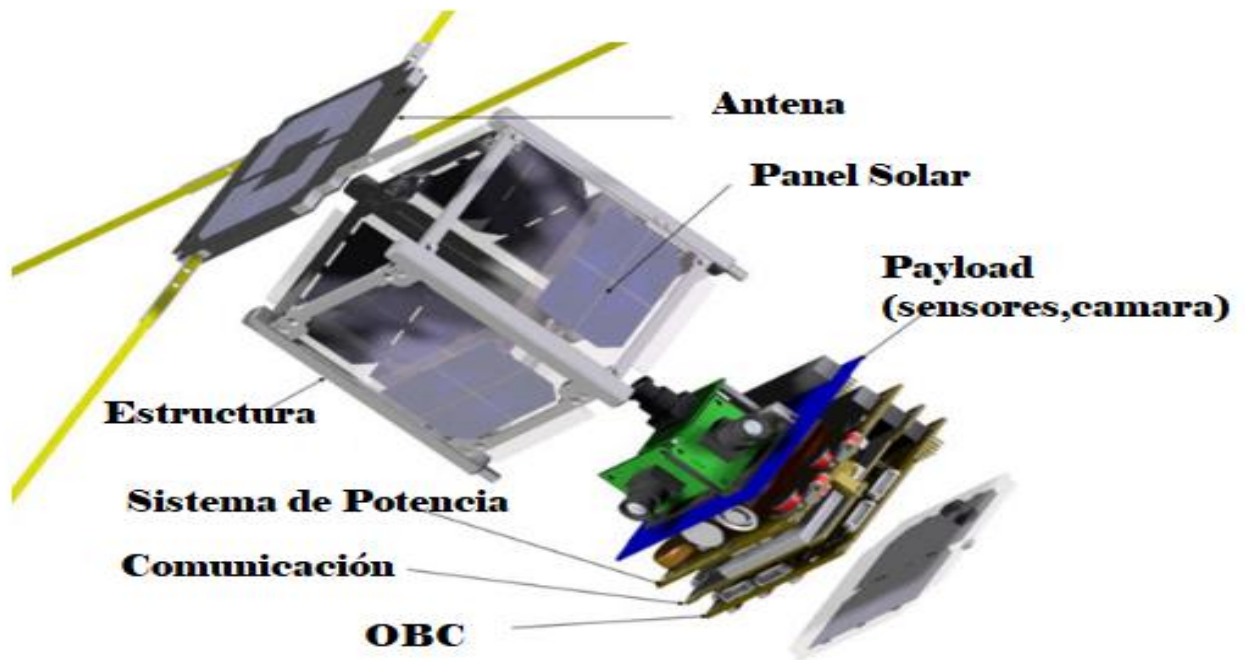
Otras empresas dedicadas a este tipo de servicios son AprizeSat, Astro Digital ,Swarm Technologies,AISTech (DANU, HYDRA) entre otras.

4 Capítulo 4. “ESTRUCTURA DE UN CUBESAT”

Un pico satélite, debe cumplir el estándar cubesat, lo que lo convierte en una nave espacial de 10x10x10 cm el cual no tiene un peso mayor a 1Kg. Dentro de él, hay un circuito que analiza sus alrededores, logrando enviar información a la tierra. Los nano o picos satélites son muy

diferentes a los satélites monolíticos. Se destacan por su peso y su modularidad, con componentes comercial estándar (COTS del inglés cost of the Shell) en cada una de sus partes y arquitectura plug and play, a veces dada por proveedores que proporcionan componentes diseñadas para resistir y orbitar en LEO.

El cubesat se compone de diferentes módulos o subsistemas (Figura 4.1), diseñado para funciones



específicas. algunos de ellos son:

Figura 4.1. Partes de cubesat [48].

- **Sistema de Potencia (EPS del inglés Electrical Power System):** Donde encontramos la obtención, conversiones y almacenamiento de energía para todos los demás módulos.

- **Sistema de Determinación y control de Actitud (ADCS del inglés Attitude Determination and Control System):** Usado para cambiar y saber la orientación y control del satélite en su órbita.
- **Comunicación:** Se utiliza para recibir y enviar ondas de radio de la base terrestre con los datos requeridos.
- **OBC (The On-Board Computer):** Encargado de gestionar el satélite en general.
- **Control térmico:** Regula la temperatura para cada componente del cubesat.
- **Carga útil (payload):** Encargado de recolectar los datos de la misión.
- **Estructura mecánica:** Almacena y protege a todos los demás módulos, sirve de base a los paneles solares, sensores o antenas en algunas de sus 6 caras.
- **Estación de tierra:** Si bien no es un módulo, es el encargado de recibir la información.

Típicamente el diagrama de un cubesat puede ser representado de la siguiente manera:

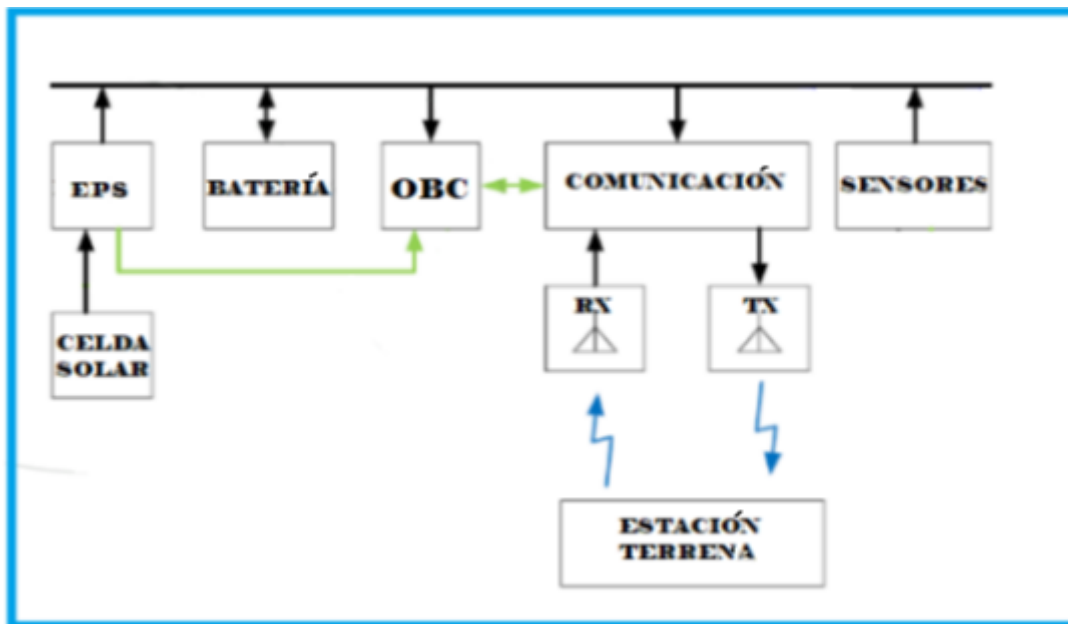


Figura 4.2. Diagrama módulos [49].

4.1 Especificaciones y generalidades en cubesat

4.1.1 Diseño

En cuanto al concepto de la misión, debe existir una arquitectura de comunicación, que se refiere a la manera en que se comunica cada uno de los componentes del sistema. Una programación y control de tareas, para reconocer que debe hacer, y cómo hacerlo en el largo y corto plazo. Los riesgos más comunes en este tipo de proyectos son la baja planeación y proponer requerimientos pobres, ya que se busca obtener un diseño robusto, y confiable que cumpla con los objetivos de la misión.

Si bien es importante recibir datos correctos y saber si el satélite está teniendo un mal funcionamiento, no lo es el hecho de obtenerlos en tiempo real. A menos que sea una falla crítica, que deje al satélite sin contacto con la estación terrena.

Es posible implementar métodos de software y algoritmos de redundancia para los subsistemas más críticos, o los de control, consiguiendo un mayor rendimiento, flexibilidad y un costo más bajo, todo sin necesidad de componentes físicos de protección [49]. Uno de los riesgos más comunes al desarrollar un proyecto, es no tener claridad en los requerimientos y una baja planeación, ocuparse de posibles errores antes de poner en marcha el proyecto reduce de 10 a 100 veces los costos, así como lo demuestran investigaciones hechas por IBM, HP entre otras [50].

Al realizar las especificaciones, estas deben ser generalizadas y no entrar en detalles [51], aunque oficialmente no hay un documento, que haga un listado de requerimientos para la construcción de un cubesat. El ingeniero Dan Erik Holmstrøm de la Norwegian University of Science and Technology propuso en el año 2012 (Software and software architecture for a student satellite),

un listado para metas medianas, y proyectos no tan específicos, donde “*la confiabilidad y el manejo de errores no se consideran objetivos, sino más bien un medio para alcanzar dichos objetivos*”. Un ejemplo de un par de requerimientos muy usados en el programa NUTS de la universidad de Noruega [52].

ID	DESCRIPCIÓN
R01	Entregar un satélite probado de acuerdo con las especificaciones de la misión.
R02	Transmitir una señal de Beacon para los radioaficionados.
R03	Confirmar exitoso el desmontaje (de-tumbling).
R04	Establecer comunicación bidireccional y recibir telemetría completa.
R05	Pruebe la cámara de carga útil.
R06	Inicie la cámara apuntando.
R07	Iniciar la secuencia de la cámara para capturar imágenes significativas.
R08	Recibir una serie de imágenes válidas.

Tabla 4.1. Ejemplo Requerimientos, proyecto NUTS [49].

Se recomienda que todos los módulos estén documentados de forma congruente, usando la convención de nomenclatura.

Nombres propuestos para los módulos superiores:

- **ADCS** - El Sistema de Determinación y Control de Actitudes.
- **CAM** - El módulo de cámara.
- **COM** - El bus de comunicación satelital interno.

- **EPS** - El sistema de energía eléctrica.
- **OBC** - El ordenador de a bordo.
- **UHF** - El módulo de radio OBC que contiene el transmisor BEACON y la radio UHF.

En el caso del OBC la función mayor es recibir, validar, decodificar y distribuir los comandos a todo ente externo que tenga contacto con el satélite, nótese que todos los requerimientos son un subrequerimiento del R01-OBC-EXE-000.

R01-OBC-EXE-000	<p>EXE=EJECUTABLES</p> <p>El OBC debe poder ejecutar comandos a pedido desde la estación terrestre.</p>
R01-OBC-EXE-CMD-000	<p>CMD= COMANDOS</p> <p>El OBC debe soportar un conjunto de comandos.</p>
R00-OBC-EXE-CMD-001	<p>El OBC debe poder realizar un reinicio completo y / o parcial del satélite.</p>
R01-OBC-EXE-TIM-000	<p>El OBC debe poder programar comandos para ser ejecutados más tarde.</p>
R01-OBC-EXE-TIM-001	<p>El OBC debe hacer un seguimiento del tiempo.</p>
R01-OBC-EXE-TIM-002	<p>El OBC debe poder configurar alarmas para programar ejecuciones futuras.</p>

Tabla 4.2. Ejemplo sub Requerimientos generales del OBC, proyecto NUTS [49].

4.1.1.1 Comunicación entre módulos

En una OBC se debe implementar protocolo de comunicación entre los módulos, que cumplan las necesidades de la misión, es necesario establecer que sea controlado por la OBC y no ser bidireccional, usando algún protocolo como I2C o CAN para la capa física. Con ayuda de máquinas de estado se puede evaluar todos los posibles comportamientos de los dispositivos, y obtener un sistema más robusto. Para el módulo COM , Mediante mensajes se puede comunicar el cubesat y dejar el flujo de datos para la conexión entre módulo de comunicación y la estación en tierra [53].El módulo de comunicación es uno de los más importantes, por ello en las primeras pruebas, es recomendable usar módulos genéricos, para tener claridad en la prueba de los demás módulos, ya que este servirá como depurador, a medida que se adquiere conocimiento del cubesat, luego se podría diseñar uno propio.

4.1.2 Prueba e integración de lanzamiento

La fase de diseño es una de la más importante o por lo menos más decisivas para el desarrollo del laboratorio de picosatélites, allí se establece claramente el uso del dispositivo, definir el tipo de pruebas técnicas de laboratorio, donde simule el medio ambiente que va soportar el satélite, siendo estas pruebas de temperatura, vibración, choque, comunicaciones, alimentación, unidad científica, telemetría y pruebas de control central [54].

4.1.2.1 Certificación para Lanzamiento

Existe un proceso llamado “extensión de desviación “en donde los desarrolladores deben llenar un formato “Deviation Waiver Approval Request (DAR)” con el fin de facilitar la comunicación y documentación explícita entre los desarrolladores, los integradores P-POD, el personal de seguridad y los proveedores del vehículo lanzador. Se debe verificar la posibilidad de pruebas adicionales, el desarrollador debe escribir un plan de pruebas, y realizarlas antes de que el proceso sea aceptado con dichas condiciones, hasta que se tenga seleccionado un lanzamiento. Una vez identificado el lanzamiento, el proceso pasa a ser una misión específica, la cual debe tener una revisión con el director de misión del vehículo encargado de lanzar el cubesat. Al final el director de misión acepta o no el proceso, pudiendo pedir correcciones o pruebas extras para la aprobación del proceso [55] [56].

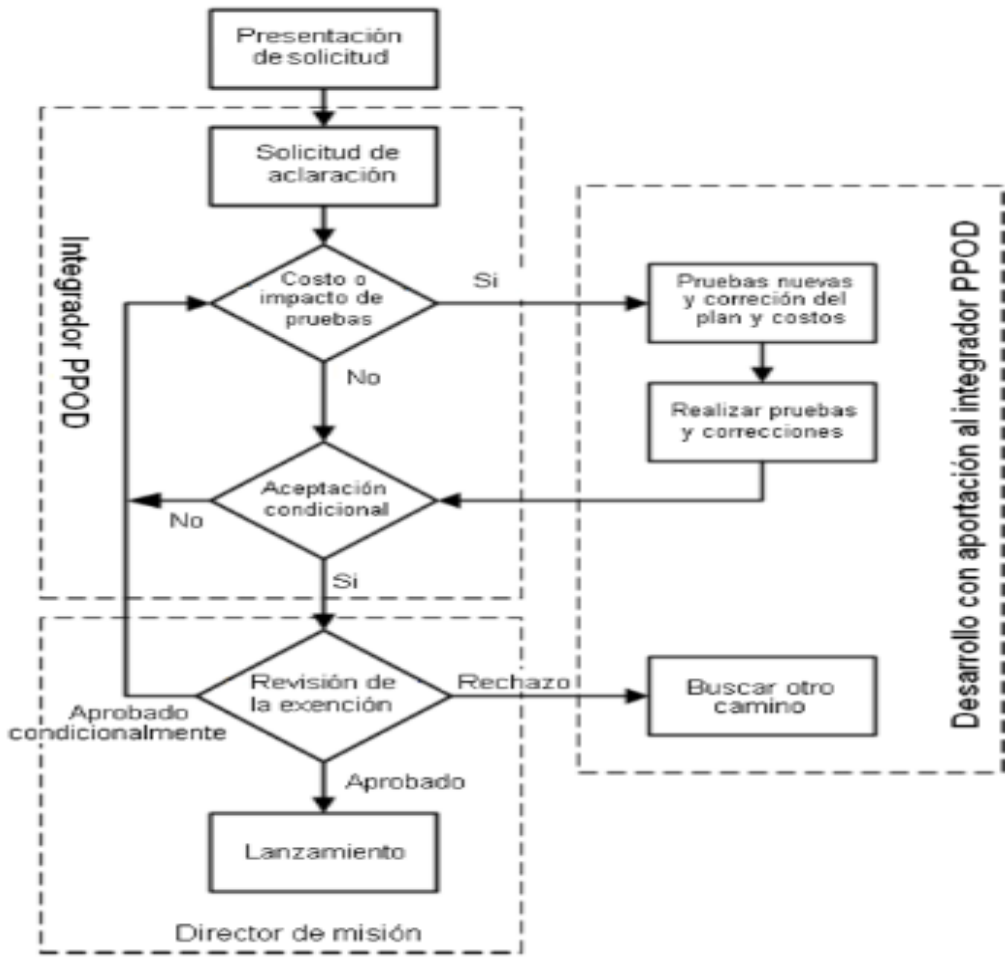


Figura 4.3. Diagrama de flujo del proceso de exención de desviación [56].

4.1.3 Lanzamiento

Existen un par de caminos para poner en órbita un cubesat, uno de ellos, es mediante lanzamiento con vehículo(cohete), desde tierra hasta la órbita LEO, viendo el cubesat como un pasajero secundario de alguna misión mayor. El segundo camino, es transportarla junto con una

tripulación humana, rumbo a la estación espacial internacional (ISS), donde desde allí se pone en una esclusa o compartimiento, para luego ser lanzado a la órbita.

En el primer caso se cuenta con proyectiles de lanzamiento de propulsión, desde diversos tipos de cohetes como ejemplo el Pegasus XL, Ariane 44L, Proton, Falcon9 etc. los picos satélites son ubicados en un sistema de despliegue llamado P-POD para ser activados a distancia, apenas lleguen a su órbita.



Figura 4.4. Lanzamiento cubesat vía Vehículo de lanzamiento (VL) Spaceflight [57].

En el segundo camino, los cubesat son almacenados en sistemas dedicados, el cual los aísla mecánica y eléctricamente, se encuentran a bordo de la Estación Espacial Internacional (ISS): donde existen diferentes módulos de lanzamiento, por ejemplos el módulo experimental japonés

(JEM), pequeño satélite orbital Deployer (J-SSOD) y el NanoRacks Cubesat Deployer (NRCSD).



Figura 4.5. Lanzamiento cubesat vía ISS (Estación Espacial Internacional) [58].

En ambos casos los cubesats deben ingresar a un pequeño sistema de despliegue llamado P-POD, que es capaz de transportar cubesats y servir como interfaz entre este y el módulo de lanzamiento [58].

4.1.4 Requisitos de construcción

Algunos requisitos generales para todo cubesat son:

- Aquellos cubesats que presenten alguna desviación de la especificación de diseño cubesat (CDS) deben enviar una solicitud DAR (Deviation Waiver Approval Request).
- Todas las piezas deben permanecer unidas a los cubesats durante el lanzamiento, ejecución y operación. No se deben generar nuevos desechos espaciales.
- La pirotecnia no será permitida.
- Todos los sistemas de propulsión deben ser diseñados, integrados y probados de acuerdo con AFSPCMAN 91-710 Volumen 3.
- Los sistemas de propulsión deben tener al menos 3 inhibiciones para la activación.
- La cantidad total de energía almacenada no debe exceder los 100 Watt-Hora.
Nota: Capacidades mayores pueden ser permitidas, pero podrían limitar la cantidad de oportunidades de lanzamiento.
- Los materiales peligrosos del cubesat deben cumplir con AFSPCMAN 91-710, Volumen 3.
- Los materiales del cubesat deben satisfacer un criterio de baja desgasificación para prevenir la contaminación de otras naves espaciales durante la integración, pruebas y lanzamiento. Una lista de materiales de baja desgasificación se puede encontrar en una página de la NASA.
- Los materiales de los cubesats deben tener un total de pérdida de masa (TML) 1.0 %.
- Los materiales del cubesat deben tener una colección de material volátil condensable (CVCM) 0.1 %.

La última revisión de la especificación de diseño cubesat será la versión oficial a la cual todos los desarrolladores deberán adherirse.

Nota: Algunos vehículos de lanzamiento tienen requisitos de intensidad de campo magnético. Además, fuertes imanes pueden interferir con la separación entre el cubesat y la nave espacial

en el mismo PPOD. Como regla general, se recomienda limitar el campo magnético fuera del envoltorio estático del cubesat a 0.5 Gauss sobre el campo magnético terrestre.

El cubesat debe ser diseñado para dar cabida a la ventilación ascendente por volumen /áreas evitables < 5080 cm [59].

En Europa la ESA (Agencia Espacial Europea) se exige un mínimo de 2 kill Switch, si se usan sus vehículos de lanzamiento.

El cubesat debe aguantar una temperatura de -40 a 85 °C debido al frío en el espacio y la radiación solar.

4.1.5 Requisitos legales para la banda de frecuencia

El uso de frecuencias se convierte en un asunto internacional ya que las señales del enlace descendente del satélite algunas veces van más allá de las fronteras nacionales, por eso se creó una Red Internacional para regular y establecer normas, llamada Unión de Telecomunicaciones (UIT), donde las bandas de menor frecuencia fueron fijadas como libres.

Los usos específicos del espectro radioeléctrico se dividen en uno solo de aproximadamente 26 servicios de radio, donde cada una de las frecuencias del espectro radioeléctrico esta atribuida a uno o más servicios en los cubesats, estos servicios son:

- Servicio de exploración de la tierra por satélite (SETS).

- El servicio meteorológico por satélite (METSAT).
- Servicio de investigación espacial (SRS).
- Servicio amateur y servicio Amateur-satélite [60].

Tipos de licencia:

- Amateur: Diseñado específicamente para entusiastas de la radio afición y para servir a la comunidad de radioaficionados.
- Comercial: Uso comercial, no aplicable para personas cubesat no comerciales.
- Experimental: Para sistemas de emisión de radiofrecuencia en naves espaciales que contienen experimentos. Licencia típica para los nanosatélites universitarios o CSLI seleccionados.
- Gobierno: Para naves espaciales que operan sistemas de radiofrecuencia que "pertenece y son operados por" cualquier agencia gubernamental.

Las transmisiones Amateur no pueden ser encriptadas de ninguna manera, debe consistir en información abierta. La obtención de una licencia en la banda amateur es mucho más fácil que las demás. Toda nave espacial aficionada (o con licencia experimental) que utiliza bandas de frecuencias atribuidas al servicio de aficionados por satélite, debe coordinarse con el servicio internacional de satélites. Unión de Radioaficionados (IARU) [61].

4.1.6 Integridad de los datos

Para garantizar la integridad de los datos obtenidos, es decir, la información que se envía es la misma que se recibe y no han sido modificados, existen varias técnicas criptográficas como IPsec, CRC, MAC, HMAC, de las cuales CRC y HMAC son las más utilizadas en proyectos cubesat.

CRC (del inglés Cyclic redundancy check for error detection) es un algoritmo que utiliza el módulo de divisiones polinómicas para asegurar que los datos del receptor son los mismos del emisor, que generalmente se ven afectados por el ruido. Sin embargo, no es una herramienta contra ataques maliciosos. La mayoría de los cubesats lanzados utilizaron CRC debido a su simplicidad y menor sobrecarga en la transmisión de datos [62].

El Algoritmo de cifrado TEA (del inglés Tiny Encryption Algorithm), es muy utilizado para el cifrado en bloque con una sencilla implementación. Fue presentado por vez primera en 1994 en el Fast Software Encryption Workshop (Wheeler y Needham, 1994) [63]. Por otra parte, algunas implementaciones para garantizar la integridad de los datos en el OBC, se llega utilizando redundancia, por medio de controles de paridad, checksum, código Hamming, almacenamiento por triplicado y acceso por voto.

Un ejemplo de una implementación, es el protocolo para comunicación interna CSP (Cubesat Space Protocol), el cual utiliza Autenticación HMAC-SHA1 truncada, debido a su robustez y

viabilidad, y cuenta con paquetes cifrados XTEA (eXtended TEA) en modo CTR(Block Cipher Mode).

4.1.7 Limitaciones

Es importante saber que los cubesats presentan 3 limitaciones que van mejorando cada año, estas son:

- Baja maniobrabilidad: Al no contar por el momento con un buen sistema de propulsión en órbita.
- Baja tasa de velocidad de bajada de datos en frecuencias libres, esto relacionado al tipo de onda de radio enlace utilizado [64].
- Por último, el llamado “space debris” basura espacial que crea una sobrepoblación de cubesat en la órbita, la cual trae posibles colisiones [65].

4.2 Módulo Estructural

Los cubesats son picosatélites con forma de cubo de un largo nominal de 100 mm por lado para cumplir con el formato de una unidad (1U), dicho anteriormente. La estructura nos permite proteger a nuestros módulos de vibraciones en el envío, es escalable en una sola dirección, puede venir en diferentes tamaños al unir varias unidades basadas en el estándar cubesat como 1U,1.5 U, 2U, 3U,6Uy 12U, los cuales son también permitidos en la norma.

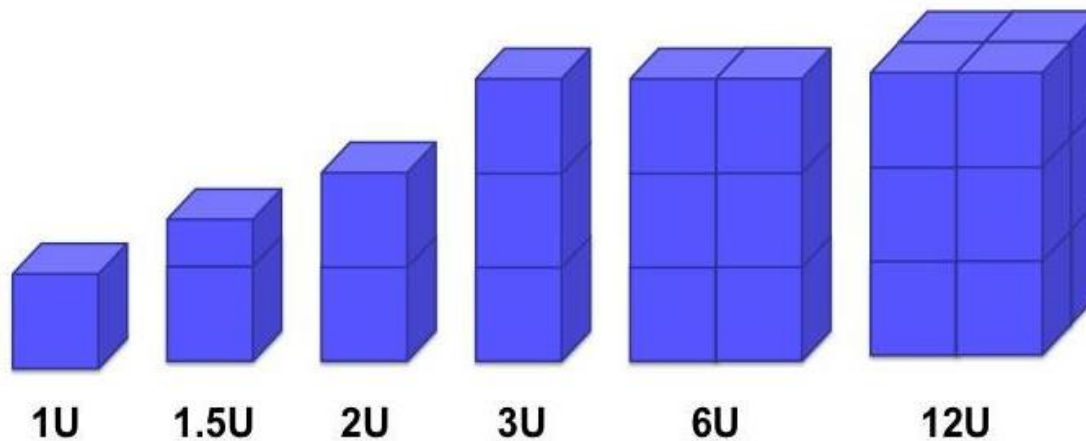


Figura 4.6. Tamaños de Cubesat [66].

La estructura de una nave espacial se puede componer de materiales metálicos y no metálicos. Los metales son comúnmente homogéneos e isotrópicos, lo que quiere decir que tienen las mismas propiedades en cada punto y dirección. Por otra parte, los no metales, como los compuestos, no deben ser obligatoriamente homogéneos o isotrópicos. La elección del material está impulsada por el entorno de operación, y debe garantizar un margen adecuado para el lanzamiento y las cargas operativas, así como cumplir, el mismo coeficiente de dilatación térmico del contenedor de lanzamiento (PPOD), para evitar atascamientos debido a las temperaturas extremas. A menudo es importante que los componentes estructurales sean lo más eficientes en volumen y que este proporcione una ayuda contra la radiación. El estándar cubesat rige los requisitos de cómo debe estar planteada la estructura proporcionando ayudas para algunas mediciones [67].

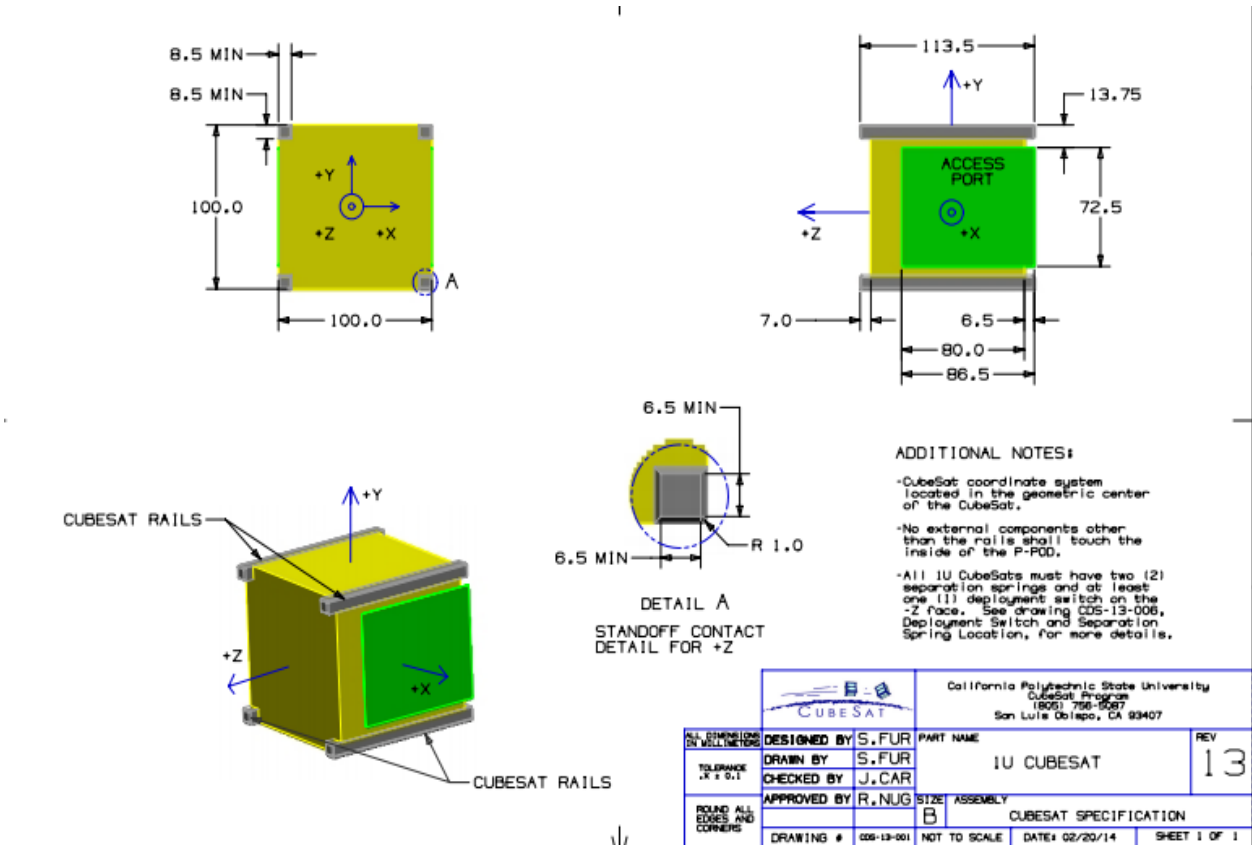


Figura 4.7. Estándar Cubesat 1U en la estructura [55].

Este chasis debe llevar el sistema de activación eléctrica, un interruptor llamado “kill switch” “ubicado en unos de sus lados, que mantiene el cubesat apagado (con una señal de corto circuito), hasta que el satélite es liberado, el switch se pone ON y entra en funcionamiento el OBC, por consiguiente, la activación de todo el satélite. Y un sistema de despliegue de la antena. Esta estructura será acoplada al Poly Picosatélites Orbital Deployer (PPOD) o CSD, la cual sirve para desplegar y proteger el cubesat en el lanzamiento. Una vez que se esté en la órbita deseada.

4.2.1 Tipos de estructuras

Hoy en día existen varias empresas dedicadas a la fabricación de estructuras (bien llamadas chasis), que nos muestran la variedad de diseños, comúnmente elaboradas en aluminio 6061-T6 o 7075, poliéter éter cetona y con formatos 1U,3U Y 6U. Algunos enfoques serán mostrados a continuación.

ISIS (Innovative Solutions in Space), Pumpkit



Figura 4.8. Estructura Pumpkin 1U [68].

Es una de las primeras estructuras, ha sido probada en muchas misiones, es la más comúnmente usada por los usuarios de cubesats. Dispone solamente de un Kill-switch. Pumpkin Inc, proporciona varias estructuras COTS que pueden ser encontradas en varios kits [68].

Supernova



Figura 4.9. El 6U Supernova Estructura Kit [68].

Estructura rígida con 2 bloques de 3U cada uno, peso 1.64kg, permite ingresar estructuras 1U o 3U [69].

Estructura Clyde Space

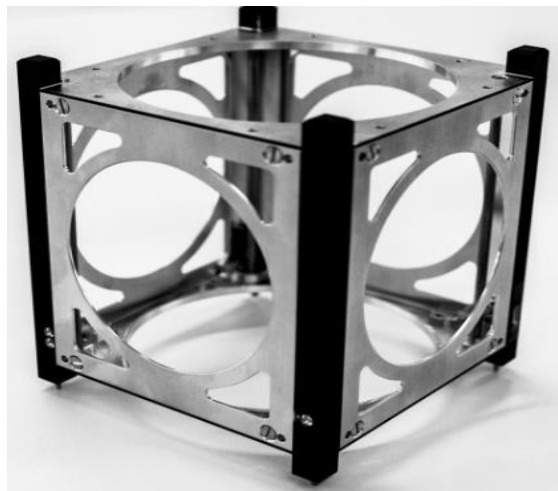


Figura 4.10. Clydespace.com [70].

Clyde Space ofrece una estructura monocasco cubesat de 1U - 3U. El chasis 1U tiene una masa total de 0.155 kg, y dimensiones de 100 x 100 x 113.5. El diseño busca estandarizar sus componentes, para hacer que la nave sea más fácil de reconfigurar que otras estructuras COTS [70].

MODULAR RADIO CUBESAT



Figura 4.11. Las estructuras modulares del espacio radio [67].

Radius Space ha elegido un enfoque modular en cuanto la integración de PCB normalmente se logra a través de una configuración apilada.

Sistema de ranura de tarjeta



Figura 4.12. Sistema de ranuras [67].

Empresa C3S ha desarrollado una estructura cubesat en 3U, el cual utiliza un sistema de ranura de tarjeta. Estos beneficios incluyen el acceso a tarjetas individuales, conexión en serie y son térmicamente interdependientes [60].

Estructura ISIS 1U



Figura 4.13. Estructura pumpkin 2 [71].

La estructura de Pumpkin, es la que se usa actualmente para realizar pruebas sobre la disposición de elementos y placas, ya que ofrece una mayor accesibilidad a los elementos montados en su

interior, debido a que los laterales de las caras no son placas metálicas enteras, sino que son costillas de metal entrelazadas [71].

ASTROTUBE DESPLEGABLE



Figura 4.14. Estructura Astrotube [192].

Es un tipo de estructura que permite el despliegue de un tubo flexible y liviano, en el cual puede albergar paneles solares, sensores u otros elementos. [67].

Estructura AM (Additive Manufacturing)

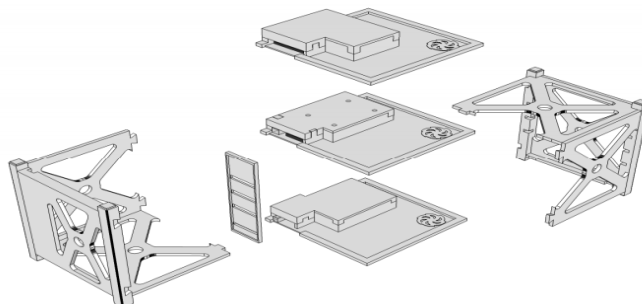


Figura 4.15. Estructura AM (Additive Manufacturing). ESA (Agencia espacial europea) [72].

Este nuevo modelo estructural, ha sido analizado para optimizar el tiempo de fabricación, costo, estrés estructural y resistencia. AM es una tecnología de fabricación, que consta de 2 partes, y permite una gran flexibilidad en el proceso de diseño. La implementación de esta tecnología, tiene una gran variedad de beneficios para la fabricación de componentes y subsistemas de satélites [73].

Este subsistema es optimizado con respecto a la masa, con el fin de contener los demás subsistemas, de esta manera obtiene mayor resistencia, rigidez y tiene un mejor manejo en las fases de diseño de la misión.

Backplane

Es una tarjeta con canales conductivos, que hace de centro de buses para interconectar los diferentes módulos.

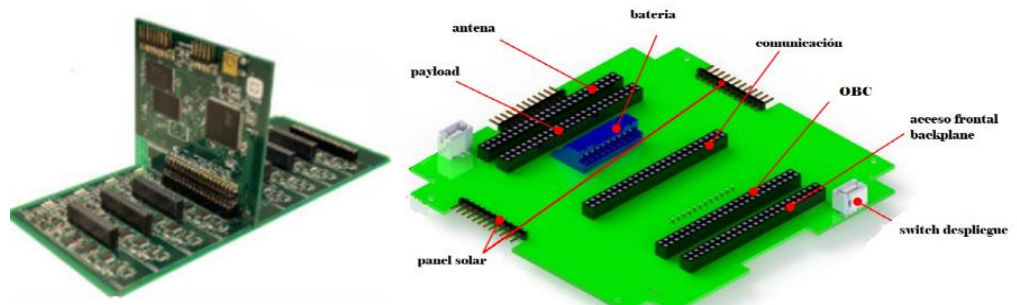


Figura 4.16. Imagen Backplane [74][75].

P-POD (Poly Picosatélite Orbital Deployer y su sección transversal)

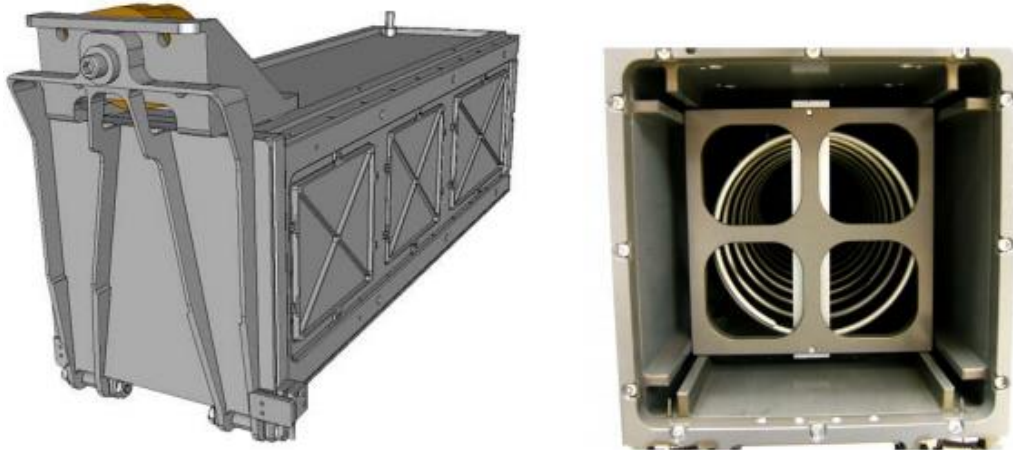


Figura 4.17. Poly Picosatélite Orbital Deployer y su sección transversal [59].

El P-POD, físicamente es una caja rectangular donde el cubesat ingresa. Cuenta con una puerta y un mecanismo de resorte (figura 4.17). Una vez que el mecanismo de liberación del P-POD, es activado por una señal eléctrica, inicia su expulsión, un conjunto de resortes de torsión, permiten que la puerta se abra, y los cubesats sean desplegados deslizando por los rieles (figura 4.18). El P-POD es fabricado de aluminio anodizado, por ello es tan importante que el cubesat cuente con una estructura y material similar al P-POD, para evitar atascamientos en momento de dilatación del material, debido a los cambios de temperatura [59].

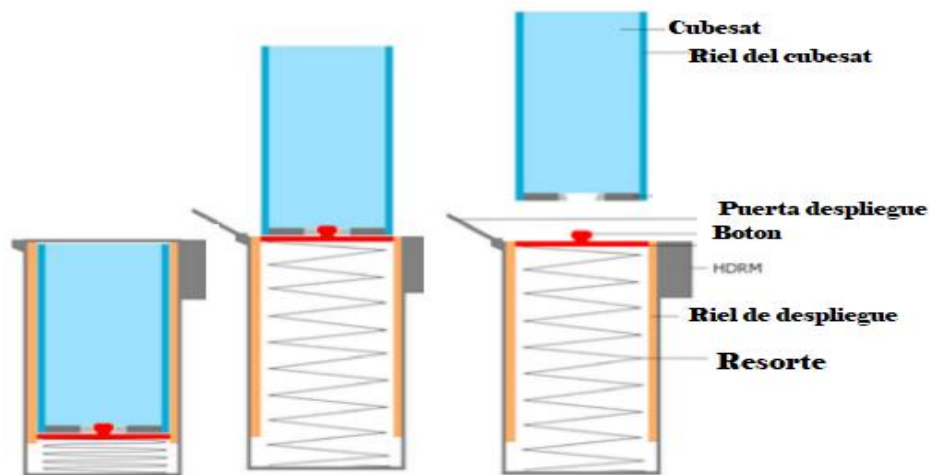


Figura 4.18. Mecánica PPOD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer) expulsión cubesat [76].

También existe otras variedades de lanzadores de cubesat (CSD del inglés cubesat deployed) con diferentes tamaños. Ejemplo de un lanzador 6U (figura 4.19) [77].

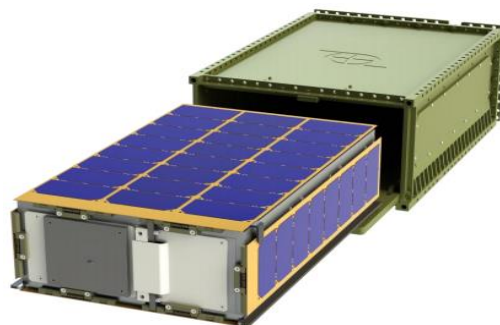


Figura 4.19. Dispensador de satélite canesterizado (CSD) para 6U [69].

4.3 Módulo de comunicación

Junto al OBC, el módulo de comunicación (COMM) es uno de los más importantes en una nave espacial, permite enviar información del estado del satélite o del payload (carga útil), a la tierra o entre satélites, denominado telemetría, y recibir datos desde tierra llamado telecomando. Un módulo de comunicación normalmente cuenta con 2 transmisores y un receptor. Dentro del satélite, el microcontrolador (OBC) tomará los datos que fueron almacenados de los sensores y los convertirá en una serie de longitud de entradas de X bits (normalmente 8/16/32) vía I2C, SPI O CAN, donde posteriormente el módulo de comunicación los recibe, y los codifica dentro de algún protocolo, popularmente AX.25.

El propósito principal de este módulo, es permitir al satélite tener contacto inalámbrico vía RF con la estación terrena, transmitiendo de forma segura los datos recolectados por los sensores(payload) o el estado del satélite. A su vez, recibir comandos de la estación terrena.

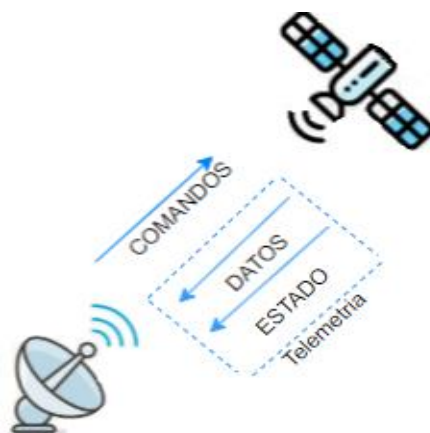


Figura 4.20. COM comandos y telemetría. Elaboración propia.

Este subsistema cuenta principalmente con dos componentes RF y un microcontrolador. La transmisión a tierra del estado del satélite, implementa una señal Beacon, usando código Morse y

un transceptor para los datos de bajada, y comandos de subida (llamado también downlink/uplink datos).

Beacon, es un tipo de señal de vida, usado muy popularmente por dispositivos, con el fin de reportar la existencia y posibles conexiones. Gracias a su bajo consumo y mayor estabilidad en la señal, es usado para saber el estado del satélite. El envío se realiza automáticamente cada cierto tiempo, por medio de una interrupción, con el fin de saber en tierra el estado de cada módulo o componentes, ya sea voltaje de las baterías, corriente, estado de los sensores entre otros. Siempre está activo excepto cuando la transmisión de datos de los sensores u otra petición sea requerida desde tierra [78].

4.3.1.1 Descripción de transmisión y Recepción

Su funcionamiento es el siguiente: El transmisor recibe una fuente de energía eléctrica, proveniente del OBC, Produce corriente alterna con una frecuencia deseada de oscilación. El transmisor contiene un sistema para modular(cambiar) alguna propiedad de la energía producida, para luego generar un tipo de señal y adaptarlo a una secuencia, con el fin de enviarlo por el aire. En este proceso el mensaje se adapta a una señal, con una frecuencia fija llamada portadora. El transmisor envía el modulado, a una antena resonante sintonizada; esta estructura convierte los pulsos en una onda electromagnética, que puede moverse a través del espacio, a través de un canal o frecuencia. En cuanto al receptor, teniendo en cuenta que la señal adquiere ruido y

distorsión, tiene que compensar estas distorsiones y ruidos, tiene que demodularla obteniendo los datos originales [79].

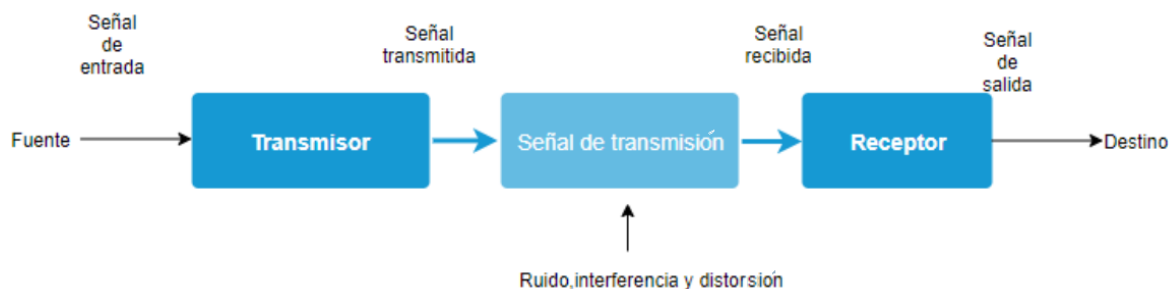


Figura 4.21. Sistema de comunicación básico [79].

Como se nombró anteriormente, el primer transmisor tiene como tarea, el envío de datos de la misión, el microcontrolador recolecta y acumula datos provenientes de los sensores, para luego convertirla en un flujo o secuencia de números binarios de N bits, el cual es visto como un string numérico, así el módulo COMM los obtiene y construye con ellos tramas en algún protocolo (KISS., AX, AX.25), para posteriormente transmitir a tierra. El segundo transmisor se encarga de construir la baliza Morse o Beacon periódicamente, con el estado de cada módulo como se muestra en la figura 4.21.

En la siguiente imagen se muestra un ejemplo de una secuencia del transmisor y receptor:

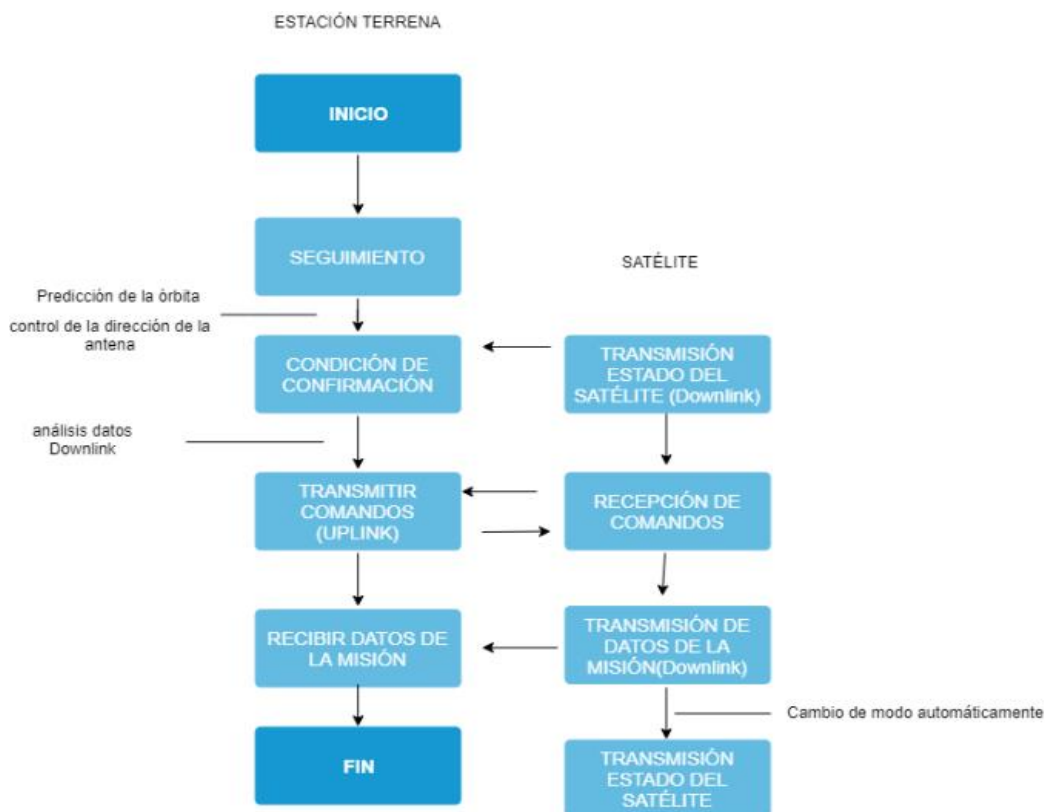


Figura 4.22. Secuencia del sistema de comunicaciones[80].

El canal de datos, es un enlace de comunicación direccional hacia la estación terrena, con los datos de los sensores. A menudo se usa un sistema de cifrado para datos críticos, especialmente para misiones militares. El canal de control el cual se considera crítico, se usa para controlar el cubesat desde tierra [80].

4.3.1.2 Modulación y Bandas

Nuestros datos tienen que ser modulados en algún tipo de frecuencia, fase o amplitud, ya sea para hacer buen uso del espectro electromagnético, separar datos por canales o propagar la señal a distancias requeridas o medios necesitados. En general cada sistema de comunicación contiene,

un transmisor(i)y receptor(ii) (i y ii, unido puede ser llamado transceptor). El cual hace el proceso de colocar los datos contenidos en una señal portadora, con una frecuencia establecida.

El tipo de modulación usada es de gran importancia, ya que permite determinar la eficiencia del ancho de banda o tasa de datos. Algunos de los tipos de modulación usadas en cubesat son GFSK, AFSK, OOK y FSK debido a que son fácil de generar, o porque pueden usar una fuente no lineal (menor peso).

Las bandas de frecuencia, son valores de frecuencias, dentro del espectro electromagnético dadas para distintos usos en radiocomunicaciones. Tradicionalmente, la comunicación entre la tierra y el satélite, se basa en el espectro radioeléctrico de aproximadamente 30 MHz a 40 GHz, y cubre los siguientes tipos de bandas:[81].

Very High Frequency 30 a 300 MHz

(VHF)

Ultra-High Frequency 300 MHz a 3 GHz

(UHF):

Banda L 1 a 2 GHz

Banda S 2 a 4 GHz

Banda C 4 a 8 GHz

Banda X 8 a 12 GHz

Banda Ku 12 a 18 GHz

Banda K	18 a 27 GHz
Banda Ka	27 a 40 GHz
Óptica (comunicación por láser)	100 to 800 THz

Tabla 4.3. Tipos de banda [81].

Las bandas de radioaficionados VHF (Very High Frequency) y UHF (Ultra High Frequency), han sido el medio preferido en proyectos cubesat, ya que las atribuciones de frecuencias de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) permiten su uso libre regulado. Sin embargo, los cubesat están cambiando cada vez más de misiones de bajo rendimiento, a misiones con tecnología de mayor complejidad [82], lo que conlleva a usar otro tipo de bandas de mayor velocidad, para suplir esa necesidad y su respectivo uso sigue estando regulado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones [83].

Para determinar la intensidad final de dichas bandas o frecuencias, hay que tener en cuenta la propagación de ondas de radio transionosféricas, la cual ocurre cuando la onda viaja desde la tierra, y entra al espacio o viceversa en diferentes regiones de la órbita [84]. Por ejemplo, señales transionosféricas en VHF se ven afectadas bastante por estas irregularidades, seguida de UHF con menos afectación, banda L aún menos y banda S sólo un poco [85].

Como se puede observar en la figura 4.23, VHF Y UHF tienen mayor uso, otra como la Banda S y X, que es parte de la banda de microondas del espectro electromagnético muy utilizada por radares meteorológicos, va en aumento ya que las misiones de cubesat se están moviendo a bandas de frecuencia más altas y no amateur, técnicamente para respaldar sus requisitos de datos, debido a que es posible cifrar con mayor robustez, y debido a que con velocidades de datos más altas se pueden alcanzar mucho más fácil con frecuencias más altas, ya que la velocidad de datos es proporcional al ancho de banda.

La figura 4.23 muestra cómo está distribuido el uso de las diferentes bandas en proyectos cubesat.

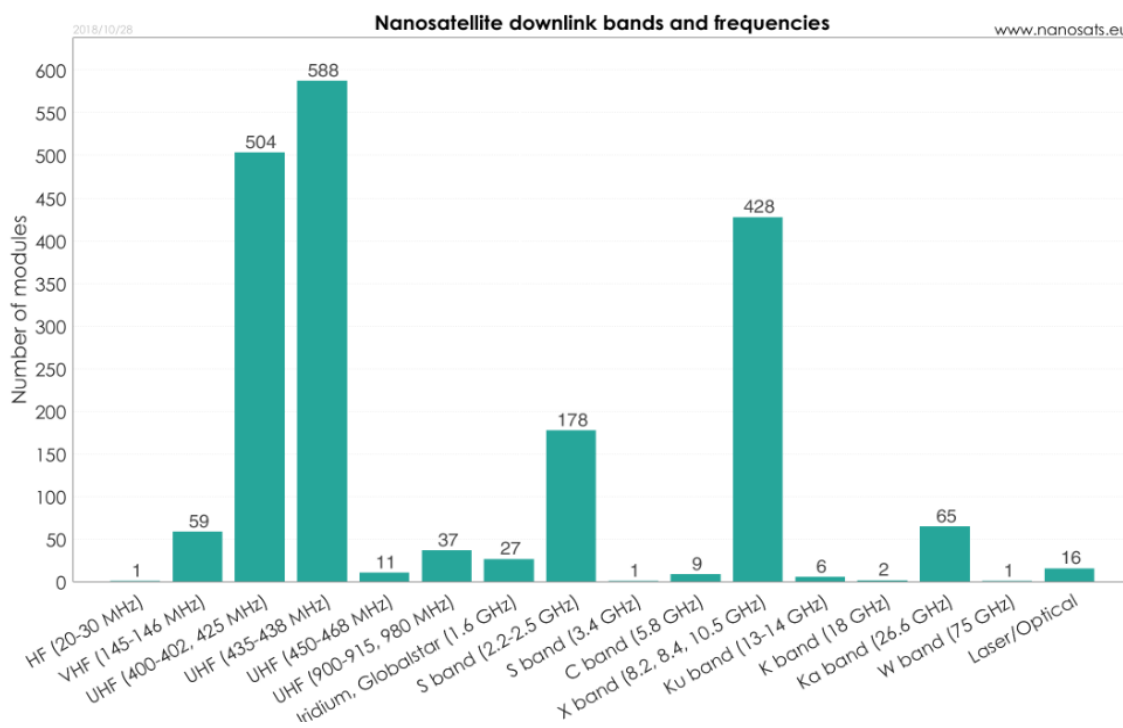


Figura 4.23. Las frecuencias usadas para donwlink o telemetría [86].

4.3.1.3 SSTV

“Slow Scan TV” es un método que se tiene en cuenta para la transmisión de imágenes en cubesat, trabaja entre 3 y 6 MHz, ha sido muy probado por radioaficionados en otras frecuencias como HF, VHF, y UHF para transmitir y recibir imágenes estáticas a través de enlaces de radio [87].

4.3.1.4 Ax25

Es un protocolo de comunicación muy popular en radioaficionados, y ahora en proyectos cubesat, creado en los años 80 sigue siendo vigente. Las funciones del programa Ax25 se pueden dividir en 2 partes: la parte de transmisión, encargada de codificar y enviar datos y la parte de recepción, recibir y decodificar [88].

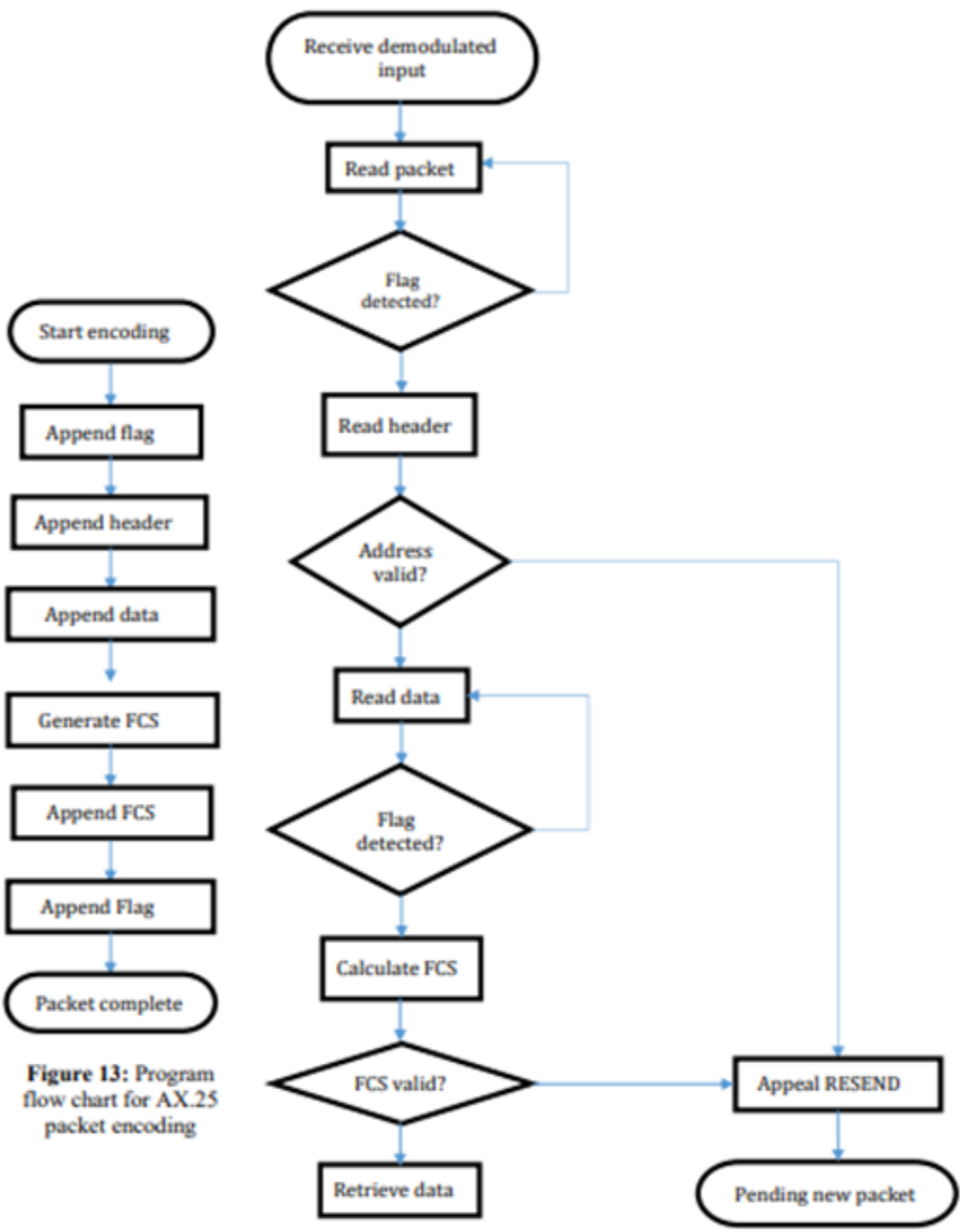


Figure 13: Program flow chart for AX.25 packet encoding

Figura 4.24. Diagrama de flujo del AX25 Codificación y Decodificación [88].

El protocolo tiene tres tipos de estructuras de tramas: supervisión (S), sin numerar (U) e información (I), como se ve a continuación:

Flag	Address	Control	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111110

Tabla 4.3. trama S y U protocolo Ax.25

Flag	Address	Control	PID	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 Bits	01111111
						0

Tabla 4.4. trama I, protocolo Ax25 [88].

Las tramas inician y terminan con banderas de seis unos (111111), se le agregan ceros a los flags, para reconocer y asegurar dichos campos, este proceso es conocido como “Bit stuffing”. El campo FCS (Frame Check Sequence) contiene un mecanismo de detección de errores CRC. Los datos a enviar cuentan con un espacio de 256 kbytes. Las direcciones AX25 son cada una de siete bytes. La primera dirección y segunda dirección es para origen y destino. Las siguientes direcciones se utilizan, para determinar las estaciones repetidoras por las que la trama debe pasar.

4.3.1.5 Retardo / interrupción de redes tolerantes DTN

DTN (Delay Tolerant Networks) es un conjunto de protocolos de comunicación desarrollada por los Sistemas de Exploración Avanzada de la NASA (AES), usado en entornos con grandes retrasos de transmisión, conectividad intermitente y una alta tasa de errores de bits. Las futuras misiones espaciales, quizás vayan más lejos de las órbitas de la tierra, y pueden incluir características que no pueden ser acomodadas por comunicaciones convencionales, basadas en capas de enlace sin conectividad intermitente y demoras de larga duración. Esta complejidad hace que DTN resuelva este problema, ya que TCP/IP (Transmission Control Protocol/Internet Protocol) no puede soportar este tipo de enrutamiento y reenvío de datos fiables. Existen implementaciones de este protocolo donde demuestra su alcance, como en mayo de 2016, la Estación Espacial Internacional (ISS) implementó un servicio de DTN institucional para soportar las cargas útiles [89].

4.3.2 Estación Terrena

Es la encargada de buscar contacto con el satélite, con esto consigue hacer rastreo de la posición en tiempo real o realizar peticiones (envío de comandos) y/o recibir el estado del satélite. La arquitectura de los sistemas de datos terrestres para misiones con cubesat, a menudo son diferentes de las arquitecturas clásicas utilizadas para misiones satélites más grandes. El cambio de paradigma de bajo coste y la accesibilidad de la tecnología comercial (para el sector espacial), no sólo han cambiado la forma en que los diseñadores piensan sobre las naves espaciales, sino también la arquitectura de los sistemas de datos terrestres. Hoy en día para reducir los costos de un sistema de datos terrestres en pequeñas naves espaciales, toda la misión se gestiona frecuentemente desde un único cuarto o salón. La estación terrena, es una antena COTS fija o móvil (usando un rotor) conectada al control de misión mediante cableado estándar. El

seguimiento, la telemetría y el mando tanto de la plataforma como de la carga útil, se gestionan desde un único ordenador.



Figura 4.25. Estación terrena SDR (Radio definida por software) [193].

Popularmente es usado un ordenador, el cual cuenta con una antena, transceptor y una aplicación catalogada como Radio Definida por Software (en inglés SDR de software define radio), este último es una aplicación que convierten las pcs, y chasis en herramientas para demodular y modular distintos tipos de señales.

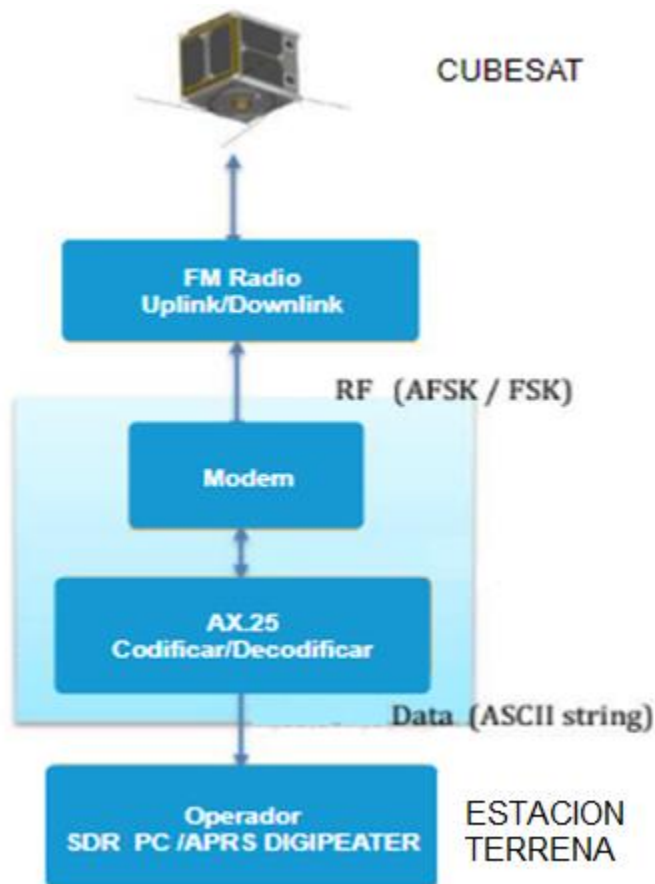


Figura 4.26. Diagrama del transmisor /receptor estación terrena y cubesat [78].

El transceptor basado en SDR soporta comunicación UHF, VHF y S-band. Algunas de las características son:

- Banda dual full dúplex.
- VHF Y UHF para recepción de datos y envío de comandos.
- Soporta AX.25 en ambos sentidos.
- Distintas configuraciones de modulación y configuración de tasa de datos [78].

La gran popularidad de la estación terrena basado en SDR, son las múltiples reconfiguraciones de manera rápida y con un bajo costo.

4.3.2.1 Múltiples Redes Terrestres

Aumentar el tiempo de recepción de datos es de mucha ayuda. Contar con múltiples estaciones terrenas se ha venido haciendo más popular cada día. En tierra es posible tener múltiples bases terrestres, mediante algún tipo de red creada por una comunidad. Una red como por ejemplo SatNOGS, GENSO o el sistema APRS, entre otras, puede expandirse vía internet de diferentes maneras, logrando mayor tiempo de comunicación con nuestro satélite (Figura 4.27.).

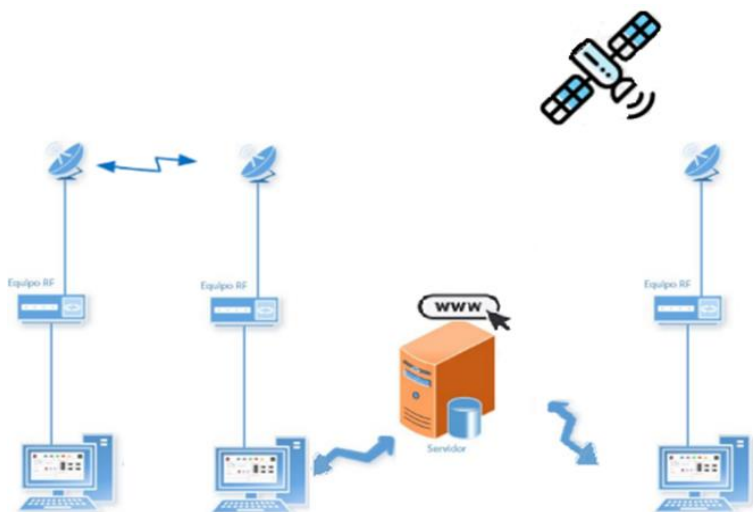


Figura 4.27. Estaciones conectadas a internet [95].

El uso de múltiples redes terrestres, soluciona el problema de la baja obtención de datos, ya que el satélite al contar con limitación de energía, aumentaría la tasa de datos y la complejidad del

sistema, por ende mayor consumo y necesitaría el uso de antenas de mayor tamaño en las estaciones terrenas [95].

4.3.2.2 SatNOGS [90]

Es una red de código abierto de estaciones terrestres creada por la fundación LibreSpace de la ESA (European Space Agency). SatNOGS técnicamente es una interfaz de administración global para facilitar múltiples operaciones de estaciones terrestres de manera remota. Cuenta con un gran número de bases terrenas a nivel mundial (Figura 4.28. base terrena satnogs), permitiendo mediante una conexión a internet, la obtención de datos de un satélite, en distintas partes del mundo.

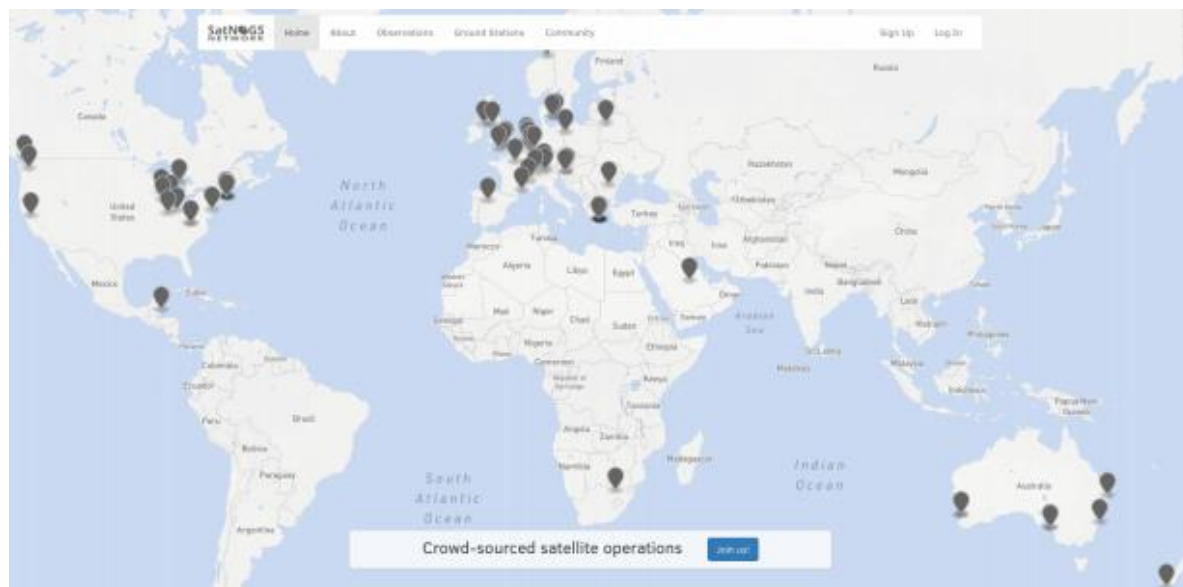


Figura 4.28. Ubicación bases terrenas SatNOGS (Satellite Networked Open Ground Station)

[90].

Las partes de una base terrena que utiliza la red SatNOGS son:

- Antena y rotor con driver, para captar la señal y hacerle seguimiento al satélite. (El rotor nos permite cambiar la altitud y azimuth).
- Un SDR, usualmente R820T RTL-SDR como el receptor y sintonizador de señal predeterminada, recibe la señal de la antena hacia el computador.
- Un computador con conexión a internet para manipular la señal proveniente del SDR, y controlar el movimiento de la antena, también se utiliza para tener acceso a las demás bases terreno, y enviar los datos a la plataforma de gestión.



Figura 4.29. Antena, rotor y driver construida para una Base terrena [90].

La plataforma nos permite visualizar valores con gráficas, porcentajes sobre el estado del satélite(s) conectados a la red (Figura 4.30 plataforma red SatNOGS), por ejemplo, valores de voltaje, tiempo del último mensaje recibido, temperatura etc.



Figura 4.30. Plataforma visualizando datos del cubesat IRAZU conectado a la red satNOGS (Satellite Networked Open Ground Station) [91].

Al tener una cuenta y un permiso en la plataforma, esta se puede editar y personalizar para mostrar las métricas para cada proyecto. La fundación LibreSpace en su página web “www.librespace.com”, brindan una guía de cómo construir una base terrena física y la implementación de la red SatNOGS.

4.3.2.3 Sistema APRS

APRS (del inglés Automatic Packet Reporting System), es un sistema automático que nos permite ver nuestra posición en un mapa de una estación fija o móvil, puede añadir eventos, la red trabaja normalmente el estilo standalone packets, similar a UDP (del inglés User Datagram Protocol) de pila protocolo tcp/ip. De igual manera a este protocolo, puede hacer broadcasting a las demás bases con mensajes cortos. Este sistema se puede enlazar con internet mediante un dispositivo llamado Igateway, para generar una globalización de dichos mensajes. de tal manera

que un cubesat puede viajar alrededor del mundo y estar comunicado en distintas áreas que usen este sistema [92].

4.3.2.4 GENSO

GENSO (del inglés Global Educational Network for Satellite Operators), es una red con un software que nos permite conectar múltiples estaciones terrenas con una sola plataforma. Este programa soporta modos digitales sobre VHF, UHF y banda S, y no tiene restricciones de frecuencia para el satélite [93].

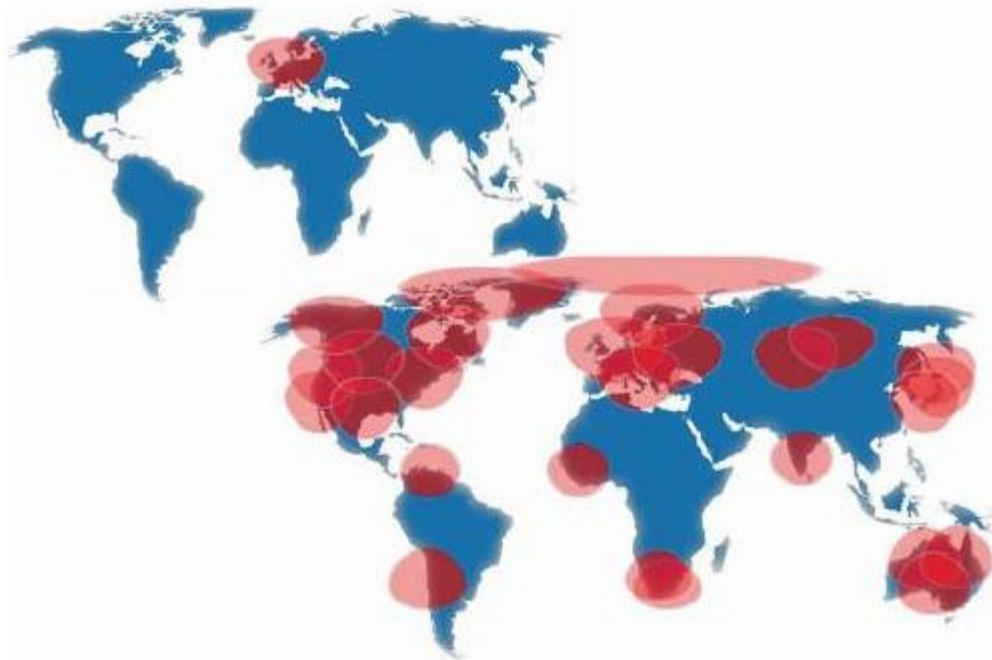


Figura 4.31. Ejemplo cubrimiento órbita LEO usando solo 30 estaciones GENSO (Global Educational Network for Satellite Operators) [94].

Los usuarios de GENSO requieren una autenticación para tener acceso a los servidores, de esta manera pueden tener acceso a la red y a los demás satélites (si estos lo permiten). La aplicación es configurable y transparente para el usuario, permitiendo transferir los datos a otros usuarios o guardarlos localmente. Los operadores de la estación utilizan el “Ground Station Server (GSS)” y los controladores de la misión utilizan la plataforma cliente “Mission Control Client (MCC)”.

Otras redes de estaciones terrestres que existen, son KSAT (LITE) para bandas VHF, UHF, S, X, Ka, Amazon para la banda S y X, Leaf Space, Infostellar, Goonhill y Earth Station, entre otras [96].

4.3.3 Antenas

Los radios sistemas de comunicación usados deben tener un tipo de antena adecuada para su transmisión y recepción de ondas, la antena del cubesat va conectada a una línea de alimentación de radiofrecuencia, directamente con el transceptor. El material debe ser flexible y conductor (por ejemplo, Nitinol, cobre de berilio).

Las antenas se diseñarán según los requisitos específicos de la misión en términos de frecuencia, ancho de banda, tamaño, ganancia y patrón. A su vez debe tener en cuenta el acople de impedancias, que ocurre cuando una carga y una antena logran pasar la máxima transferencia de energía, reduciendo ruido y errores de fase de la señal. Por otra parte, debe contar con un Mecanismo de despliegue, el cual se activa una vez esté en órbita [191].

A continuación, se mostrarán algunos tipos de antenas usadas en picosatélites:



figura 4.32. Ejemplo antena desplegable “Antena helicoidal cuadrifilar” usada en VHF (Very High Frequency) and UHF (Ultra High Frequency) [97].



Figura 4.33. Antena desplegable Monopolo usada en UHF (Ultra High Frequency) [98].

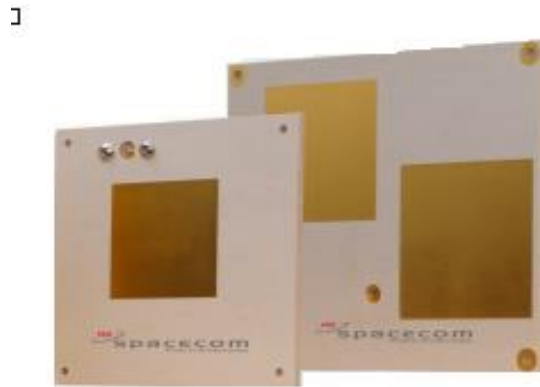


Figura 4.34. Antena parche, usada para la recepción de la banda S [99].

Una solución sumamente práctica y de bajo costo, es el empleo de la cinta métrica como antena monopolo. Con el uso de varias de estas antenas, se pueden crear antenas dipolos para VHF o UHF según sea necesario. tiene la ventaja por varios años se ha comprobado su eficacia al momento de estar en órbita. Si bien el arreglo requiere trabajo para el acople de impedancias, aun así, es la solución más económica y popular hasta para proyectos de mediano tamaño.

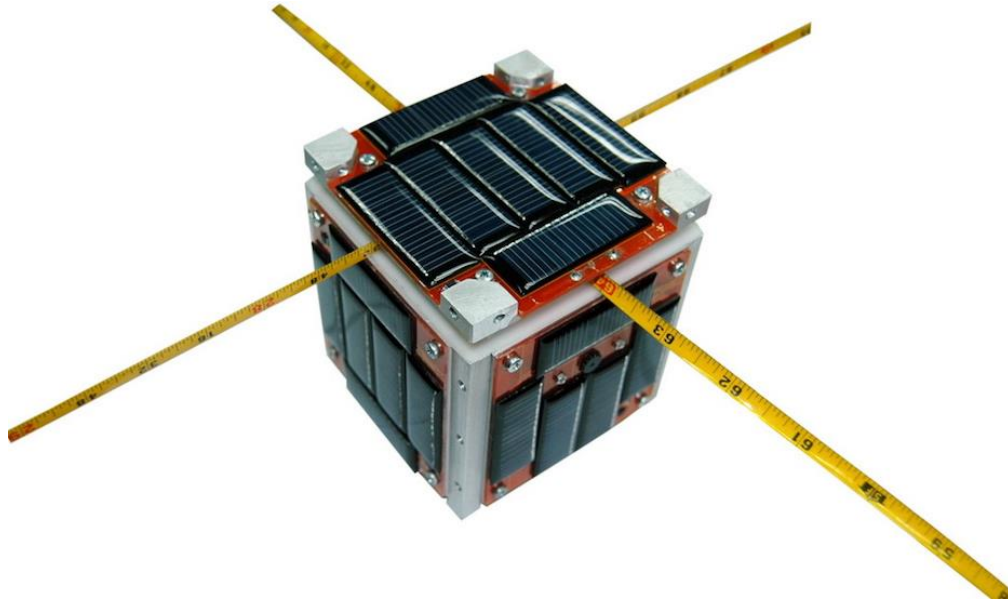


Figura 4.35. Antena dipolo cinta métrica [100].

4.3.3.1 Despliegue de antena

Las antenas deben ser plegadas para que ingresen en el PPOD, es aquí donde el mecanismo de despliegue entra en juego, permitiéndoles que sean dobladas durante el viaje, y desplegadas una vez en órbita. El mecanismo hace parte de la cara donde están ubicada la antena y lleva su correspondiente circuito. Existen diferentes mecanismos para hacer el despliegue en órbita los cuales son los siguientes:

- Sistema de despliegue mediante línea de pesca.
- Mecanismo de despliegue mediante émbolo magnético.
- Mecanismo de despliegue mediante cinta métrica [101].

El picosatélite al ser expulsado del contenedor y puesto en órbita, cambia el estado de un interruptor (llamado KillSwitch) que activa la electrónica de la nave, una vez activada la

corriente del picosatélite, tradicionalmente un circuito se encarga de calentar una resistencia de baja denominación con una corriente alta, logrando una temperatura elevada y consiguiendo que queame la cuerda que retiene la antena, permitiendo así el despliegue [102].

4.3.4 Aplicaciones de Módulo de comunicación

ISR ASAT 1

El módulo de comunicación para telemetría, usa la banda UHF con una frecuencia de 868Mhz, y en Beacon la banda VHF a 128 MHz. El tiempo de transmisión de la baliza se determinó sobre 2 factores: la cantidad de datos contenidos dentro del masaje Beacon, y el ciclo de trabajo permitido basado en el presupuesto de energía dado por las baterías, y el subsistema Beacon fue separado de todos los demás módulos, fue generado usando un AVR MCU dentro de la audiofrecuencia, luego modulada usando modulador FM. La máxima potencia de transmisión fue 1W. El tiempo de conversión del transceptor fue <20ms. La antena dipolo para VHF fue de 1.114m y 0.164m para UHF [103].

AMSAT OSCAR 7

Su sistema de comunicaciones consta de dos transpondedores lineales, aunque sólo uno está en funcionamiento en cada momento. El primero de ellos, activo cuando el satélite funciona en su modo A. Es un transpondedor no inversor con rango de frecuencia de subida de 145.850 MHz a 145.950 MHz. La bajada es en HF, en la banda de 10m, en el rango de 29.400 MHz a 29.500 MHz, teniendo también una baliza de telemetría CW de 200mW en 29.502 MHz.

El segundo transponder (modo B del satélite), es un transponder lineal invertido de 8W de potencia de pico, con rango de frecuencias 432.125 MHz a 432.175 MHz para la subida (50 KHz), y 145.925 MHz a 145.975 MHz para la bajada. La baliza CW en este modo se encuentra en 145.977 MHz [104].

XI

Tiene dos transmisores y un receptor, que son hechos a medida por un fabricante de radio japonés. FMTX es para el enlace descendente de telemetría, codificado en paquetes AFSK, a la velocidad de 1200 bps. Este transmisor consume 4W cuando está activo. La salida RF es de 0.8W. CWTX para la baliza en código Morse. Consume 475 mW. El comando uplink usa modulación AFSK a 1200bps. Cuenta con dos antenas, un monopolo para comando, y una Dipolo para telemetría y Beacon [105].

COMETS

Utilizó las bandas S y Ka para los enlaces cruzados y la banda K para enlaces ascendentes y descendentes a tierra. La banda S transmite con una tasa de datos de 100 bps a 300 kbps y recibir a 100 bps para 6 Mbps. Para la banda Ka, COMETS transmitió a 100 bps a 300 kbps y recibido de 1 a 120 Mbps. El tipo de modulación usada fue BPSK y MDP-4. La misión de los cometas era probar que un sistema geo sincrónico 3.6 metros de diámetro de antena de satélite, podría rastrear un LEO con una pérdida de ganancia de menos de 0,5 dB a Banda Ka. COMETS cuenta

con otras dos antenas parabólicas, para las comunicaciones móviles, los enlaces de conexión y otra para una carga útil de radiodifusión [106].

Implementación XEDS

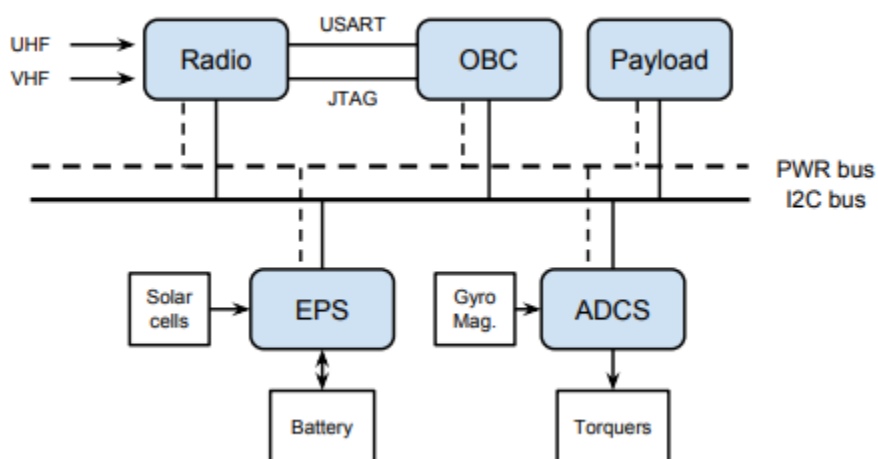
En este proyecto se usó para la transmisión y recepción un transceptor Si4467 que trabaja en una banda de 119 a 1050 MHz, fue configurado con un microcontrolador MSP430 FR5994 por un bus SPI con una modulación GFSK y OOK. Para la disminución del ruido debido al acople de impedancias, se diseñó un amplificador de bajo ruido como diferencial para los 2 pines de entrada Rxp and Rxn [107].

4.4 Módulo OBC

El ordenador a bordo (del inglés On Board computer OBC), es el módulo principal en un satélite, diseñado para controlar y gestionar el resto de los subsistemas. Típicamente concede o delega funciones a los demás módulos y permite recepción de datos, activación de la energía eléctrica y sincronización de cada uno de ellos, y tener una comunicación directa con el módulo de comunicación (Figura 4.36), logrando de esta manera la confiabilidad del cubesat. Este módulo al igual que los demás debe ser robusto, debido a que una vez puesto en marcha la misión, es imposible hacerle mantenimiento físico. También se debe tener en cuenta las condiciones de temperatura extrema, ya que partes de este módulo, como la RAM o FLASH son susceptibles a las dosis de radiación.

Un OBC, usa un microcontrolador o FPGA (Field Programmable Gate Array) genérico o de diseño especial, cuenta con un MCU(Microcontrolador), memoria de programa, E/S de propósito general (GPIO), conversores análogos digitales (ADC) y temporizadores. Debe tener todos los protocolos de comunicación necesarios para transferir datos entre cada subsistema (por ejemplo, SPI, I2C, CAN, UART / USART, USB, entre otras.) y contar con modo sleep para el ahorro de energía.

Hoy en día es fácil encontrar en el mercado variedades de OBC, muchos proveedores aprovechan las formas de CompactPCI y PC / 104 para crear OBC COTS, lo cual encajan en las medidas del estándar cubesat, y son fácilmente de implementar en sistemas espaciales. También existen otras opciones como el uso de teléfonos inteligentes, debido a sus procesadores de alto rendimiento, y que cuentan con ciclo de diseño corto, de igual manera incorporan varias características importantes usadas en el espacio, como enlaces de radio, cámaras, acelerómetros



y giroscopio [108].

Figura 4.36. Arquitectura OBC (On Board computer). GomSpace.com [108].

El protocolo CAN es muy popular en el cubesat, debido a características robustas de señalización diferencial y una alta inmunidad al ruido, conveniente en esta capa. I2C normalmente es usado para crear comunicación entre tarjetas o módulos (Figura 4.37), como puede ser los sensores, mientras que para el nivel de comunicación como el UART o SPI, se usa para tramos cortos de la misma OBC [109].



Figura 4.37. Comunicación I2C (Inter Integrated Circuits), CAN (Controller Area Network) [109].

El Comando y Manejo de Datos CDH (del inglés command and handling data), es la implementación del OBC, software, junto a todas las interfaces de los demás módulos, incluidas comunicaciones, alimentación, ACDS, carga útil, etc. Se puede observar en la figura 4.38 [110]. Es muy habitual el uso de máquinas de estado en nuestro OBC, ya que promueve buenas técnicas de diseño de firmware y hacen al código más eficiente, fácil de depurar a medida que se organiza el flujo del programa, para así finalmente crear módulos de software con cada uno de los estados.

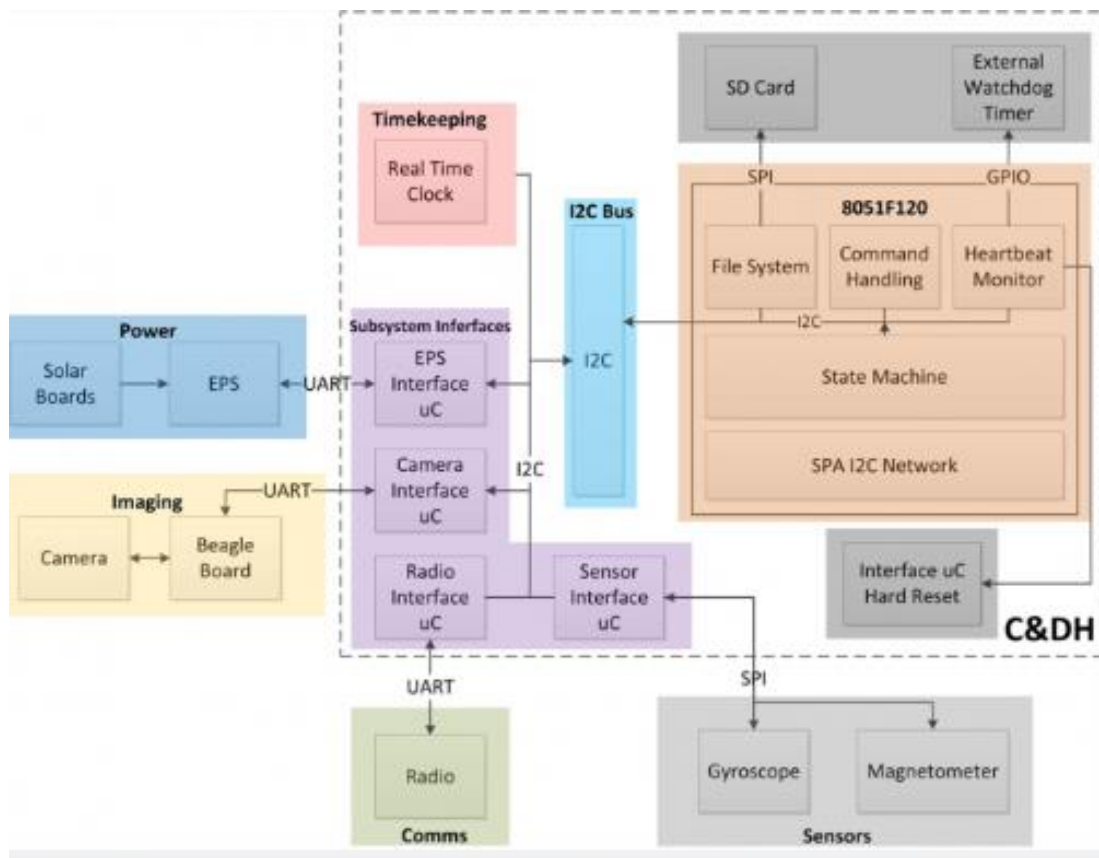


Figura 4.38. Ejemplo CDH (command and handling data) OBC [111].

Los cubesats siguen utilizando interfaces que son comunes en el mundo de los microcontroladores y sistemas embebidos. Algunos sistemas como los SoC (System On Chip), FPGA (Field-Programmable Gate Array) y ASIC (Circuito Integrado para Aplicaciones Específicas), suelen proporcionar varias interfaces para facilitar la tarea de interconexión con dispositivos periféricos y otros controladores [111].

En algunos casos, este módulo no necesita hacer el procesamiento de las imágenes en tiempo real (si llega existir una cámara como payload), cada módulo debe hacer su propio procesamiento, ya

que la tarea principal del OBC, es estar pendiente de los errores de SEE que puedan causar bit flips y de la gestión de los demás módulos [112][113].

4.4.1 Temporizadores de vigilancia

Los temporizadores de vigilancia (en inglés Watchdog), a menudo se usan para monitorear el estado de un procesador. Un temporizador de vigilancia, es un circuito de hardware que restablece el procesador cuando termina un conteo, o el procesador necesite reiniciarlo. En un picosatélite es usado para ayudar a prevenir errores provocados por la radiación. Se tiene en cuenta que, en ocasiones, el procesador salta a una ubicación de memoria errónea por culpa de un efecto de radiación o una excepción de software, así el temporizador permite reiniciar el procesador para restaurar las operaciones al modo normal.

Como vimos en el capítulo de Entorno Espacial, todos los dispositivos CMOS (semiconductores de óxido metálico complementarios) son susceptibles al “reseteo”, debido a los golpes de partículas de radiación ionizante. Esto hace que una gran corriente fluya a través del dispositivo y hace descender el Voltaje. Por lo tanto, es una buena práctica tener un chip o circuito en el sistema que sea inmune, detecte esta condición y pueda restablecerlo. Aparte del uso de temporizadores, algunos OBC cuentan con doble memoria (como Fram) para la reprogramación en órbita, la cual ayuda a mitigar el problema. En cuanto a los errores producidos por SEE, con ayuda de herramientas como la Transformada de Fourier (FFT) y eliminación gaussiana es posible dar solución [114].

4.4.2 Memoria

La memoria requiere una alta fiabilidad. Hoy en día existen una gran variedad de tecnologías de memoria para propósitos específicos, como la memoria estática de acceso aleatorio (SRAM), la memoria RAM dinámica (DRAM), la memoria flash (un tipo de memoria borrable eléctricamente, programable y de sólo lectura), la memoria RAM magnetorresistiva (MRAM), la memoria RAM ferroeléctrica (FRAM), entre otras. Donde la SRAM es la más popular debido a su precio y disponibilidad (figura 4.39).

Muchos OBC utiliza memoria ferroeléctrica de acceso aleatorio (FRAM), ya que tiene un buen rendimiento en presencia de radiación, y se conecta fácilmente al MCU (Microcontrolador) a través de un puerto SPI (Serial Peripheral Interface). Algunos otros sistemas que usan SRAM, están protegidos por un subsistema de detección y corrección de errores (EDAC). El EDAC corrige los errores de bits que pueden ocurrir debido a las alteraciones de un solo evento (SEUs) [115]. Otras como la MRAM es también recomendada para un cubesat, debido a su resistencia a la radiación, y bajo consumo de energía, cuando no está en uso, y a diferencia de la RAM convencional, los datos no se almacenan como carga eléctrica o flujos de corriente, sino por medio de elementos de almacenamiento magnético[116].

La NASA (National Aeronautics and Space Administration), ha comparado durante años los distintos tipos de memorias, de la siguiente tabla podemos ver que la MRAM es las más acertada para retención, resistencia radiación y bajo consumo en standby, la MRAM es su densidad limitada, y FRAM bajo consumo, entre otras características previamente mencionadas.

	MTJ MRAM	ST-MRAM ¹	NOR Flash	NAND Flash	FRAM	P/CRAM	Units
Density ²	16 Mb	1000	1,000	128,000	4	512	Mb
Access Time	35	<10	25	20	55	16	ns
Standby Current	<1	<1	<1	<1	<1	<1	mA
Read Current	30	15	20	25	<10	15	mA
Write Current	30	15	50	25	<10	20	mA
Endurance	Infinite	Infinite	100k	0.5-10k	10 ¹⁴	10 ⁶	P/E Cycles
Retention	>20	>20	>10	>10	>10	>10	Yrs @ 55°C
Cell Size	10	<4	6	5	10	6	F ²
Cost/Mb	1.5	?	0.01	0.0002	10	0.05	USD
SEU Immune	Yes	Yes	No	No	No	Yes	n/a
SEL Immune	Yes	Yes	No	No	No	Yes	n/a
TID	>1000	>1000	<100	<100	<100	>1000 ³	krad (Si)

Figura 4.39. NVM comparación NASA [117].

En cuanto a la capacidad de las memorias internas del microcontrolador, va desde unos 32KB hasta 512 kb o más según el mercado. Se debe estimar el uso de diferentes aplicaciones, para conseguir el tamaño adecuado. El uso de sistemas operativos o protocolos para facilitar el desarrollo, deben ser cubiertos. Una de ellas es el uso de un protocolo de comunicación cubesat (CSP) que consigue soportar la comunicación interna del satélite sobre la capa física, implementada en CAN o I2C. [Erlend Riis Jahren. Design and implementation of a reliable transport layer protocol for NUTS. 2015.] Este protocolo, consume aproximadamente 115 KB, y si se quiere añadirle un prototipo de sistema resistente, por ejemplo, el propuesto por Marcadella en "Mejora de la fiabilidad de un satélite de una unidad de biprocesamiento sujeto a bit-flips inducidos por la radiación" [118], que tiene 74 KB de consumo, esto sumado con el código de programación, hace indispensable usar microcontroladores con una memoria de más de 128K, o, por consiguiente, que cuente con una interfaz de memoria externa[119].

Algunos microcontroladores o microprocesadores usados popularmente son: MSP430FR, ARM Cortex R4F, Atcan128, STM32F103, AT32UC3. Un ejemplo como la MSP430, es muy usada debido a su bajo consumo y precio, el único problema es que no cuenta con más de 128 KB de memoria y no tiene bus para una memoria externa. Posibles soluciones a esto, es implementar vía SPI una memoria externa o hacer un bus de memoria paralelo bit-bang, sin embargo, la velocidad del SPI es mucho menor y bit-bang conlleva mayor tiempo de programación. En conclusión, es importante analizar los diferentes tipos de microcontroladores. Uno de los beneficios de usar un microcontrolador basado en ARM, es que cuenta con un bajo consumo y una amplia selección de herramientas de desarrollo, disponibles para admitir depuración y programación del MCU via JTAG [119].

Hoy en día existen varios tipos de plataformas libres, que ayudan a diseñar un OBC de manera más rápida con herramientas poderosas. Adusat es una de ellas, cuenta con una placa similar al arduino, con su microcontrolador ATMEGA y su shield (extensiones de hardware). BeagleSat es una plataforma cubesat de código abierto con soporte de OpenCV, proporciona marco y un conjunto de herramientas para diseñar desde cero. Raspberry Pi otra plataforma con alto rendimiento es capaz de manejar imágenes y de comunicación de alta velocidad.

4.4.3 Sistemas Operativos

Tradicionalmente, el software o firmware a bordo se ha escrito en lenguaje ensamblador, Ada, C, o C++, sobre el hardware directamente, pero en algunos casos es necesario iniciar con un sistema operativo en tiempo real. A medida que aumentan las capacidades de hardware de los cubesat, los programas informáticos son cada vez más grandes en misiones más complejas, y se encargan de más tareas, por ejemplo, el procesamiento de múltiples datos de la carga útil o la gestión de estados de más módulos, manejo de protocolos más seguros. Es por ello que en la última década se ha observado un uso creciente de Linux en el software a bordo de las naves espaciales, y otros como el uso de teléfonos inteligentes con sistemas Android [120].

Linux se utiliza en los sistemas debido a la calidad y disponibilidad de código, amplio soporte en hardware, fácil implementación de protocolos de comunicación e interfaces de programación de aplicaciones, condiciones de licencia favorables, independencia del proveedor y coste [121][122].

Soluciones como KubOS RT y KubOS Linux, son los primeros sistemas operativos de software de vuelo de código abierto de su clase, listo para implementar en alguna OBC [123].

4.4.4 Protocolo CSP [124].

Cubesat Space Protocol (CSP) es un pequeño protocolo de entrega de capa de red diseñado para la comunicación entre módulos del cubesat. Garantiza la continuidad del servicio cuando existe algún bloqueo en el bus de comunicación interno del satélite.

CSP permite que los sistemas embebidos distribuidos tengan una topología de red orientada a servicios. Una topología orientada al servicio facilita el diseño de subsistemas de satélite, ya que el propio bus de comunicaciones es la interfaz con otros subsistemas. Esto significa que cada desarrollador de subsistemas, sólo necesita pensar en levantar un servicio, y número de puerto en

los que su sistema funcionará. Además, se reducen las interdependencias de los subsistemas, y se puede añadir redundancia fácilmente para integridad de los datos. El protocolo se basa en una cabecera de 32 bits que contiene información de transporte, red y capa MAC.

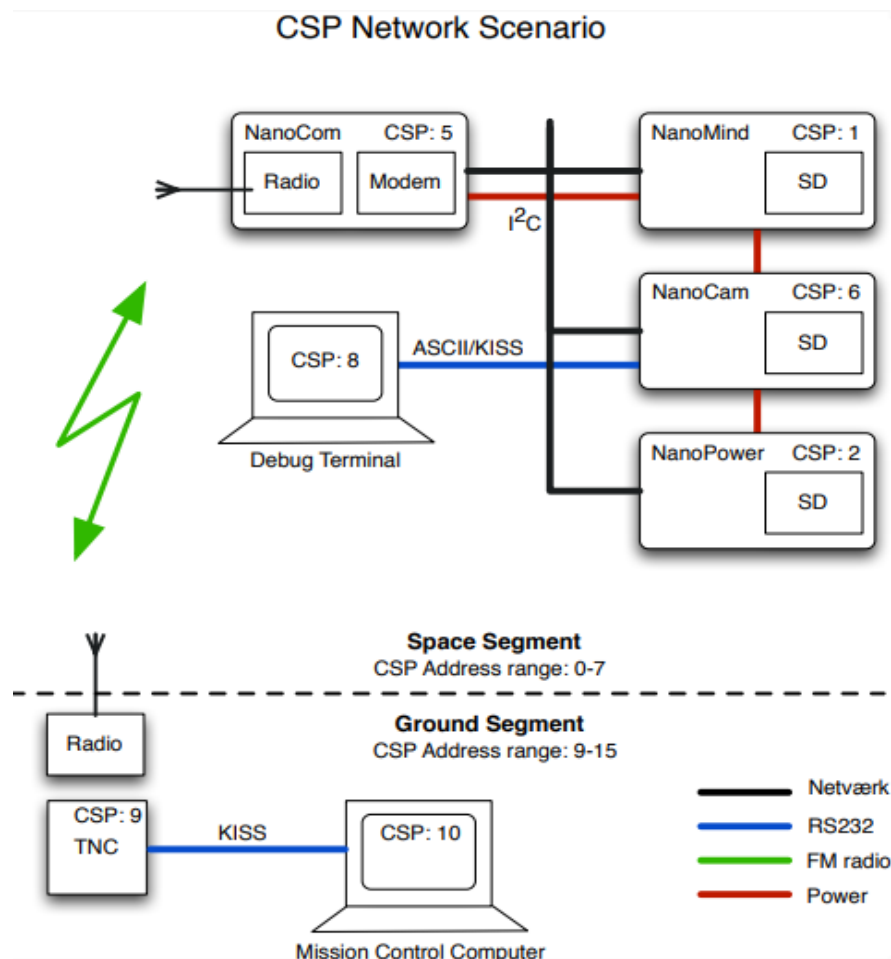


Figura 4.40. Escenario de red en CSP (Cubesat Space Protocol) [124].

El autor del CSP dejó la pila como código abierto y licencia GPL, para que cualquier persona pudiera tener acceso al código fuente, así adaptarlo según sus requerimientos de su misión espacial.

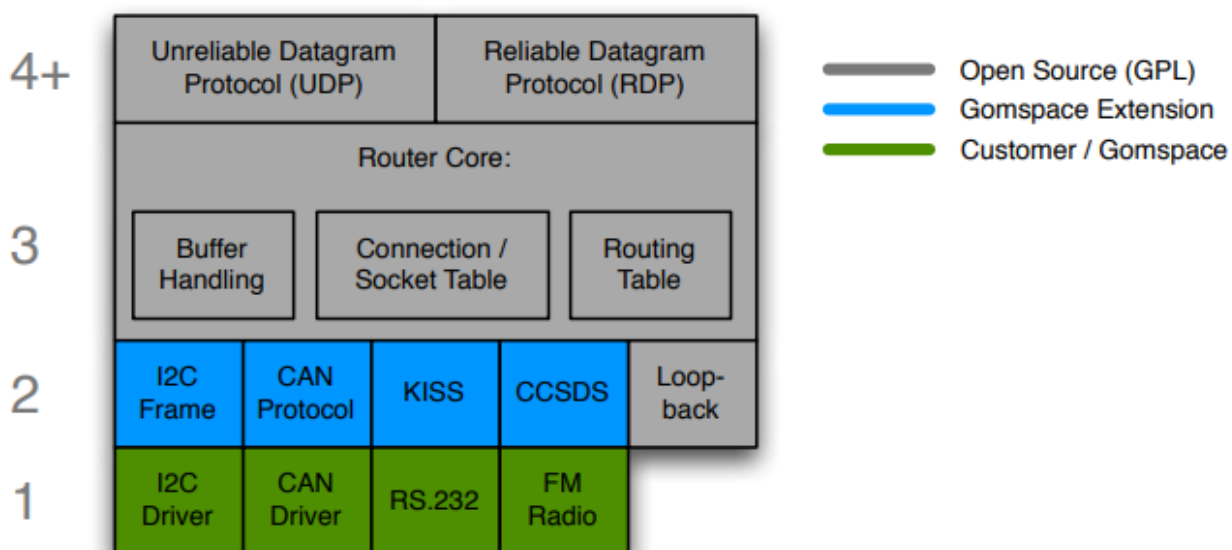


Figura 4.41. Pila protocolo CSP (Cubesat Space Protocol) [124].

La aplicación final no debe preocuparse por manejar la red, todo es manejado por una librería del lado del cliente.

“La estratificación de CSP corresponde a las mismas capas que el modelo TCP/IP. La implementación soporta un protocolo de transporte orientado a la conexión (Capa 4), un router-core (Capa 3) y varias interfaces de red (Capa 1-2)” [125].

Los principales argumentos, para utilizar CSP, son que puede minimizar la complejidad del sistema y facilitar la comprobación y gestión de errores, rutas estáticas, una API simple, gestor de servicios que implementa solicitudes parecidas a ICMP, como ping y estado del búfer y soporte opcional para paquetes cifrados con XTEA en modo CTR [125].

4.4.5 Aplicaciones módulo OBC

Phonesat

Los núcleos de teléfonos inteligentes utilizados en esas primeras naves espaciales, se basaron en el sistema Qualcomm Snapdragon en chip (SoC), con un procesador Scorpion de 1 GHz que ejecuta el sistema operativo Android. Phonesat-1.0 simplemente voló el teléfono en un chasis cubesat junto con un paquete de baterías para energía y una radio baliza UHF [67].

THEIA

Un microcontrolador de 32 bits ejecuta el software de vuelo, mientras que un controlador de 8 bits se utiliza para soportar componentes de conmutación de energía y GPS. Soporta extensiones MRAM (Magnetoresistive Random-Access Memory) y SRAM (Static Random Access Memory), así como tarjetas Micro-SD para el almacenamiento de datos.

El microcontrolador AT32UUC3A, usa 2 memorias FLASH de 2G cada una, obtenía los datos del GPS y carga útil vía SPI, y controlaba mediante switches los diferentes voltajes vía GPIO [126].

RH-OBC-1 COTS

Es una OBC tipo tarjeta de evaluación, que cuenta con un microcontrolador VA10820 32-bit ARM, con 32 KB de SRAM. Algunas características importantes son: presenta detección y corrección de errores (EDAC), motor de fregado para la protección de la memoria, 56 pines de propósito general y TMR (Triple Redundancia Modular) en su lógica interna [127].

OBC con un microcontrolador de uso automotriz

Este proyecto presenta el uso del microcontrolador TMS570LS3137 de Texas Instruments (muy popular en el área automotriz), como OBC para proyectos cubesat. Cuenta con tolerancia a fallas incorporada, con el uso de dos procesadores que se ejecutan en código de corrección de errores y de bloqueo (ECC) implementados en memorias internas [128]. El TMS570LS3137, funciona a velocidades de reloj de hasta 180 MHz y tiene una memoria de programa de 3 MB, 256 kB de RAM y 64 kB de EEPROM emulada. Las características de seguridad relevantes incluyen dos procesadores que se ejecutan en bloque, códigos de corrección de errores (ECC) en todas las memorias internas, y monitores de voltaje interno [129].

4.5 Módulo de Potencia

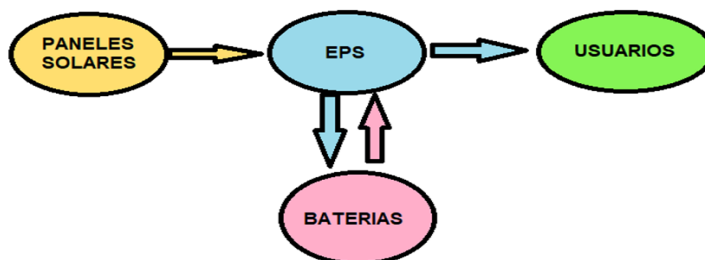


Figura 4.42. EPS (Electric Power System). Elaboración propia.

El sistema de energía eléctrica (EPS: Electric Power System por sus siglas en inglés) se encarga de la generación, almacenamiento, acondicionamiento y administración de energía eléctrica en el cubesat, por lo general, constituye un tercio de la masa total de las naves espaciales. Los diferentes equipos a bordo del cubesat necesitan ser alimentados por la energía eléctrica.

Por lo tanto, el cubesat necesita un sistema de energía fiable y eficiente que sea capaz de manejar la tarea de proporcionar la potencia necesaria para cada subsistema del cubesat [130].

Los principales elementos de este sistema son los paneles solares, las baterías, y los reguladores, que conducen a la conversión de energía solar, a energía eléctrica; almacenamiento de energía en baterías; regulación de la energía eléctrica y distribución de la energía a los otros subsistemas del cubesat [131].

El EPS se considera una parte esencial del satélite, pues si falta la energía en el sistema significará el final de la misión. El diseño de EPS ideal es aquel que cumple con los requisitos de potencia de una misión específica, y luego puede usarse varias veces en diferentes escenarios de misión, sin tener que modificarse para cada misión [132]. El EPS proporciona energía de corriente continua (DC) para todos los subsistemas a bordo del satélite.

Al diseñar el sistema de energía de un satélite, las baterías y los paneles solares, se convierten en un factor importante para las dimensiones del satélite. El tamaño de los paneles solares y las baterías depende de los requisitos de la carga útil y de la vida útil de la misión. Dado que la eficiencia de las baterías como también de los paneles solares disminuye con el tiempo, es importante tener buenas estimaciones sobre cuánta energía pueden obtener los paneles solares, y cuánta energía puede proporcionar las baterías. Estas estimaciones darán una idea de cuánta superficie de paneles solares se necesita, y cuán grandes baterías requiere la misión del satélite [132].

Teniendo en cuenta que el espacio exterior es el medio en que trabaja el satélite, el módulo de potencia debe prevenir fallos, y tomar decisiones si ocurren eventos críticos y por lo tanto la tecnología utilizada debe tener características especiales, diferentes a los elementos utilizados en la tierra. Por eso hay que investigar las tecnologías disponibles en el mercado [139].

Un típico módulo de Potencia cuenta con una red de páneles solares conectados en serie o paralelo, reguladores para la conversi3n de voltajes y protecci3n de las baterías como se muestra en la figura 4.43.

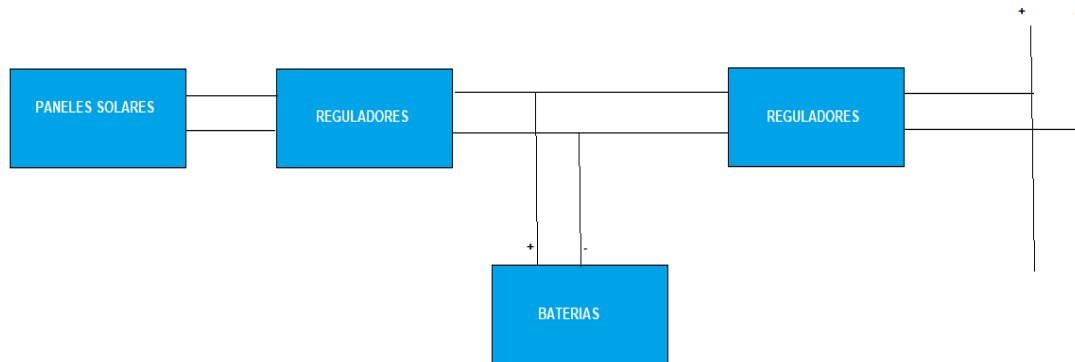


Figura 4.43. Configuraci3n básico m3dulo de potencia [132].

El sistema de energía eléctrico (EPS) tiene que realizar como mínimo las siguientes funciones:

- Proporcionar una fuente constante de la corriente eléctrica a las cargas del cubesat durante la vida de la misi3n.
- Controlar y distribuir la corriente eléctrica al cubesat.
- Cumplir los requerimientos de potencia eléctrica promedio y pico de los usuarios.
- Proveer líneas de bus reguladas en potencia DC.
- Entregar capacidad de comando y de telemetría para la integridad y estado del sistema de energía eléctrico, así como el control desde la estaci3n terrena o del sistema aut3nomo.
- Proteger la carga útil del cubesat contra fallas dentro del Sistema de Potencia Eléctrica.
- Anular los voltajes transitorios en las líneas de bus reguladas y protegerlos contra averías [133].

Para el diseño del sistema eléctrico del cubesat, se debe tener en cuenta ciertas estimaciones:

Estimar el tiempo que el cubesat estará expuesto directamente a la luz solar y en la penumbra, para evaluar el tiempo que se tendrá para la carga de las baterías.

prever exactamente la potencia que requerirá el cubesat, con ese dato seleccionar un arreglo de baterías capaces de alimentar todos los subsistemas.

Tomar en consideración un sistema de carga de baterías y un arreglo de celdas solares que lo alimente, de igual manera calcular el nivel de corriente que proporcionarán las celdas solares, con base en eso, diseñar la distribución más eficiente de las mismas, sea en la superficie del cubesat o en un sistema aletado de celdas solares.

Para todos los dispositivos electrónicos se debe tener en cuenta el consumo energético, a menor consumo energético se obtiene un sistema más eficiente. Debe considerarse que un mayor consumo energético significa una mayor masa en el sistema de baterías y mayor tiempo de carga para las mismas [134].

El sistema eléctrico de potencia, tiene varios subsistemas que se encargan de cada una de las funciones necesarias para un buen funcionamiento, estos componentes son:



Figura 4.44. Etapas módulo de potencia [134].

4.5.1 Conversión de Energía o Generador

Este subsistema es el encargado de la generación de energía eléctrica a partir de una fuente de energía primaria, en nuestro caso esa fuente es la radiación solar, a través de paneles solares.

4.5.1.1 Páneles solares

El sistema fotovoltaico, compuesto por los páneles solares, es la parte encargada de recolectar la energía del Sol, los páneles solares son la única fuente de energía posible para un cubesat. La eficiencia de las células solares impondrá el límite de factor de potencia de todo el sistema, por lo tanto, el diseño y la elección deben tener en cuenta muchos factores importantes como la eficiencia-costo-masa, el factor de degradación de vida de las células, el área dedicado a los páneles solares, la resistencia a la radiación (validación del espacio) [135].

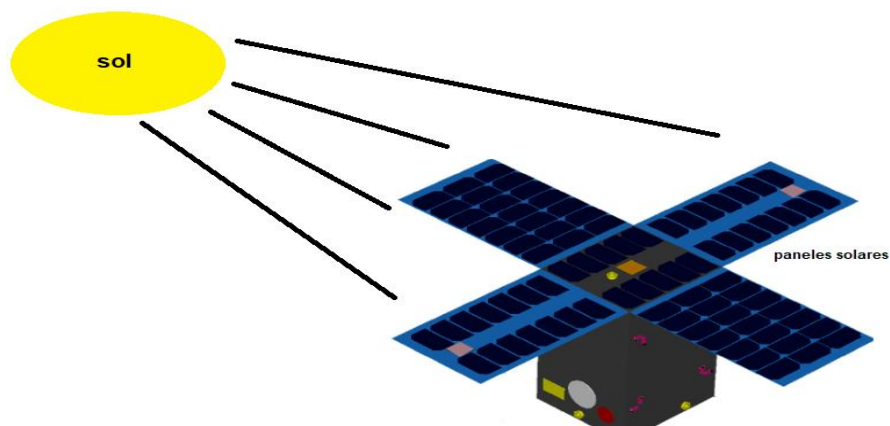


Figura 4.45. Radiación del sol a páneles solares del cubesat. Elaboración propia.

Los páneles solares se componen de células solares que se conectan para formar cadenas. El número de células en serie determina el voltaje y el número de células en paralelo determina la corriente del pánel. En las aplicaciones espaciales es importante maximizar la cantidad de energía generada, ya que existen límites estrictos en cuanto a tamaño y peso. La mejor opción teniendo en cuenta esto es elegir células de triple unión con una eficiencia de BOL (comienzo de la vida útil) superior al 28 % [136].

Cuando las células están conectadas en serie, la misma cantidad de corriente fluye a través de cada célula. Si algunas de las celdas de una cadena están sombreadas, su voltaje es negativo y la celda consume energía en lugar de producirla. Para evitarlo, se utilizan diodos de bypass que permiten que la corriente pase alrededor de las celdas sombreadas y, por lo tanto, no se produce una pérdida de tensión [136].

Las celdas fotovoltaicas captan la radiación luminosa (fotones procedentes de la radiación solar), estos fotones impactan sobre la superficie de las células y allí son absorbidos por materiales semiconductores, golpeando a los electrones, liberándose de los átomos a los que pertenecían, así los electrones comienzan a circular por el material, produciendo la electricidad en forma de corriente continua [130].

Las células fotovoltaicas, están fabricadas de finas obleas de semiconductores que producen corriente eléctrica cuando se exponen a la luz. La luz disponible para un conjunto de naves espaciales, también llamada intensidad solar, varía como el cuadrado inverso de la distancia al Sol. La superficie proyectada de los paneles expuestos al Sol también afecta a la generación, y varía como coseno del ángulo entre dicho panel y el Sol.

En los cubesats actuales, favorecen las células solares multiunión hechas de múltiples capas de materiales absorbentes de luz, que convierten eficientemente regiones específicas de longitud de onda del espectro solar en energía, utilizando así un espectro más amplio de radiación solar [137].

Para alcanzar las necesidades energéticas de cualquier dispositivo, los paneles solares son configurado por un "string"(un arreglo de celdas solares), de las cuales existen dos tipos de conexión en cadena: [138]

Serie: En esta topología se obtiene mayor voltaje.

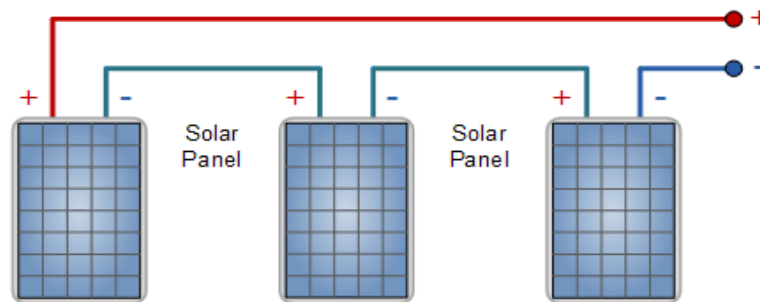


Figura 4.46. Conexión serie paneles solares [138].

Paralelo: En esta topología se obtiene mayor corriente.

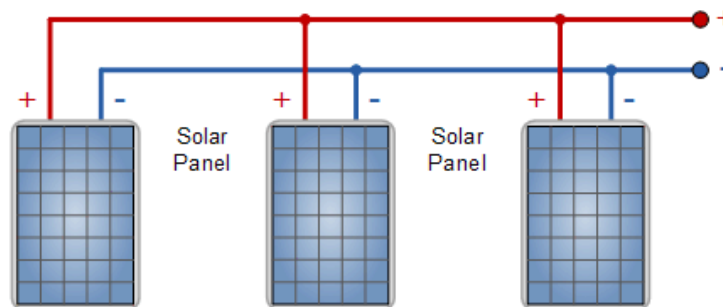


Figura 4.47. Conexión paralelo paneles solares [138].

4.5.2 Almacenamiento de Energía

Su función es almacenar la energía, es capaz de suministrar energía cuando el cubesat lo requiera.

4.5.2.1 Baterías

La función principal de una batería en una nave espacial es almacenar la energía generada por los paneles solares. La carga y descarga de la batería está regulada, a menudo por un sistema de seguimiento de la potencia de cresta y/o un regulador de derivación. Esto protege la batería de situaciones de sobre corriente y subtensión. Un sistema de seguimiento de picos de potencia es una configuración compleja que monitorea la potencia y ajusta el voltaje o amperaje para evitar una situación de sobre o subalimentación [140].

Normalmente, las baterías se utilizan para proporcionar energía al cubesat cuando está en eclipse. La energía almacenada requerida varía con las diferentes órbitas. Por ejemplo, un satélite que viaja en la órbita terrestre geoestacionaria (GEO) tiene un tránsito de eclipse máximo de 72 minutos durante 45 días. Período alrededor de los equinoccios de primavera y otoño. Las baterías deben ser capaces de suministrar energía durante estos eclipses ocasionales. Sin embargo, en una órbita terrestre baja (LEO) un cubesat ve un eclipse de hasta el 40 % de la órbita total. La capacidad de las baterías disminuirá gradualmente con el número de los ciclos de carga y descarga a los que está expuesto. El resultado es que un paquete de baterías de un satélite LEO tiene una capacidad mayor que un paquete de baterías de un satélite del GEO con la misma potencia. Debe ser importante el sitio de ubicación de las baterías en el cubesat, todo esto para evitar algún tipo de incidente ya sea por contaminación, corrosión, o que se llegue a presentar un incendio [140].

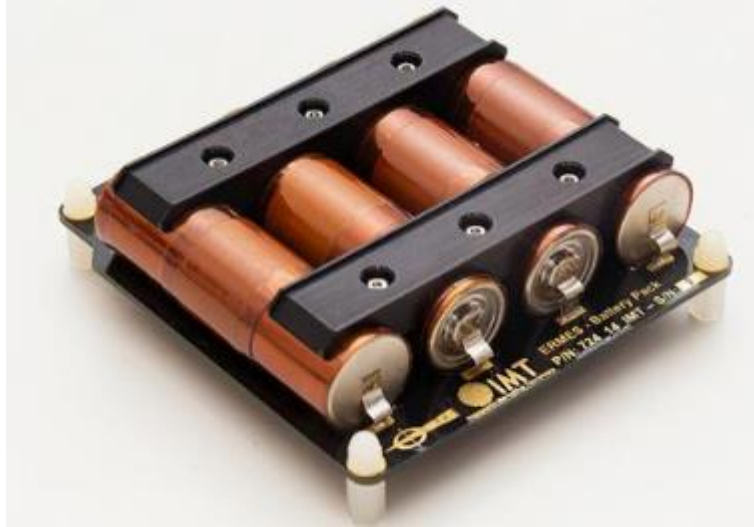


Figura 4.48. Batería de iones de litio [141].

Las baterías de Litio (figura 4.48) tienen un 98% de eficacia, largo tiempo de duración, baja impedancia, costo de fabricación bajo, gran densidad de energía, tasas de descarga superiores, bajo peso, y volumen. Estas baterías se pueden adaptar a la forma, y volumen de cualquier diseño estructural a realizarse, por estas características es que son usadas en naves espaciales de bajo costo [142].

A la hora de elegir las baterías, algunas de las características a tener en cuenta son:

- Tensión nominal.
- Densidad de energía.
- Auto descarga.
- Rango de temperatura de funcionamiento.
- Ciclo de vida total de la carga en función de la duración de la misión.
- Masa.
- Dimensiones y si han sido calificadas en función del espacio [135].

Los requisitos del sistema de energía eléctrico, consisten en proporcionar una regulación de tensión estable, que va de las baterías a los buses de energía solar, y proporcionar una carga de batería segura y fiable con la energía de las células solares, lo que requiere también un circuito de protección para la sobretensión y la subtensión, así como una estrategia de recarga de baterías. También deberán proporcionar datos sobre el estado de carga de la batería, el estado de carga disponible para el OBC que se debe utilizar para el buen funcionamiento del satélite, sin embargo, el EPS debe tener una protección contra descargas para proteger la batería de los daños permanentes [133].

4.5.3 Regulación y Distribución de Potencia

Se encarga de la regulación y distribución de la energía para todos los módulos del cubesat

4.5.3.1 Convertidor DC/DC

Es un dispositivo electrónico capaz de modificar un nivel de tensión a otro, en términos de dar un paso hacia arriba o hacia abajo dependiendo de la aplicación. Se usa para suministrar el nivel apropiado de voltaje, para los muchos componentes eléctricos a bordo del cubesat. Por ejemplo, para proporcionar el voltaje correcto para el Módulo de Computador a Bordo (OBC). Los reguladores dc-dc pueden ser:

Lineales: Se usa una caída de voltaje resistiva para lograr un voltaje estable menor que el voltaje de la fuente, el cual pierde el excedente de energía en forma de calor.

conmutados: La reducción de voltaje se realiza por medio de un elemento acumulador de energía que acumula energía proveniente de la fuente de voltaje para luego descargarla hacia la

carga en forma controlada por medio de un interruptor, lo cual resulta con una eficiencia mayor y una menor disipación de energía en forma calórica [143].

El convertidor DC-DC, es el que permite acondicionar la energía proveniente de los paneles solares, proporcionar un nivel adecuado para la carga de las baterías, y suministrar los buses de voltajes con un valor constante y una limitada cantidad de corriente [142]. Cuenta con dos tipos de buses, buses de potencia que se encargan de proporcionar energía a los módulos del cubesat, capaces de entregar altas corrientes, y los buses de referencia que se encargan de proporcionar voltajes de referencia, con el fin de procesar señales analógicas, protección y medición, este bus de referencia puede entregar muy poca corriente y cuenta con un voltaje negativo [144].

Los parámetros importantes a la hora de elegir el convertidor adecuado son el rango de relación de conversión de tensión, la potencia máxima de salida, la eficiencia. Una buena eficiencia de conversión de energía, es un parámetro importantísimo en los equipos alimentados por batería, donde la cantidad de energía almacenada es limitada. Una mayor eficiencia conduce a un menor consumo de energía, reduciendo la utilización de la batería y alargando su vida útil. La alta eficiencia también reduce la disipación del calor y ayuda a fabricar componentes más pequeños sin la necesidad de grandes disipadores de calor, y un efecto a menudo descuidado, es que la baja temperatura reduce las pérdidas de conducción en los metales, causadas por el comportamiento resistivo del coeficiente de temperatura positivo [134].

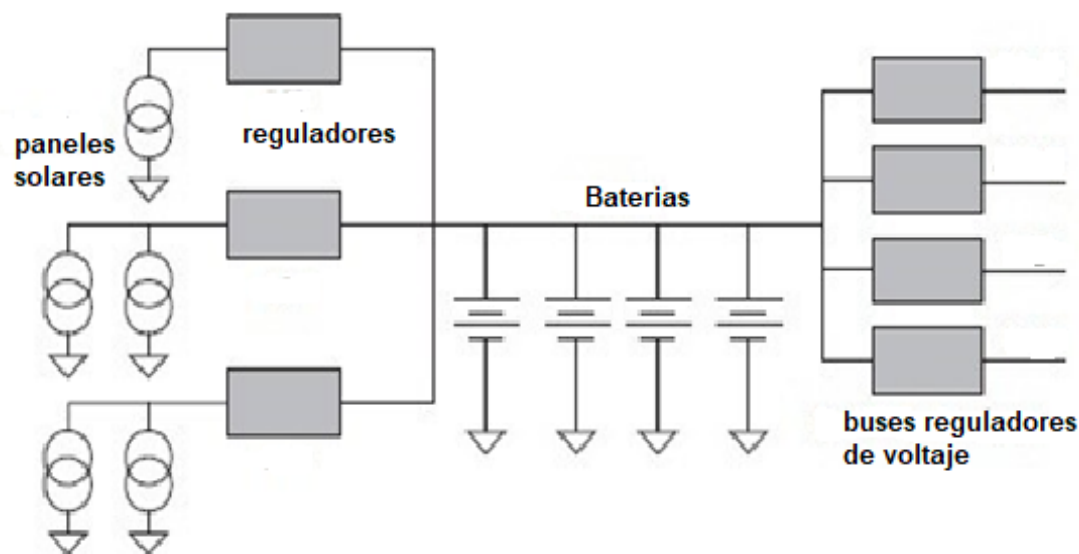


Figura 4.49. Arquitectura del sistema eléctrico de potencia [134].

4.5.4 Interferencias y fallas por la radiación del sol

Las condiciones ambientales en el espacio, influyen mucho en la confiabilidad y funcionamiento de los sistemas electrónicos. La radiación solar puede causar algunos fallos, en el sistema eléctrico y electrónico del cubesat, se pueden ver afectados la transmisión de imágenes, algunos fallos en el control, mal funcionamiento en algunos controladores del cubesat, problemas con la radiocomunicación, como también producir el fenómeno de sobre corriente en el módulo de potencia.

Según el estudio de fallos en órbita realizado por Mark Tafazoli (Tafazoli, 2009) de la Agencia Espacial Canadiense, ha analizado 156 fallas entre los años 1980 al 2005 en satélites comerciales como militares. El resultado de este estudio es:

- Los fallos en la electrónica son el tipo más comunes 45%. El segundo tipo más común son los fallos mecánicos.

- El sistema de control de actitud y órbita es el de mayor probabilidad de fallo (32%) seguido del sistema de módulo de potencia (27%) en este último, el que más falla son los cargadores de baterías.
- El 16% de los fallos tienen su origen directo en el clima espacial (tormentas solares radiación, escombros, etc.), donde también está incluido el efecto latch up (sobre corriente).
- La mayoría de las fallas (48%) acontece durante el primer año de la misión [144].

El sistema de energía eléctrica está en la capacidad de la corregir sus propias fallas, pero no de las fallas de otros módulos. Las fallas que es capaz de corregir son fallas por:

- Sobrevoltaje.
- Bajo-voltaje.
- Cortocircuito.
- Efecto Latch up (sobre corriente).
- Temperatura en baterías.
- Retomo de corriente [144].

4.5.5 Aplicaciones módulo de potencia

Cada satélite tiene su propio diseño de potencia dependiendo del tamaño, subsistemas y objetivo de la misión. A continuación, se menciona algunas:

Elfin

Es un cubesat en desarrollo por el departamento de Ciencias de la tierra, Planetarios y Espaciales en la Universidad de California en Los Ángeles. El objetivo de la misión es estudiar el clima espacial, específicamente explorar los mecanismos responsables de la pérdida de electrones relativistas en los cinturones de radiación. **Módulo potencia:** Posee paneles solares limpios magnéticamente, en total tiene 20. Dos tableros de potencia, equipados con microcontroladores PIC, administran las cuatro baterías de iones de litio (18650, 2.2 Ah cada una) y proporciona +5 V para el bus de la nave espacial [145].

Aalto-1

Cubesat desarrollado por la Universidad Aalto de Aalto Finlandia, para estudiantes denominado Aalto-1. Está siendo construido en su mayoría por estudiantes para proyectos y trabajos de tesis. El proyecto está coordinado por el Departamento de Radio Ciencia e Ingeniería y está respaldado por la enseñanza de la tecnología espacial. **Módulo potencia:** El satélite está cubierto con células solares en casi todas las superficies disponibles. El sistema de potencia está formado por un paquete de baterías y un tablero de control, fabricado de acuerdo a los requerimientos de exigidos por la misión. Los paneles solares del satélite fueron desarrollados en la Universidad de Aalto. El cubesat tiene dos paneles solares de 10 W, uno de 7,5 W y otro de 2,5 W, utilizan células solares de alta eficiencia de triple unión Azur Space que se pegan sobre un sustrato PCB. El sustrato del panel fue diseñado para proporcionar una alta conductividad térmica. El peso del panel solar es de 170 g [146].

Outfit 1

Es el primer satélite desarrollado por la Universidad de Lieja, Bélgica. El objetivo es que los estudiantes sumen experiencia en el diseño, construcción y control de sistemas satelitales completos, que servirán de base para experimentos espaciales futuros. **Módulo de potencia:** Suministra energía utilizando celdas solares de GaA de triple unión montadas en superficie (5 paneles solares con un 30% de eficiencia). La potencia media disponible es de 3,1 W. Se almacena la energía en baterías de polímero de litio. Presenta dos unidades de control y distribución de energía (PCDU): una clásica y una experimental desarrollada en colaboración con Thales Alenia Space ETCA, Bélgica. Proporciona buses de alimentación de a 3.3 V, 5.0 V y 7.2 V [147].

4.6 Módulo de control térmico

Los satélites están expuestos en el espacio, a muchos choques térmicos en su superficie, deben soportar temperaturas extremas, desde altas temperaturas provocadas por la radiación solar, como bajas temperaturas cuando se encuentra en presencia de sombra. Dependiendo de la posición del satélite, las temperaturas pueden oscilar entre 150 y -100 grados, con lo cual se debe buscar un equilibrio dentro de unos rangos de temperaturas, para que todos los componentes estructurales y electrónicos funcionen de forma adecuada, y no presenten ningún inconveniente.

Los componentes que conforman el cubesat trabajan a temperaturas de operación diferentes, con lo anterior, el sistema de control térmico, se encarga de mantener los rangos de temperatura apropiados en cada sección, para su buen trabajo, e impidiendo el fallo y deterioro. El control

térmico debe eliminar el calor que genera el equipo en operación, y calentarlo para impedir temperaturas bajas extremas cuando está en reposo [148].

El cubesat debe estar diseñado, para resistir temperaturas más elevadas de las esperadas. A continuación, mencionaremos los rangos de temperatura en que trabajan algunas partes de un cubesat:

- Antena: -150 °C a +80 °C.
- Batería: -10 °C a +25 °C.
- Componentes electrónicos -10 a 60°C.
- Celdas solares -100 a 100°C.
- Combustible 7 a 35°C.
- Sensores -20 a 45°C [148].

En ocasiones el exceso de calor generado por la corriente eléctrica, que fluye a través de todos los componentes del cubesat para su funcionamiento, podría dañar el dispositivo, lo que hace que el control térmico y el análisis térmico adecuados, sean una necesidad para garantizar la operatividad y fiabilidad del equipo. Generalmente, el calor se transfiere de tres formas: por convección, conducción y radiación. Como la densidad del aire, en altitudes muy altas es extremadamente baja, el aire disponible para el enfriamiento natural es insuficiente. La transferencia de calor del espacio en su mayoría es controlada por conducción y radiación. Sin convección natural para enfriar la electrónica, un equipo que trabaja con la misma potencia de

entrada en el espacio, tiene más chances de desarrollar una temperatura más alta, que la de un sistema a nivel del mar [149].

4.6.1 Entorno Térmico Espacial

En órbita terrestre baja, existen tres fuentes primarias de radiación térmica que el cubesat encontrará, puede verse en la Figura 4.50.

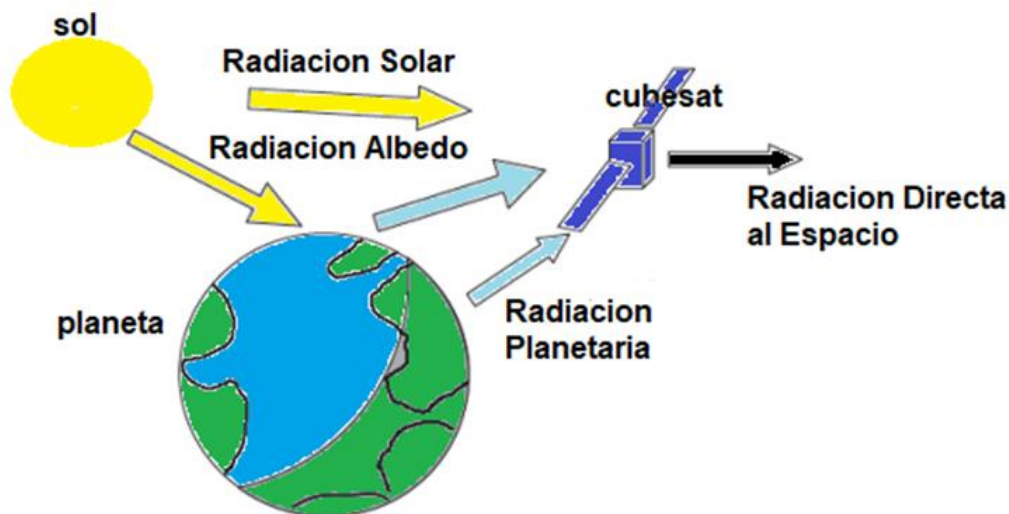


Figura 4.50. Entorno térmico. Elaboración propia.

La radiación solar directa, que ocurre cuando el cubesat no está en eclipse, es el factor más grande. El fragmento de luz solar que se refleja en la tierra, el albedo (el porcentaje de radiación que cualquier superficie refleja respecto a la radiación que incide sobre ella), es también otra consideración térmica para los cubesat en órbita terrestre. También está la radiación que la tierra emite en longitudes de onda infrarrojas que está presente independientemente del eclipse [149].

4.6.2 Dispositivos de control térmico

Cuando el cubesat se expone a la radiación solar, las temperaturas pueden sobrepasar los límites de funcionamiento. Esto depende de la orientación del cubesat, o posición en la órbita, por ello necesita sistemas de control térmico que le ayude a sobrellevar y a controlar estos bruscos cambios de la temperatura.

Existen dos categorías de sistemas de control térmico: activos y pasivos.

Sistemas activos: Poseen la capacidad de prenderse o apagarse, para ajustar la temperatura de una manera precisa, dependen de la potencia de entrada para la operación, se ha demostrado que son más efectivos. Estos dispositivos se utilizan mayormente en satélites más grandes (con tripulación humana a bordo). Hasta que se puedan miniaturizar las técnicas térmicas activas, el uso de sistemas térmicos activos en satélites pequeñas será limitado. Existen numerosos tipos de control activo. Algunos de ellos son

- Bombas de calor.
- Calentadores de resistencia eléctrica.
- Refrigeradores.
- Correas térmicas [150].

Sistemas pasivos: Es el que se utiliza en la mayoría de proyectos cubesat u otros satélites pequeños, están asociados con bajo costo, volumen, peso y riesgo, son confiables. No requiere potencia de entrada para la regulación térmica dentro del cubesat. Los elementos pasivos del sistema de control térmico incluyen:

- Tuberías de calor.
- Recubrimientos térmicos.

- Aislamiento multicapa (MLI).
- Cargas térmicas.
- Arandelas térmicas.
- Duplicadores térmicos.
- Reflectores solares ópticos.
- Parasoles y persianas [150].

4.7 Módulo ADCS

Determinación de Actitud y Control (del inglés Attitude Determination and Control), es el encargado de orientar al satélite, su propósito es medir la posición de la órbita, la actitud absoluta, la velocidad de la nave y también controlar la orientación del satélite, utilizando solenoides magnéticos y ruedas de reacción. El ADCS proporciona orientación y control para la transmisión de datos hacia la tierra, gracias al buen apuntamiento de la antena. También mantiene las celdas solares, el mayor tiempo en contacto con la luz solar, para lograr el máximo almacenamiento de energía, sin que ellas lleguen a una temperatura muy alta, conllevando a la afectación de la electrónica y demás componentes.

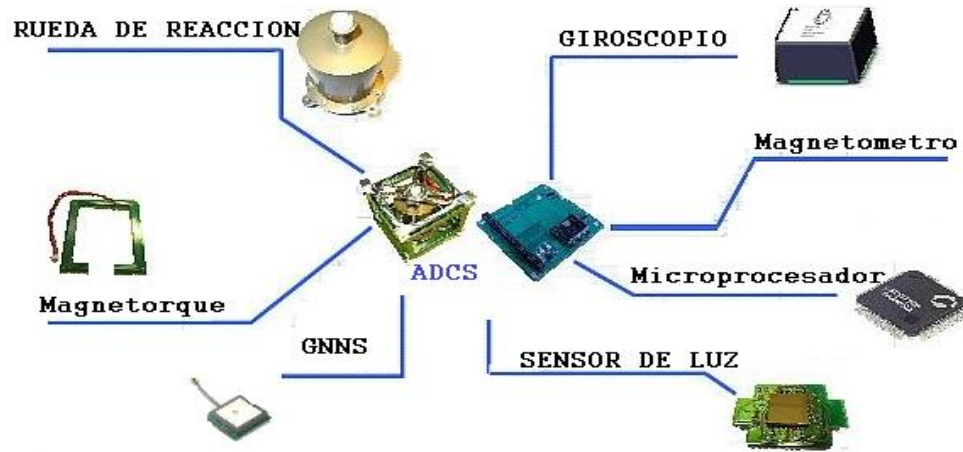


Figura 4.51. Composición del Adcs (Attitude Determination and Control) [151].

4.7.1 GNSS/GPS

Es un sistema de satélites que permite determinar en toda la tierra las coordenadas geográficas, y la altitud de un objeto que lleve consigo un receptor. Dicho objeto consta de un procesador de señales digitales y un circuito de radiofrecuencia, conocido como RFFronted, el cual filtra y amplifica la señal que va a ser manipulada por el usuario receptor [152].

Una de las dificultades del uso de GPS COTS, es que son diseñados para uso en tierra, lo que conlleva a una necesidad de recalibración de sus algoritmos; debido a que estos no están ajustados para adaptarse a las grandes variaciones en las frecuencias doppler de señal recibida, que se experimentan en órbita terrestre baja (LEO), o en los rápidos cambios en la visibilidad del satélite que acompañan al movimiento orbital [153].

4.7.2 Magnetorqure

Un Magnetorque es un sistema satelital para el control de la actitud, giro y la estabilización. Construido a partir de bobinas electromagnéticas, basada en la interacción entre un dipolo magnético generado, y campo magnético terrestre. Se genera un par que se utiliza para controlar la rotación del satélite alrededor de su centro de gravedad. Existen tres tipos de magnetorque: imán de torquerod, magnetorque de núcleo de aire y magnetorque empotrado [154].

4.7.3 Giroscopio

Los giroscopios proporcionan una medida de la velocidad angular. Los principales tipos de giroscopios utilizados en las pequeñas naves espaciales, son los giroscopios de fibra óptica (FOG) y los giroscopios MEMS (sistemas micro electromecánicos) [155].

4.7.4 Sensor de Luz

La función de los sensores de luz, es en gran medida binaria, capta los ciclos oscuros a medida que gira el satélite, así como el ciclo diurno/nocturno total de la órbita. Estos sensores de luz proporcionan una medida básica de la posición del satélite y su rumbo.

4.7.5 Rueda de reacción

Las ruedas de reacción es un motor eléctrico sin escobillas. Funcionan acelerando una rueda en una dirección, por lo tanto, forzando girar al satélite en la otra dirección.

4.7.6 Magnetómetro

Proporcionan una medida del campo magnético local, se usan para proporcionar tantas estimaciones de actitud, y posición orbital [156].

4.7.7 Sistema de propulsión

Distintas universidades alrededor del mundo están desarrollando sistemas de propulsión, utilizando matrices emisoras de iones muy compactas, permitiendo con apenas unos gramos de este propulsor, que el satélite se pueda impulsar por varios meses o planear un vuelo [157] [158].

4.7.8 Aplicaciones Módulo ADCS (Attitude determination and control system)

ZACUBE-1

El ADCS utiliza varillas magnéticas de los ejes X e Y, y bobinas magnéticas de 3 ejes que se incluyen en los paneles solares de Clyde Space. El módulo ADCS incluye un magnetómetro de tres ejes.

El algoritmo de control ADCS, fue desarrollado por el equipo de estudiantes de la Universidad de Stellenbosch, e implementado en un microprocesador Atmel a bordo. Un controlador magnético BDOT, se utiliza para poner a cero las velocidades del cuerpo X y Z, y un controlador magnético Y-spin fuerza a la velocidad del cuerpo Y a seguir una referencia. Un filtro de

velocidad Kalman, que sólo utiliza mediciones de campo magnético, se implementa para estimar las velocidades corporales Y que utiliza el controlador de giro en Y [159].

Tarjeta ISIS (Innovative Solutions In Space) Magnetorque

La empresa ISIS presenta una solución compatible con interfaz mecánica PC-104, desde un control vía I2C, cuenta con características como: magnetómetro de tres ejes, sensores de corriente para cada par y tres actuadores; dos barras de torsión y un par de aire [160].

CubeWheel

Es una rueda de reacción satelital diseñada por la empresa Cubespace, viene en diferentes tamaños. Incluye un disco volante de inercia, un motor eléctrico sin escobillas, un controlador electrónico y un microcontrolador. Puede recibir un comando para el ajuste de su velocidad a través de I2C, UART o CAN, y se integran fácilmente con cualquier ADCS [161].

4.8 Módulo carga útil

La carga útil es la que define la misión del satélite. Se trata de todos los sistemas, dispositivos, sensores y demás elementos, que se encargan de cumplir con el objetivo principal del satélite. Este subsistema es el más importante de cualquier satélite, considerado como el cerebro que permite efectuar las funciones del satélite [163].

En pocas palabras va a definir la aplicación del satélite, así como sus características de diseño, su forma, tamaño, masa, inclinación y altura de su órbita, su presupuesto energético, las frecuencias de operación, el tipo de estabilización a utilizar, tipo de antenas, cantidad de transpondedores(un repetidor de RF a RF), tasa de transmisión, presencia de propulsores, capacidad de almacenamiento de las baterías, tamaño de los paneles solares, capacidad de procesamiento de la computadora principal, tipo de control térmico utilizado, cantidad y tipo de sensores, entre muchos otros factores. La carga útil a bordo del cubesat depende de los requerimientos del tipo de misión, es única para cada misión y representa el motivo por el cual la nave se diseña y construye [164].

Existen gran variedad de aplicaciones que un cubesat puede desarrollar, se tienen aplicaciones en los diferentes campos de la ciencia. A continuación, mencionaremos las más importantes:

Observación de la tierra

La observación de la tierra desde la órbita por los cubesats, es importante para el manejo de los recursos naturales y el progreso para una economía sostenible. Con los datos recogidos, se puede medir el impacto humano en agricultura, bosques, geología y medio ambiente [162].

Comunicaciones e IoT

Los cubesats son la base del desarrollo del Internet de las Cosas (IoT) a nivel mundial, permitiendo comunicaciones con las regiones más alejadas sin cobertura terrestre a través de una infraestructura espacial. Cada día habrá más objetos sensorizados y redes con necesidad de comunicación a nivel planetario [162].

Geolocalización y logística

Desde el espacio y con una visión global, se puede monitorear a diferentes grupos de activos en cualquier parte del planeta de manera inmediata. Los cubesats pueden complementar las redes terrestres en actividades logísticas complejas, como pueden ser en la parte militar a la hora de desplegar tropas y equipos militares [162].

Monitorización de señales

Los cubesats permiten monitorear las señales radio que se emiten desde la tierra, por ejemplo, en caso de desastre se puede tener información preliminar sobre el grado de impacto, y las zonas más afectadas permitiendo una reacción más rápida y organizada en los trabajos de rescate y recuperación [162].

Aplicaciones científicas

Los cubesats pueden emplearse para observación espacial, misiones interplanetarias, pruebas de sistemas en órbita o investigaciones biomédicas, también ser la entrada de misiones satelitales de países, que hasta ahora están empezando con la investigación aeroespacial [166].

Una prioridad importante a la hora de empezar el diseño del cubesat es preguntarnos o tener claro qué propósito queremos que cumpla en el espacio, a partir de ahí lo siguiente es investigar los tipos de dispositivos que podremos utilizar en la misión. En el mercado electrónico existen

infinidad y diferentes tipos de sensores de bajo costo, y tamaño reducido, que se pueden utilizar como carga útil de un cubesat educacional, vamos a enumerar la clasificación de algunos de los más importantes a continuación:[165]

- **Sensores mecánicos:** Para medir cantidades como posición, forma, velocidad, fuerza, torque, presión, vibración, deformación y masa.
- **Sensores eléctricos:** Para medir voltaje, corriente, carga y conductividad.
- **Sensores magnéticos:** Para medir campo, flujo y permeabilidad magnética.
- **Sensores térmicos:** Para medir temperatura, flujo, conductividad y calor específico.
- **Otros tipos** como acústicos, ultrasónicos, químicos, ópticos, de radiación, láser y de fibra óptica.

4.8.1 Aplicaciones carga útil

Desde el primer lanzamiento de un cubesat en el año 2003, muchos proyectos se han realizado desde entonces en todo el mundo, tanto comercial como educativo, cada uno con sus respectivas función o misión en el espacio. A continuación, vamos a exponer algunos proyectos con su respectiva misión [164].

AISSat-1 Geolocalización y logística

Lanzado el 12 de junio de 2010 desde el Centro Espacial Satish Dhawan, como una carga útil secundaria, se encuentra en una órbita baja de la tierra sincrónica al sol, es un cubesat de 7 kilogramos construido por SFL para el Gobierno de Noruega. Su misión es demostrar la viabilidad y el rendimiento de la detección del Sistema de Identificación Automática (AIS)

(sistema de comunicación por radio TMDA auto organizado que se utiliza para la identificación y ubicación de embarcaciones marítimas), basada en el espacio desde la órbita terrestre baja como medio de seguimiento de los activos marítimos, y la integración de los datos AIS basados en el espacio en un sistema nacional de información de seguimiento marítimo [167].

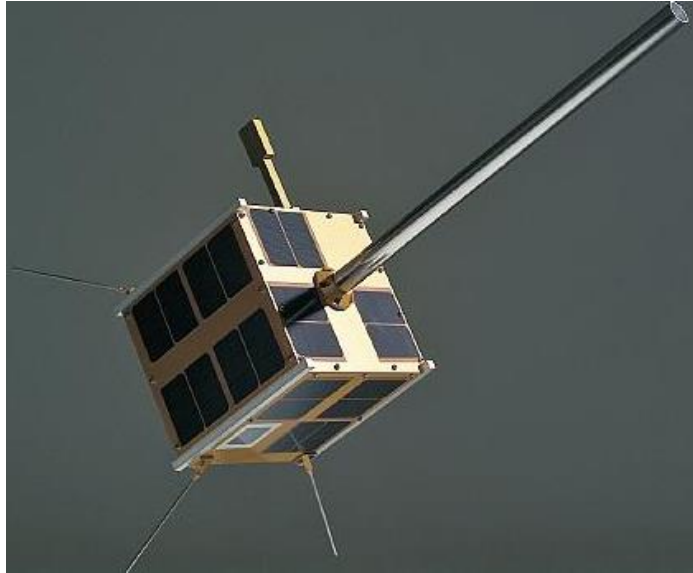


Figura 4.52. Cubesat Aissat 1[167].

RAIKO. Observación de la tierra

Es un cubesat 2U con una masa de 2,66 kg, diseñado, desarrollado y probado en conjunto por un equipo con miembros de la Universidad de Wakayama, la Universidad de Tohoku y la Universidad de Tokio. RAIKO presenta dos paneles solares que se implementan después de la liberación de cubesat en órbita. Cuenta con tres cámaras, que son una cámara CMOS a color para fotos de la ISIS cuando se está desplegando el nanosatélite, una cámara CCD a color para

observación de la tierra y un sensor CCD de alta sensibilidad para observación de estrellas, que se planea usar como un sensor de actitud [168].



Figura 4.53. Cubesat Raiko [168].

UNITE. Aplicaciones científicas

Es un cubesat 3U, su masa es de 4 kilogramos. Se lanzó al espacio el 5 de diciembre de 2018 a la estación espacial internacional, fue desarrollado por la Universidad del Sur de Indiana . El proyecto fue financiado por la NASA ,en gran parte fue diseñado y construido por estudiantes [169].

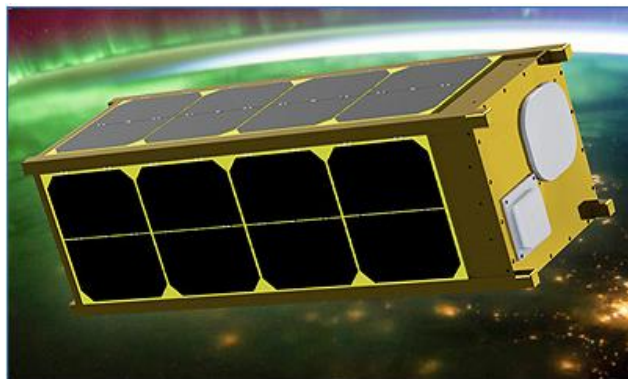


Figura 4.54. Cubesat Unite [169].

El objetivo es explorar el entorno de la órbita terrestre extremadamente baja e incluiría mediciones del clima espacial utilizando una sonda de plasma de Langmuir, evaluación de la resistencia del cubesat en esta región inferior de la ionosfera y mediciones de temperatura cubesat para comparar con un modelo térmico.

Su misión es probar el plasma en la ionosfera inferior para medir las densidades de electrones y iones, también medirá las temperaturas a lo largo de su vuelo y en las últimas etapas de reingreso. Los datos archivados se utilizarán para comparar con la resistencia modelada durante el vuelo [169].

HIBER 1 Y 2. Internet de las cosas

El Hiber 1 y el 2 son las misiones del explorador cubesat para la constelación de comunicaciones planificada de Hiber Global. Inicialmente son de 18 a 24 cubesat, y luego se ampliará a 50, la función de ellos es proporcionar conectividad para sensores y dispositivos de IoT (Internet de las cosas) que funcionan con una potencia muy limitada y no son sensibles a la latencia. Los cubesats están siendo construidos por ISIS (Innovative Solutions In Space).

El satélite Hiber 1 se lanzó como una carga útil secundaria en un cohete PSLV indio a finales de noviembre de 2018. El segundo satélite, Hiber 2, se lanzó con múltiples satélites SSO-A de Spaceflight Industry en un Falcon-9 v1.2 cohete. La compañía planea comenzar sus servicios con los prototipos iniciales de satélites, y se planea lanzar más cubesats en 2019 y 2020, aumentando la calidad del servicio [170].



Figura 4.55. Cubesat Hiber 1[170].

ESTCube 1. Fines educativos

Proyecto cubesat estudiantil de Estonia, comenzó en el año 2008 en la Universidad de Tartu con los objetivos de promover el espacio, siendo un baluarte educativo importante para el campo de la ciencia, tecnología, ingeniería, matemáticas (STEM) y ofreciendo experiencia práctica en el desarrollo de tecnologías espaciales a los estudiantes. Fue lanzado en la Tierra baja por un cohete Vega el 07 de mayo del 2013. Se espera que ayude a fomentar el desarrollo del espacio y la industria de alta tecnología de Estonia, mediante la capacitación de expertos y la difusión de conocimientos sobre tecnologías espaciales. Además, se espera que el proyecto satelital tenga un papel importante en la educación e inspiración del público en general y que mejore su conocimiento de la investigación espacial.

Los objetivos del cubesat son:

- Probar el despliegue de un Hoytether de 10 metros como parte del trabajo de desarrollo de la vela de viento solar eléctrica.

- Medir la fuerza de la vela eléctrica, interactuando con la correa.
- capturar fotos de la correa desplegada.
- Tomar imágenes de la tierra [171].



Figura 4.56. Cubesat Estcube 1[171].

5 Capítulo 5. “CUBESAT A NIVEL EDUCATIVO”

El desarrollo de satélites años atrás, era muy costoso, de alto riesgo y muy complicado. La construcción de estos estaba reservada para las grandes empresas aeroespaciales, y agencias espaciales como la NASA. Gracias a los avances en la tecnología, hoy en día es posible desarrollar y fabricar satélites en las universidades y colegios con bajos recursos financieros.

Los cubesat tienen aplicación en todos los campos de la ciencia, por ejemplo, la biología, electrónica, agricultura, ingeniería, entre otras.

Si se quiere avanzar en la industria aeroespacial, se deberían establecer grupos de investigación, apoyándose en las universidades, generando cursos o materias sobre el sector espacial. Es posible que la tecnología desarrollada por un proyecto satelital universitario pueda llegar a comercializarse, si este tiene mucho éxito, lo cual traería beneficios tanto para la institución a cargo de la investigación, como también para el país.

Un proyecto satelital arrastra consigo muchas ventajas, algunas de ellas son:

- Oportunidad de trabajo multidisciplinario, intercambio de conocimientos.
- Generación de personal capacitado en el sector espacial.
- Conocimiento a edades tempranas de los estudiantes sobre la industria espacial.
- Generación de ciencia y desarrollo de tecnología.
- Posibilidad de crear tecnología comerciable
- Permitir a un estado incorporarse en el ámbito espacial.
- Generar conocimiento investigativo dependiendo las necesidades de cada país, logrando ser autosuficientes.

- Generar interés por la capacidad innovadora de un país.
- Modificar la mentalidad de las personas, y motivar el desarrollo de nuevos proyectos [164].

Las universidades ocupan un segundo puesto en número de lanzamientos, increíblemente (para Latinoamérica) colegios hacen parte de estas mediciones.

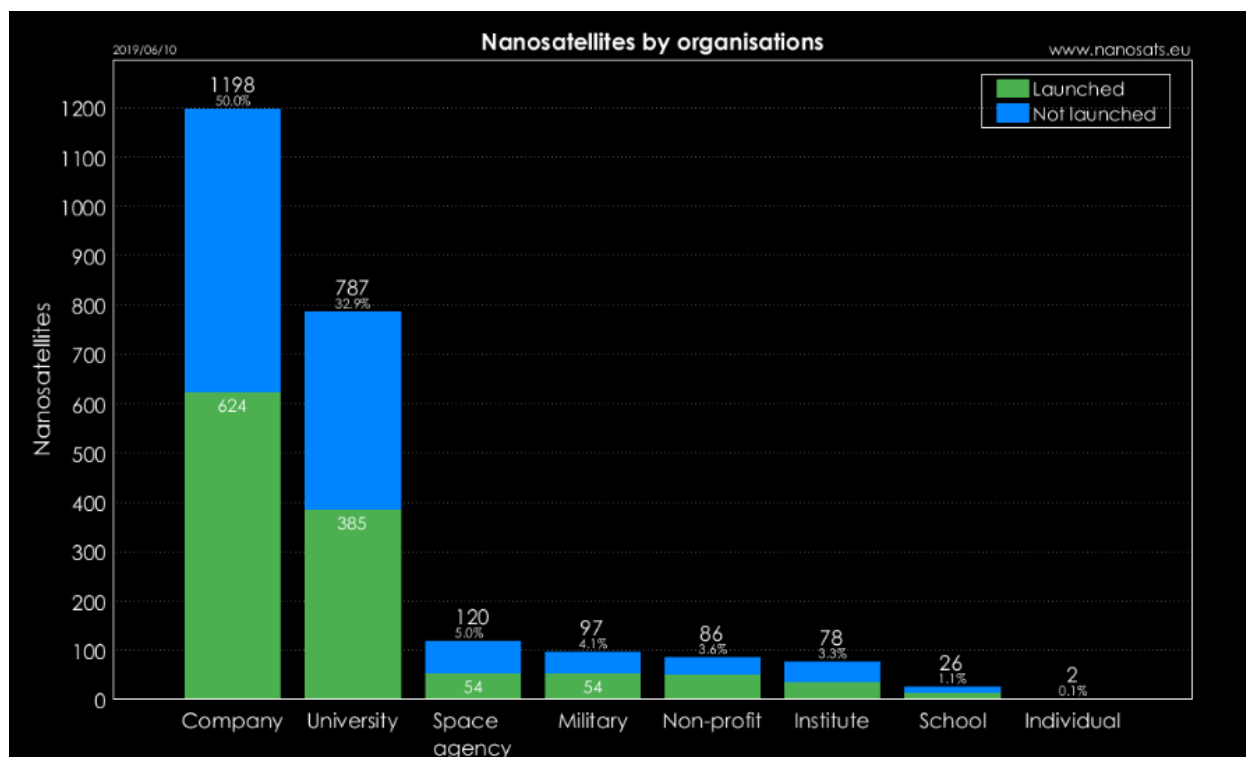


Figura 5.1. Entidades que desarrollan cubesat [172].

El aprendizaje basado en problemas para la construcción de un satélite estudiantil, permite la incorporación de diferentes semestres académicos y diferentes carreras, realización de conceptos como proyectos de materias y prototipos como propuesta de graduación, la cual generan una experiencia y un aprendizaje muy valioso.

El personal de la universidad (profesores, etc.) no deberá tener el control, sino se encarga de guiar, supervisar y, en raras ocasiones, gestionar si se llegase a algún problema. Esto da a los estudiantes la responsabilidad de su proyecto y permite una creación conjunta de trabajo durante varias generaciones [173].

5.1 Cubesat Colombia

Aunque Colombia ha sido pionera en diferentes sectores de Latinoamérica, el país tiene un retraso considerable en el sector espacial. Diferentes expertos en áreas de la ciencia coinciden que la razón de este problema reside en las políticas del estado. El estado solo ve como dispositivos de desarrollo la inversión en infraestructura, explotación de recursos primarios, y no ven en la investigación espacial una oportunidad de desarrollo. No han entendido la importancia que tienen las plataformas satelitales, para el desarrollo de nuestro país en ciencias del espacio, y todas las posibilidades no exploradas desde la parte económica, política, social y de seguridad nacional que ofrece tener cargas útiles y vehículos espaciales.

Actualmente Colombia, paga por la prestación de servicios satelitales a empresas privadas, la solución más factible y económica, que, según los gobiernos de la última década, se acomoda al presupuesto nacional en costos. A largo plazo esta prestación por los servicios de telecomunicaciones, y compra de imágenes, entre otros, sale mucho más costoso que diseñar y construir un satélite propio.

Un satélite propio trae más beneficios consigo, se puede tener seguimiento de los cultivos agrícolas y sus cosechas, o si se produce algún desastre natural se puede determinar qué partes

del territorio nacional resultaron afectadas, en el campo meteorológico y en la conectividad de Internet de los lugares más alejados del país, entre otras muchas aplicaciones, por lo que es importante que Colombia tenga una presencia en el espacio geostacionario, y tenga cierta independencia en el manejo de la información.

En el año 2017 empresas, universidades y representantes de los gobiernos nacional y de Francia crearon la agencia espacial de Colombia con el objetivo de formar e impulsar una industria entorno a la actividad aeroespacial que permita la generación de proyectos de impacto social, que vinculen el capital humano nacional. Claramente falta mucho para que nuestro país sea un referente en este sector, pero si se lo propone puede llegar hacerlo, tenemos suficiente equipo humano para lograrlo [174].

Libertad 1

El 17 de abril de 2007 fue puesto en órbita a 800 km de altura el primer cubesat colombiano llamado libertad 1, fue lanzado, en el cohete Dnepr 2, desde el cosmódromo Baikonur, en Kazajstán, Asia Central, y menos de una hora después, ya liberado, desplegó sus antenas y empezó a transmitir. Este cubesat fue realizado por profesores y estudiantes de la escuela de ingeniería y del observatorio astronómico de la universidad Sergio Arboleda de la ciudad de Bogotá, siendo la primera vez que se diseña e implementa este tipo de tecnología satelital. Las universidades de Stanford, Texas y la de calpoly brindaron asesoría al grupo encargado en el proceso de diseño y construcción del cubesat libertad 1.

Libertad 1 tiene forma de cubo, sus dimensiones son: 10×10×10 cm. Su masa es de 1 kg, la caja tiene una estructura externa en aluminio (tipo cubesat estándar), diseñada por el ingeniero aeroespacial Robert Twiggs de la Universidad de Stanford. Incluía sistemas de vuelo, electrónica de potencia, comunicación, despliegue de antenas, orientación y estabilización. Algunos de estos componentes fueron diseñados en Bogotá por el equipo de trabajo de la Universidad Sergio Arboleda: el sistema de estabilización, el sistema de despliegue de antenas, las tarjetas electrónicas (fueron diseñadas y elaboradas) y el sistema de optimización de potencia para picosatélites. Todos fueron realizados en el laboratorio que se construyó en la universidad [175].

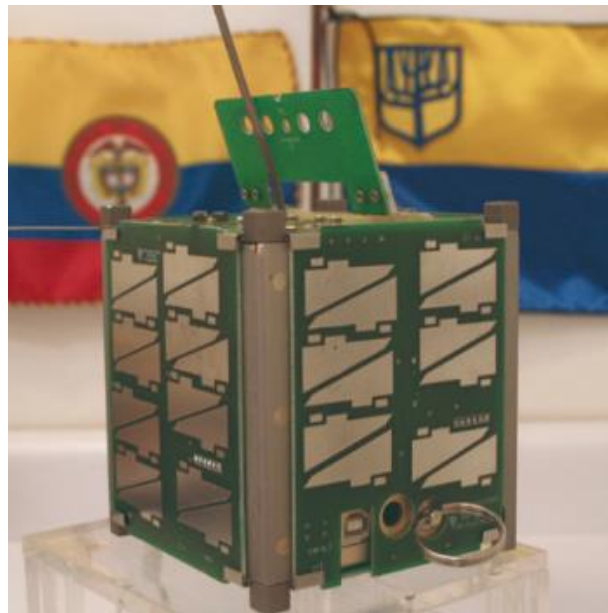


Figura 5.2 Cubesat libertad 1[175].

Durante su vida útil realizó más de 2320 transmisiones en las que envió más de 11600 paquetes de datos, entre los que estaban temperaturas en tiempo real de sus superficies y velocidades de

órbita. Estuvo orbitando la tierra durante 6 años hasta que terminó su misión desintegrándose al entrar a la atmósfera terrestre.

Libertad 1 estableció un hecho histórico en la exploración espacial colombiana, siendo el primero de estos tipos de satélites pequeños desarrollados en Colombia. La universidad Sergio Arboleda prepara futuras misiones, a partir de libertad 2, se plantea hacer fotografía de la superficie de la tierra, sobre el territorio de Colombia. Estas imágenes se pueden utilizar, para la agricultura, las cuestiones de conservación de bosques, la vigilancia de inundaciones, etc [175].

Facsat 1

El 28 de noviembre de 2018, la fuerza aérea colombiana desarrolló el 2 satélite de fabricación colombiana puesto en órbita, llamado Facsat 1. El satélite es tipo cubesat de tres unidades (Cubesat 3U). Pesa 4 kilogramos, posee sistemas de navegación, estabilización, comunicaciones, de mando y control, antenas y una cámara óptica de observación, para tomar imágenes de la tierra desde el espacio con 30 metros de resolución, como carga útil, lo cual lo hace el primer satélite colombiano con la capacidad de capturar imágenes y en especial de nuestro país [176].



Figura 5.3. Cubesat facsat 1[179].

Los datos enviados por el Facsat 1, a la estación terrena ubicada en la Escuela Militar de Aviación en la ciudad de Cali, podrán ser empleados en muchas aplicaciones, como en la prevención de desastres, inundaciones, vigilancia de áreas forestales, para evitar deforestación, incendios localizados, para prevenirlos y atacarlos, y hacer monitoreo de minería ilegal, entre otras muchas más aplicaciones [177].

En enero de 2017 la Fuerza Aérea de Colombia presentó su acuerdo con GOMspace de Dinamarca para la fabricación de FACSAT-2. El Proyecto FACSAT-2 será un cubesat 6u para observación de la tierra, tendrá la capacidad de capturar imágenes con 5 metros de resolución, está proyectado su lanzamiento al espacio en el año 2019. Como parte del acuerdo, GOMSpace asesorará a la FAC en la instalación de facilidades para la integración de satélites en la base de la fuerza en la ciudad de Cali. En la tercera etapa (Facsat-3) se estudia lanzar varios satélites e instaurar una red satelital que, de autonomía total a las necesidades de la FAC, y demás sectores de la economía que se pueden beneficiar de la captura de datos satelitales [178][179].

Cubesat UD Colombia 1

Es un proyecto de investigación aeroespacial desarrollado en la Universidad Distrital Francisco José de Caldas, su objetivo es la concepción de un picosatélite-académico con misión en telemedicina, se lleva a cabo desde el año 2007 como un proyecto netamente educativo. Este proyecto aeroespacial, consta del diseño de todos los módulos que comprenden un satélite, pruebas técnicas, montaje y el correcto funcionamiento del mismo, también despliega un sistema para lanzarlo al espacio bajo estándares internacionales. El 'cubesat-UD Colombia-1' es el primer protocolo de un satélite netamente colombiano. La Universidad Distrital es la única en Colombia que tiene este desarrollo basado en ingeniería aeroespacial.

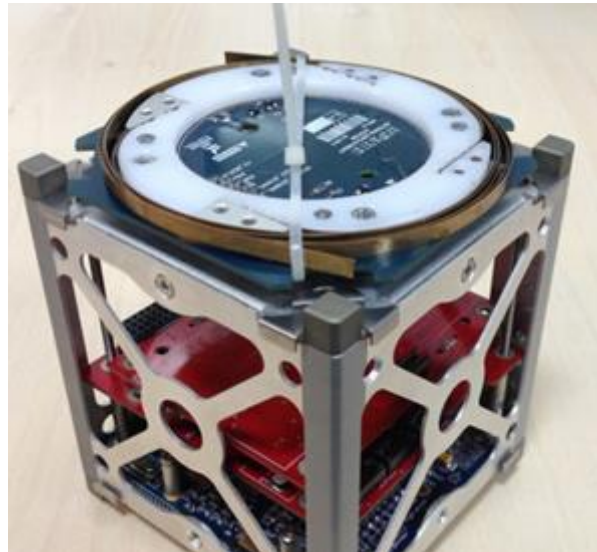


Figura 5.4 Cubesat UD Colombia 1 [180].

El cubesat está compuesto por módulos de potencia, comunicaciones, control, sistema regulador de energía. Además de un control general de un satélite que es un computador

central. Tienen cuatro estaciones terrenas en diferentes ciudades del país. Esta investigación ha dado como resultado, que hasta el día de hoy se encuentre cerca de cinco versiones de cada módulo debido a las distintas investigaciones realizadas por los estudiantes desde el año 2007.

La Universidad Distrital organiza el CICTA (Congreso Internacional de Ciencia y Tecnología Aeroespacial) cada dos años en la ciudad de Bogotá, se han realizado ponencias de expertos invitados de diferentes agencias espaciales de todo el mundo [180].

5.2 Programa espacial de América del Sur

- En Sudamérica, Brasil lidera el sector espacial, su primer satélite fue puesto en órbita en 1.985 (BrasilSat-A1), actualmente cuenta con una constelación de ocho satélites, utilizados en los campos de las telecomunicaciones, investigación y defensa, también podemos destacar un cubesat de observación remota llamado "CBERS-4", realizado junto con China y puesto en órbita en 2.014.
- Chile intentó colocar su primer satélite (FASat-Alfa) en 1.995, pero no tuvo éxito, debido a que no se separó del satélite que lo transportaba por un problema en su diseño. El FASat-Bravo se lanzó con éxito en 1998 y ya no se encuentra en uso. Cuenta con el "FASat-Charlie" de observación terrestre desde 2011.
- Argentina puso en órbita su primer satélite en 1990, el Lusat I, proyecto de origen no gubernamental construido por radioaficionados de la época. El segundo fue puesto en 1996, Victor-1, En 1.997 adquiere el "Nahuel-1", en octubre de 2.014 puso en órbita el

"ArSat-1", totalmente diseñado y construido en el país, seguido en 2015 por el "ArSat-2".

- Ecuador en el 2013 puso en órbita el "Krysaor" (fines educativos), luego de un inconveniente con su primer cubesat "Pegasso" (Nee-01).
- Bolivia cuenta con un satélite de comunicaciones llamado "Tupac Katari" fabricado por china, se puso en órbita en el 2013, fue una inversión de \$300 millones.
- Perú lanzó en 2013 dos satélites: el PUCP-SAT1 y el Pocket-PUCP. En 2014 lanzó el CHASQUI 1. Los tres satélites fueron desarrollados y puestos en órbita por entidades privadas del Perú. En 2016, el gobierno peruano lanzó su primer satélite SAT-1 fabricado en conjunto con una empresa francesa.
- Uruguay puso en órbita su primer satélite en el año 2014 llamado AntelSat, este satélite trabajó durante 10 meses debido a una avería por degradación de sus componentes. Cuenta con el 10% de capacidad del "VeneSat-1", suficiente para cubrir sus necesidades y tener un remanente, gracias a que cedió su posición orbital a Venezuela.
- Venezuela lanzó a órbita su primer satélite de comunicaciones llamado, Simón Bolívar (VeneSat-1) en 2008, con una vida útil de 15 años. Adquirió un segundo satélite de observación llamado Satélite de Miranda (Vrss-1), fue lanzado en septiembre del 2012. En 2017, posicionó un tercer satélite llamado Satélite Antonio José Sucre (Vrss-2), el cual fue lanzado en el centro satelital de Jiuquan en China. Venezuela ha hecho inversiones en el sector espacial cercana a los 3.300 millones de dólares [181].

5.3 Programas Educativos

Existen diferentes instituciones o empresas en todo el mundo, que brindan el apoyo a los investigadores (estudiantes, profesores), para generar conocimiento en el sector espacial. A continuación, nombraremos algunas.

5.3.1 Canadian Cubesat

Es un programa que brinda experiencia a los estudiantes en el desarrollo de hardware de vuelo y realizar misiones espaciales. Asiste a profesores y facultades en la preparación de la fuerza laboral calificada de próxima generación de Canadá.

El proyecto Canadian Cubesat (CCP) se anunció en abril de 2017. El CCP está brindando a los profesores de instituciones postsecundarias la oportunidad de involucrar a sus estudiantes en una misión espacial real. objetivos del CCP:

- Aumentar el interés de los estudiantes y el dominio de temas espaciales.
- Desarrollar un nivel de experticio en los estudiantes.
- Darles una experiencia para que entren al mercado espacial.
- Avanzar en el tema tecnológico aplicado al espacio [182].

5.3.2 Irvine

El programa STEM Irvine Cubesat (ICSP), es un proyecto de colaboración de aprendizaje basado en proyectos entre instituciones educativas de K-12, socios de la industria,

organizaciones sin fines de lucro y padres voluntarios cuyo objetivo principal es enseñar, capacitar e inspirar a la próxima generación de profesionales STEM, al mismo tiempo que se crean oportunidades para grupos. ICSP reúne a más de 100 estudiantes de seis escuelas secundarias públicas de la ciudad de Irvine, California, cuyo objetivo principal es ensamblar, programar, probar y lanzar un cubesat en órbita terrestre baja (LEO) para realizar una serie de experimentos científicos y explorar nuevas tecnologías espaciales [183].

5.3.3 AMSAT

AMSAT tiene un grupo educativo científico sin ánimo de lucro que consta de un grupo de radioaficionados repartidos a nivel mundial, que construyen, lanzan y crean comunicaciones entre sí, a través de satélites de los mismos radioaficionados. Cuenta con el apoyo de la IARU para coordinar el uso del espectro electromagnético y reducir su interferencia [184].

5.3.4 ESA Fly Your Satellite!

Fly Your Satellite! (FYS) de la ESA, brinda a estudiantes universitarios la experiencia con especialistas en el tema espacial. Está estructurado en 4 fases, cada fase es revisada por un experto que da el visto bueno y permite avanzar a la siguiente fase.

Fase 1: Construir tu satélite con pruebas en el laboratorio de cada módulo.

Fase 2: Se realizan pruebas ambientales (vibración, vacío y térmica).

Fase 3: Pruebas en esta fase, los estudiantes preparan el satélite y siguiendo la respectiva documentación.

Fase 4: Los satélites en órbita, y enviarle comandos [185].

5.3.5 ELANA

Lanzamiento Educativo de Nanosatélites (del inglés Educacional Launch of Nanosatellites ELANA) es una iniciativa creada por la NASA para atraer estudiantes de múltiples disciplinas de secundarias y universidades en todo Estados Unidos, introduciéndolos a vuelos espaciales educativos. Le permite a los estudiantes estar involucrados en todas las fases de la misión, desde el diseño, construcción, prueba hasta el lanzamiento hasta el uso de equipos de integración utilizados profesionalmente en misiones reales [186][187][188].

5.3.6 Cubesat Initiative

Es un programa de la NASA, provee lanzamientos gratuitos a proyectos sumamente educacionales, como investigaciones en áreas de ciencia, exploración, tecnología o pruebas operacional, que sean elaborados en los programas de la NASA o instituciones educativas. Estos lanzamientos al espacio, son compartidos a través de los servicios de lanzamiento existentes de cargas útiles gubernamentales, y cuentan una variedad de vehículos de lanzamiento [189].

5.3.7 Fundación LibreSpace (LSF)

Es una fundación sin ánimo de lucro creada en el año 2004, su filosofía es permitir la exploración espacial con tecnologías de código abierto, a cualquier tipo de persona sin importar origen, edad o estudios. Promoviendo las áreas de tecnología, cultura, educación y ciencias físicas, plantean objetivos como el desarrollo de software y aplicaciones web, herramientas de

contenido abierto, creación y administración de redes de arquitectura abierta. LSF cuenta con una comunidad internacional abierta de investigadores, industrias e individuos que proveen servicios de diseño, desarrollo y fabricación de módulos de un cubesat, pruebas de ambiente, como radiación, vibración y configuración de la base terrena usando una red propia y libre.

Actualmente brindan seminarios y talleres de construcción de cubesat y bases terrenas, enfocados a personas comunes de diferentes carreras. LSF ha creado proyectos como estación terrena de código abierto usando la red libre SatNOGS, facilitando proyectos de código abierto utilizando el software definido por radio (SDR), telemetría en misiles de lanzamiento, estándares para módulos PocketQubes, entre otras [190].

Conclusiones

El estándar Cubesat reduce el diseño en un menor tiempo, logra una masiva compatibilidad en diferentes proyectos y facilita la obtención de soluciones en hardware en cualquier parte. La descripción de los diferentes módulos, incentiva a los estudiantes a plantearse y proponer soluciones correspondientes a cada misión, las tendencias en nanosatélites continúa y el método

de aprendizaje en instituciones educativas estará cada vez más presente. El diseño, construcción y puesta en órbita de picosatélites fomentan el enfoque teórico-práctico de las enseñanzas universitarias.

Este tipo de proyectos presenta un amplio trabajo en la gestión, y debe ser mantenido conjuntamente por los estudiantes y los miembros del personal. En la academia la recopilación de las distintas aplicaciones permite una visión de las áreas, en las que la tecnología picosatélite ha logrado consolidar, evaluar sus alcances y plantear los requerimientos propios.

Muchas instituciones educativas ya han madurado en esta área, cuentan con años de experiencia que serán reflejadas en el desarrollo económico y educativo en los países donde radican. En Colombia, el sector espacial, está demasiado relegado si lo comparamos con los demás países de sudamericanas. Las entidades gubernamentales no le han dado la importancia que tiene esta industria para el desarrollo científico e investigativo, lo cual ha llevado que pocas universidades en el país, intenten generar conocimiento acerca de estos temas, y por ende pocos estudiantes capacitados y con conocimiento de la importancia del uso del espacio en todas las ciencias de estudio.

Los picosatélites se componen de varios sistemas o módulos para su buen funcionamiento. Cada módulo cumple una función específica, por lo tanto, un cubesat requiere un estudio previo, un buen diseño, un desarrollo ceñido a los requerimientos del estándar, para que una vez puesto en órbita el picosatélite tenga éxito, y pueda desarrollar con normalidad el objetivo para el que fue puesto en el espacio.

En la recopilación de investigaciones por todo el mundo sobre los cubesat, fue una tendencia observar que muchos de los grupos investigativos generados en las universidades, más adelante con todo el conocimiento adquirido crearon empresas dedicadas al diseño y construcción de

picosatélites, es decir, estos proyectos pasaron de ser educativos, para convertirse en satélites con aplicaciones, alcances comerciales y científicos.

El estándar Cubesat reduce el tiempo de diseño, los costos, y el personal para su desarrollo, logra una masiva compatibilidad en diferentes proyectos y facilita la obtención de soluciones en hardware en cualquiera de sus módulos. Tienen múltiples aplicaciones tales como la astronomía, meteorología, telecomunicaciones, medicina, agricultura de precisión, entre otras.

Bibliografía.

[1] “What is a Satellite?”. [En línea]. Disponible en: <https://www.space.com/24839-satellites.html>

[2] “Early History > First Satellites” [En línea]. Disponible en:
<https://www.jpl.nasa.gov/jplhistory/early/firstsatellites.php>

[3]” History of the CubeSat” [En línea]. Disponible en:
http://www.spacedaily.com/reports/History_of_the_CubeSat_999.html

[4]” CubeSats in brief” [En línea]. Disponible en:<https://www.isispace.nl/cubesats/>

[5]” History of the CubeSat” [En línea]. Disponible en:

<https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-launch-1>

[6]” Taller de Diseño de Picosatélites (CubeSats) y Estaciones de Tierra.” [En línea]. Disponible

en:http://oa.upm.es/8156/1/INVE_MEM_2010_81496.pdf .

[7] “What are SmallSats and CubeSats?” [En línea]. Disponible en:

<https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats/>

[8]” CubeSat Design Specification REV 13 pdf”

[9]” Capas y Estructura Interna y Externa de la Tierra” [En línea]. Disponible

en:<https://globoterraqueo.world/capas-y-estructura-interna-y-externa-de-la-tierra/> .

[10] “Earth's Atmospheric Layers”[En Línea].Disponible en :

https://www.nasa.gov/mission_pages/sunearth/science/atmosphere-layers2.html

[11] “Observing Satellite Orbits Over Iceland a Half Century Ago”[En Línea].Disponible en :

<http://www.agust.net/wordpress/2018/01/15/observing-satellite-orbits-over-iceland-a-half-century-ago/> .

[12]” Orbitas satelitales y aplicaciones Seminario de divulgación AEM PDF”[En Línea]

Disponible en:<https://es.slideshare.net/CarlosDuarte39/orbitas-satelitales-y-aplicaciones>

[13] “Introduction to Satellite Communications” [En Línea] [https://es.coursera.org/learn/satellite-](https://es.coursera.org/learn/satellite-communications)

[communications](https://es.coursera.org/learn/satellite-communications)

[14]” Space Radiation Effects on Electronic Components in Low-Earth Orbit nasa. [En Línea]

Disponible en : <http://llis.nasa.gov/lesson/824>.

[15]”Radiation Effects on Electronics 101: Simple Concepts and New Challenges ”

<https://nepp.nasa.gov/docuploads/392333B0-7A48-4A04->

[A3A72B0B1DD73343/Rad_Effects_101_WebEx.pdf](https://nepp.nasa.gov/docuploads/392333B0-7A48-4A04-A3A72B0B1DD73343/Rad_Effects_101_WebEx.pdf)]

[16] “hardware_review_magne_normann.pdf ”

[17]” Thermal Modeling of Nanosat “ PDF

[18] “NASA/GSFC Radiation Effects & Analysis Home Page” [En línea] [En línea]. Disponible en: <https://radhome.gsfc.nasa.gov/top.htm>

[19]” Hardware Review of an On Board Controller for a Cubesat PDF”Norwegian University of Science and Technology Trondheim

[20] “An evaluation of Cubesat

Decay”<https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1144&context=smallsat>

[21]”Space Environment Analysis: Experience and Trends, ESA”

<http://holbert.faculty.asu.edu/eee560/tiondose.html>

[22] Radio Beacon signal encoding for a CubeSat PDF

[23]”Parámetros orbitales metros orbitales Formato TLE de NORAD PDF”

<http://www.gr.ssr.upm.es/docencia/grado/csat/material/CSAT09-2-FormatoTLE.pdf>

[24] “SOFTWARE Y PROTOCOLOS PARA CUBESAT PDF” GUSTAVO DE MARTINO

<https://www.fing.edu.uy/~asabigue/prgrado/DeMartino-Cubesat12.pdf>

[25] “Definition of Two-line Element Set Coordinate

System”https://spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html

[26] “Space Debris and Human Spacecraft”

https://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/orbital_debris.html

[27] view space debris <http://stuffin.space/>

[28] The PocketQube Concept pdf

http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2014/Twiggs_PocketQube.pdf

[29] “Design and Implementation of 3U CubeSat Platform Architecture

”<https://www.hindawi.com/journals/ijae/2018/2079219/>

[30] Nanosats Database. Nanosats Database website: <https://www.nanosats.eu/index.html>

[31] DGLR: Sociedad Aeroespacial Alemana - Lilienthal-Oberth eV. Website: de

<https://www.dglr.de/>

[32] Space launch market competition. (2019). En *Wikipedia*.

https://en.wikipedia.org/w/index.php?title=Space_launch_market_competition&oldid=903663792

[33] Spaceflight - Schedule and Pricing. Spaceflight website: <http://spaceflight.com/schedule-pricing/>

[34] Afb, M. (s. f.). *Fast Space: Leveraging Ultra Low-Cost Space Access for 21st Century Challenges*. 59.

[35] Jackson, S. (2017, febrero 17). NASA’s CubeSat Launch Initiative [Text]. NASA website:

http://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative

[36] csl_info2.png (1209×1424). Website:

https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/csl_info2.png

[37] Economic elements - Satellites at our service. Coursera website:

<https://www.coursera.org/lecture/satellite-communications/economic-elements-Eldjp>

[38] Op-Ed | Space: The new economic frontier. (2018, diciembre 17). SpaceNews.com website:

<https://spacenews.com/space-the-new-economic-frontier/>

[39] Washington, U. S. C. of C. 1615 H. S. N., & Maps, D. 20062See map: G. (2018, noviembre 9). LAUNCH: Industry Taking Off. U.S. Chamber of Commerce website:

<https://www.uschamber.com/event/launch-industry-taking>

[40] Markets, R. and. (s. f.). Global CubeSat Market 2018-2022 - Demand for IoT and M2M Small Satellite Networks. <https://www.prnewswire.com/news-releases/global-cubesat-market-2018-2022---demand-for-iot-and-m2m-small-satellite-networks-300695899.html>

[41] The 2018 summer of satellite IoT – 18 startups, over 1,600 satellites – Space IT Bridge. Website:<https://www.spaceitbridge.com/the-2018-summer-of-satellite-iot-18-startups-over-1600-satellites.htm>

[42] Sky and Space Global, low on cash, seeks new investors for IoT constellation. Website: <https://spacenews.com/sky-and-space-global-low-on-cash-seeks-new-investors-for-iot-constellation/>

[43] Operations • Sky and Space Global. Sky and Space Global website: <https://www.skyandspace.global/operations-overview/>

[44] Daily Satellite Imagery and Insights. (2019, abril 29). Planet website: <https://planet.com/>

[45] Geoópticas. Website: <http://www.geooptics.com/>

[46] Space to Cloud Data & Analytics.Spire website: <https://spire.com/en>

[47] JPL | Cubesat | Lunar Flashlight.Website: https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/lunar_flashlight.php

[48]Satélite basado en Arduino fue lanzado al espacio - Social Geek.Website: <https://socialgeek.co/noticias/satelite-basado-arduino-fue-lanzado-al-espacio/>

[49] Normann, M. A. (2015). *Hardware Review of an On Board Controller for a Cubesat* (p. 52). Norwegian University of Science and Technology Trondheim.

- [50] McConnell, S. (2004). *Code complete* (2nd ed). Redmond, Wash: Microsoft Press.
- [51] Tor Onshus. (2011). *IEC 61508 OLF-070*. Universidad Noruega de Ciencia y Tecnología, NTNU.
- [52] Holmstrøm, D. E. (2012). *Software and software architecture for a student satellite* (p. 114). Norwegian University of Science and Technology Trondheim.
- [53] Martino, G. D. (2013). *Software y Protocolos para CubeSat*. UNIVERSIDAD DE LA REPÚBLICA, MONTEVIDEO – URUGUAY.
- [54] Beltrán, L. P. P., & Velásquez, I. M. V. (2016). *ESTRUCTURA NORMATIVA PARA EL DESARROLLO DEL LABORATORIO DE PICOSATÉLITES CUBESAT-UD DE LA UNIVERSIDAD DISTRITAL FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS*. UNIVERSIDAD DISTRITAL FRANCISCO JOSÉ DE CALDAS, BOGOTÁ D.C.
- [55] CubeSat. (s/f). CubeSat website: <http://www.cubesat.org/>
- [56] Jackson, S. (2018, enero 17). CubeSat Launch Initiative Resources [Text]. NASA website: <http://www.nasa.gov/content/cubesat-launch-initiative-resources>
- [57] Dedicated rideshare Falcon 9 launch raises satellite tracking concerns. (2018, noviembre 30). SpaceNews.com website: <https://spacenews.com/dedicated-rideshare-falcon-9-launch-raises-satellite-tracking-concerns/>
- [58] NanoRacks Update on CubeSat Deployer Problem - SpaceRef Business. Website: <http://spaceref.biz/company/nanoracks/nanoracks-update-on-cubesat-deployer-problem.html>
- [59] Lan, W. (s/f). *CubeSat Design Specification* (p. 42). California Polytechnic State University.
- [60] Clegg, A. (2009). *Radio Spectrum Considerations for CubeSats*. 23.
- [61] *CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers*. (2017). 96.

- [62] Jaekyun Moon, Jihoon Park, & Jun Lee. (2006). Cyclic redundancy check code based high-rate error-detection code for perpendicular recording. *IEEE Transactions on Magnetics*, 42(5), 1626–1628. <https://doi.org/10.1109/TMAG.2006.870444>
- [63] Extended Tiny Encryption Algorithm. (2017). En *Wikipedia, la enciclopedia libre*. https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Extended_Tiny_Encryption_Algorithm&oldid=100054273
- [64] Carrasco-Casado, A., Biswas, A., Fields, R., Grefenstette, B., Harrison, F., Sburlan, S., & Toyoshima, M. (2017). Optical communication on CubeSats — Enabling the next era in space science. *2017 IEEE International Conference on Space Optical Systems and Applications (ICSOS)*, 46–52. <https://doi.org/10.1109/ICSOS.2017.8357210>
- [65] Witze, A. (2018). The quest to conquer Earth’s space junk problem. *Nature*, 561, 24. <https://doi.org/10.1038/d41586-018-06170-1>
- [66] Mabrouk, E. (2015, marzo 13). What are SmallSats and CubeSats? [Text]. Recuperado el 28 de junio de 2019, de NASA website: <http://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>
- [67] State of the Art of Small Spacecraft Technology. (s/f). Recuperado el 28 de junio de 2019, de <https://sst-soa.arc.nasa.gov/>
- [68] Pumpkin, Inc. (s/f). website: <https://www.pumpkinspace.com/>
- [69] CubeSat Kit - News. (s/f). Website:<http://www.cubesatkit.com/content/news.html>
- [70] Home. (s/f). Clyde Space website: <https://www.clyde.space/>
- [71] ISIS-Innovative Solutions In Space | The nanosatellite specialist. Innovative Solutions in Space website: <https://www.isispace.nl/>

[72]Gaudenzi, P., Atek, S., Cardini, V., Eugeni, M., Graterol Nisi, G., Lampani, L., ... Pollice, L. (2018). Revisiting the configuration of small satellites structures in the framework of 3D Additive Manufacturing. *Acta Astronautica*, 146, 249–258.

<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.01.03>

[73] Design for manufacture and design for “X”: Concepts, applications, and perspectives.

ResearchGate website:

https://www.researchgate.net/publication/263349848_Design_for_manufacture_and_design_for_'X'_Concepts_applications_and_perspectives

[74] Overview of the NUTS CubeSat Project. ResearchGate website:

https://www.researchgate.net/publication/269389876_Overview_of_the_NUTS_CubeSat_Project/figures?lo=1

[75] Tumenjargal, T., Kim, S., Tokunaga, Y., Maeda, G., Yoshida, S., Handa, T., ... Cho, M. (s/f). *Development status of Software-Configurable Interface Board for 1U CubeSat*. 25.

[76] Forshaw, J. L., Aglietti, G. S., Salmon, T., Retat, I., Roe, M., Burgess, C., ... Steyn, W. H. (2017). Final payload test results for the RemoveDebris active debris removal mission. *Acta Astronautica*, 138, 326–342. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.06.003>

[77] Stanford, ©Copyright Stanford University, & California 94305.Stanford University website:

<https://www.stanford.edu/search/>

[78] Yamazaki, M. (2012). *Communication & Ground Station*. 12.

[79] Introduction to digital modulation schemes | G. Smithson. ResearchGate website:

https://www.researchgate.net/publication/3743040_Introduction_to_digital_modulation_schemes

[80] Wolfgang Traussnig. (s/f). *Design of a Communication and Navigation Subsystem for a CubeSat Mission*. Karl Franzens University of Graz Graz, Austria.

[81] IEEE Standard Letter Designations for Radar-Frequency Bands. Website:

<https://standards.ieee.org/standard/521-2002.html>

[82] Mahoney, E. (2016, marzo 8). Disruption Tolerant Networking [Text]. NASA website:

<http://www.nasa.gov/content/dtn>

[83] ICT Regulation Toolkit. ICT Regulation Toolkit website:

http://www.ictregulationtoolkit.org/practice_note?practice_note_id=2824.

[84] UF Ionospheric Radio Lab. Website:

<http://www.vlf.ece.ufl.edu/TransionosphericWavePropagation/>

[85] Cousins, M. (2010). *A CubeSat Radio Beacon Experiment*.

[86] Nanosats_frequency_2018-10-28_large.png (2560×1440). website:

https://www.nanosats.eu/img/fig/Nanosats_frequency_2018-10-28_large.png

[87] School SSTV CubeSat to deploy from ISS. (2016, marzo 3). AMSAT-UK website:

<https://amsat-uk.org/2016/03/03/school-sstv-cubesat-to-deploy-from-iss/>

[88] Ahmad, Y. A., Nazim, N. J., & Yuhaniz, S. S. (2016). Design of a terminal node controller hardware for CubeSat tracking applications. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 152, 012031. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/152/1/012031>

[89] Mahoney, E. (2016, marzo 8). Disruption Tolerant Networking [Text]. NASA website:

<http://www.nasa.gov/content/dtn>

[90] Home • SatNOGS. Website: <https://satnogs.org/>

[91] IRAZU - Grafana. Website: <https://dashboard.satnogs.org/d/eWnadSeik/irazu?orgId=1>

[92] US Naval Academy CubeSat Launch to Include Next APRS Satellite. Website:

<http://www.arrl.org/news/us-naval-academy-cubesat-launch-to-include-next-aprs-satellite>

[93] Que es y que se puede hacer con el APRS. Website:

<http://www.actiweb.es/lu0660012/archivo6.pdf>

[94] GENSO NETWORK.

Website: [https://www.researchgate.net/publication/224148672_ESA_hands-](https://www.researchgate.net/publication/224148672_ESA_hands-on_space_education_project_activities_for_university_students_Attracting_and_training_the_next_generation_of_space_engineers/figures?lo=1)

[on_space_education_project_activities_for_university_students_Attracting_and_training_the_next_generation_of_space_engineers/figures?lo=1](https://www.researchgate.net/publication/224148672_ESA_hands-on_space_education_project_activities_for_university_students_Attracting_and_training_the_next_generation_of_space_engineers/figures?lo=1)

[95] Shirville, G. (s/f). GENSO: A Global Ground Station Network. 7.

[96] Kulu, E. (s/f). CubeSat Tables. Nanosats Database website:

<https://www.nanosats.eu/tables.html>

[97] Helicom. Helicom website: <https://www.helicomtech.com>

[98] GOMspace | NanoCom ANT430. Website:

<https://gomspace.com/shop/subsystems/communication/nanocom-ant430.aspx>

[99] PatchAntenna. Website: [https://www.iq-](https://www.iq-spacecom.com/images/downloads/IQ_spacecom_Patch_Antenna_A4.pdf)

[spacecom.com/images/downloads/IQ_spacecom_Patch_Antenna_A4.pdf](https://www.iq-spacecom.com/images/downloads/IQ_spacecom_Patch_Antenna_A4.pdf)

[100] Satellite 101: What is a

CubeSat?. Website: <https://www.fictiv.com/blog/posts/satellite-101-what-is-a-cubesat>

[101] Caldas, C. de I. de la U. D. F. J. de. Disponible en:

<https://revistas.udistrital.edu.co/index.php/Tecnura/article/view/7245/8910>

[102] Constantine Kakoyiannis and Philip Constantinou. (s/f). *Electrically Small Microstrip*

Antennas Targeting Miniaturized Satellites: the CubeSat Paradigm. National Technical

University of Athens.

[103] Design and implementation of communication subsystem for ISRASAT1 Cube Satellite -

IEEE Conference Publication. Website: <https://ieeexplore.ieee.org/document/7867651>

- [104] AMSAT EA - Portada. Website:<https://www.amsat-ea.org/>
- [105] Yuichi Tsuda, Nobutada Sako, Takashi Eishima, Takahiro Ito,. (s/f). *CubeSat Project, Its Educational and Technological Significance*. Recuperado de University of Tokyo's website: <https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2015&context=smallsat>
- [106] Topics - Journal of Communications.
Website:<http://www.jocm.us/index.php?m=content&c=index&a=lists&catid=11>
- [107] Konte, K., Trafford, R., & Schmalzel, J. (2018). Implementing XEDS for a CubeSat communication subsystem. *2018 IEEE Sensors Applications Symposium (SAS)*, 1–5.
<https://doi.org/10.1109/SAS.2018.8336757>
- [108] GOMspace | Home. Website: <https://gomspace.com/home.aspx>
- [109] Martino, G. D. (2013). *Software y Protocolos para CubeSat*. UNIVERSIDAD DE LA REPÚBLICA, MONTEVIDEO – URUGUAY.
- [110] Command and Data Handling (C&DH) | Space Systems Laboratory. (s/f). Website:<http://ssl.engineering.uky.edu/missions/orbital/kysat-2/command-and-data-handling-cdh/>
- [111] Command and Data Handling (C&DH) Space Systems Laboratory. Website:<http://ssl.engineering.uky.edu/missions/orbital/kysat-2/command-and-data-handling-cdh/>
- [112] Ødegaard, K. A. (s/f). *Error Detection and Correction for Low-Cost Nano Satellites*. 105.
- [113] Simple algorithms for BCH decoding - IEEE Journals & Magazine. Website: <https://ieeexplore.ieee.org/abstract/document/403765>
- [114] Normann, M. A. (2016). *Software Design of an Onboard Computer for a Nanosatellite*.
- [115] Designing a rad-hard CubeSat onboard computer. Military Embedded Systems website: <http://mil-embedded.com/articles/designing-rad-hard-cubesat-onboard-computer/>

- [116]MRAM. (2019). En *Wikipedia, la enciclopedia libre*.
Website:<https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=MRAM&oldid=116398955>
- [117] Heidecker, J. (2012). *MRAM Technology and Status*. 24.
- [118] Mayeul Marcadella. (2014). *Improvement in the Reliability of a Bi-Processing Unit Satellite Subject to Radiation-Induced Bit-Flips*. Norwegian University of Science and Technology.
- [119] Normann, M. A. (2016). *Software Design of an Onboard Computer for a Nanosatellite*.
- [120] Eickhoff, J. (s/f). *Onboard Computers, Onboard Software and Satellite Operations: An Introduction (Springer Aerospace Technology)*. 5.
- [121] Leppinen, H. (2017). Current use of linux in spacecraft flight software. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*
- [122]2014 IEEE Central America and Panama Convention. (s/f). web site:
<https://ieeexplore.ieee.org/xpl/tocresult.jsp?isnumber=7000388&filter=issueId%20EQ%20%227000388%22&pageNumber=2>
- [123] Kubos: Space Grade Flight Software and Mission Operations Software. Kubos website:
<https://www.kubos.com/>
- [124] *CubeSat Space Protocol*. (2011). Recuperado de
<https://bytebucket.org/bbruner0/albertasat-on-board-computer/wiki/1.%20Resources/1.1.%20DataSheets/CSP/GS-CSP-1.1.pdf?rev=316ebd49bed49fdbb1d74efdeab74430e7cc726a>
- [125] Collin Cupido, Charles Nokes, Alex Hamilton. (2014). *Ex-Altia 1 Design Overview Report*. University of Alberta.

- [126] All-Star/THEIA – Spacecraft & Satellites.
Website:<http://spaceflight101.com/spacecraft/all-startheia/>
- [127] *Radiation Hardened OBC / C&DH Board and Reference Design Kit.* (s/f).
Website:https://co.mouser.com/datasheet/2/805/RH-OBC-1_Flyer_rev_0.5-1314138.pdf
- [128] Leppinen, H. (s/f). On-board data handling for ambitious nanosatellite missions using automotive-grade lockstep microcontrollers. *Proceedings of the Small Satellites Systems and Services - The 4S Symposium 2014.*
- [129] texas instruments. (s/f). *TMS570LS3137 16- and 32-Bit RISC Flash Microcontroller.*
Recuperado de <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/tms570ls3137.pdf>
- [130] Benjamin, L., & Callie, W. (2014). CubeSat Electronic Power System.
- [131] Mahdi, M. C. (2018). Attitude Stabilization for CubeSat: Concepts and Technology. Cambridge Scholars Publishing.
- [132] Jacobsen, L. E. (2011). Power System of the NTNU Test. Norwegian University of Science and Technology.
- [133] SALAMANCA, J. E., CASTRO AVELLANEDA, J., & GRAJALES HENRÍQUEZ, A. (2012). diseño e implementacion de un módulo de gestion de energia para un picosatelite tipo cubesat. Universidad Distrital Francisco Jose de Caldas, Bogota.
- [134] Mozombite, A. (2012). Diseño de un Nanosatelite para el Proyecto de Estudio Atmosferico QB50. Pontificia Universidad Catolica del Peru, Lima.
- [135] Pozo, K. F. (2012). CubeCat-1: Implementation, testing and integration of the communication. Tesis Maestria, Universitat Politècnica de Catalunya.

- [136] Hemmo, J. (2013). Electrical Power Systems for Finnish Nanosatellites. School of Electrical Engineering.
- [137] Alia-Novobilski, M. (2018). Advanced multi-junction solar cells deliver high efficiency, reduced costs for space. Disponible en: <https://phys.org/news/2018-01-advanced-multi-junction-solar-cells-high.html#jCp>
- [138] Páneles solares en serie y en paralelo. Disponible en: <https://panelessolaresfotovoltaicos.org/instalacion-de-paneles-solares/como-conectar-paneles-solares-en-serie-o-paralelo/>
- [139] https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/small_spacecraft_technology_state_of_the_art_2015_tagged.pdf
- [140] Bertran, J. M. (2017). Métodos de estimación del estado de carga de baterías electroquímicas. Escola Tècnica Superior d'Enginyeria Industrial de Barcelona
- [141] Cubesat Battery Pack. Disponible en: <http://www.imtsrl.it/battery-pack.html>
- [142] Avellaneda, J., & Henriquez, A. (2016). DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DEL MÓDULO DE POTENCIA PARA EL PICOSATÉLITE EXPERIMENTAL CUBESAT UD COLOMBIA 1. Universidad Distrital Francisco José de Caldas, Bogota.
- [143] SALAMANCA, J. E., CASTRO AVELLANEDA, J., & GRAJALES HENRÍQUEZ, A. (2012). diseño e implementación de un módulo de gestion de energía para unpicosatelite tipo cubesat. Universidad Distrital Francisco Jose de Caldas, Bogota.
- [144] Álvarez Álvaro, J. R. (2016). Análisis, diseño e implementación de un prototipo del módulo del sistema de potencia para el nano-satélite. Universidad Nacional de San Antonio Abad del Cusco
- [145] Elfin. Disponible en : <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/e/elfin>

- [146] Aalto 1. Disponible en :<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aalto-1>
- [147] Outfi 1. Disponible en :<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/o/oufti-1>
- [148] MONROY GÓMEZ, Raúl. *Experiencias de las Universidades en el Desarrollo de Pequeños Satélites*. México, D.F., octubre de 2013. Trabajo de Grado (Ingeniero en Telecomunicaciones). Universidad Nacional Autónoma de México. Facultad de Ingeniería.
- [149] Dinh, Dai, "Thermal Modeling of Nanosat" (2012). *Master's Theses*. 4193.
https://scholarworks.sjsu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=7740&context=etd_theses
- [150] Control térmico, Disponible en:<https://sst-soa.arc.nasa.gov/07-thermal>
- [151] PACE. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/pace>
- [152] *Certain GPS Chips, Associated Software and Systems, and Products Containing Same, Inv. 337-TA-596*. (s/f). DIANE Publishing.
- [153] Glennon, É. P., Parkinson, K., Mumford, P. J., Shivaramaiah, N. C., Li, Y., Li, R., & Jiao, Y. (2011). *A GPS Receiver Designed for Cubesat Operations*.
- [154] di Forlì, S. (2013). *Magnetic Actuators for Nanosatellite Attitude Control*. UNIVERSITA' DI BOLOGNA.
- [155] Greenheck, D., Bishop, R. H., Jonardi, E., & Christian, J. A. (2014). *Design and Testing of a Low-Cost MEMS IMU Cluster for SmallSat Applications*.
- [156] Psiaki, M. L., Martel, F., & Pal, P. K. (1990). Three-axis attitude determination via Kalman filtering of magnetometer data. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*

[157] A Review of Propulsion Systems for CubeSats. website:

https://www.researchgate.net/publication/326544725_A_Review_of_Propulsion_Systems_for_CubeSats

[158] Electrospray thruster engineering | Space Propulsion Laboratory. Website:

<http://spl.mit.edu/electrospray-thruster-engineering>

[159] Zacube 1

.Disponible en:<https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/zacube-1>

[160] IMTQ CubeSat Magnetorquer board. ISIS - Innovative Solutions in Space website:

<https://www.isispace.nl/product/isis-magnetorquer-board/>

[161] *Cube Wheel*. Disponible: <http://41.185.8.177/~cubespac/ClientDownloads/CubeWheel%20-%20User%20Manual%20%5Bv1.13%5D.pdf>

[162] Agencia Espacial Mexicana. (s/f). *Ingeniería de Sistemas Espaciales Aplicado a una misión CanSat*.

[163] CARLA ESTEFANÍA GUERRERO MONTA. (2018). *Diseño del Subsistema de Comunicaciones y Estudio de Factibilidad Técnico Económico para la Puesta en Órbita de un Cubesat por Parte de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica de la Escuela Politécnica Nacional*.

[164] Serrano Arellano, A. d. (2015). Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario. UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO.

[165] Sensing and Sensor Fundamentals. website:

https://www.researchgate.net/publication/301166370_Sensing_and_Sensor_Fundamentals

[166] Global, B. (s/f). Guía básica de nanosatélites. Alén Space website:

<https://alen.space/es/guia-basica-nanosatelites/>

[167] AISSat-1 and 2. Disponible en :

<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/a/aissat-1-2>

[168] Raiko. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/raiko>

[169] Unite. Disponible en: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/unite.htm

[170] Hiber 1. Disponible en: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/hiber-1.htm

[171] Estcube 1. Disponible en: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/estcube-1.htm

[172] NASA. Website: de <https://www.nasa.gov/>

[173] Jesper A. Larsen and Jens Dalsgaard Nielsen. (2011). *Development of cubesats in an educational context.*

[174] Actualidad – Agencia Espacial de Colombia. Disponible en:

<http://www.agenciaespacialdecolombia.org/blog/>

[175] EL PRIMER SATÉLITE COLOMBIANO - Universidad Sergio Arboleda Bogotá.

Disponible en: <https://www.usergioarboleda.edu.co/el-primer-satelite-colombiano>

[176] Barreto, M. (2018, noviembre 30). Colombia puso en órbita el primer satélite de observación de la Tierra. Disponible en: <https://conexioncapital.co/colombia-en-orbita-primer-satelite-observacion-tierra/>

[177] Infodefensa.com, R. D. (2018, noviembre 29). Colombia lanza su primer satélite, el Facsat-

1. Disponible en: <https://www.infodefensa.com/>

[178] La Fuerza Aérea de Colombia lanzó FACSAT-1. (2018, diciembre 3). Disponible en:

<http://latamsatelital.com/la-fuerza-aerea-colombia-lanzo-facsat-1/>

- [179] Fabara, S. (2018, enero 12). Facsat 1 será el primer nanosatélite Colombiano en ir al espacio. <https://www.xataka.com.co/espacio/facsat-1-sera-el-primer-nanosatelite-colombiano-en-ir-al-espacio>
- [180] 'Cubesat-UD' el satélite aeroespacial de la Universidad Distrital | LAUD 90.4. Disponible en: <http://laud.udistrital.edu.co/noticias/%E2%80%98cubesat-ud%E2%80%99-el-sat%C3%A9lite-aeroespacial-de-la-universidad-distrital>
- [181] Jonathan Camilo Urbina Carrero. (2017). El espacio, futuro de la Fuerza Aérea Colombiana. Disponible en: <https://publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/article/view/572/756>
- [182] What is the Canadian CubeSat Project. (2018, mayo 2). Website: <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/what-is-the-canadian-cubesat-project.asp>
- [183] irvine cubesat. Website: <https://www.irvinecubesat.org/>
- [184] Traussnig, W. (s/f). *Design of a Communication and Navigation Subsystem for a CubeSat Mission*. 90.
- [185] CubeSats and Education: the Fly Your Satellite! programme / Education / ESA. Website: https://www.esa.int/Education/CubeSats_and_Education_the_Fly_Your_Satellite%21_programme.
- [186] Heiney, A. (2015, abril 13). ELaNa - Educational Launch of Nanosatellites [Text]. NASA website: http://www.nasa.gov/mission_pages/smallsats/elana/index.html
- [187] Development of cubesats in an educational context - IEEE Conference Publication. Website: <https://ieeexplore.ieee.org/document/5966948>
- [188] What is a CubeSat. (2017, abril 12) Website: <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/satellites/cubesat/what-is-a-cubesat.asp>

[189] Jackson, S. (2017, febrero 17). NASA's CubeSat Launch Initiative [Text]. NASA website: http://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative

[190] Libre Space Foundation. website: <https://libre.space/>

[191] Lokman, A. H., Soh, P. J., Azemi, S. N., Lago, H., Podilchak, S. K., Chalermwisutkul, S., ... Gao, S. (2017). A Review of Antennas for Picosatellite Applications

[192] Oxford Space Systems website: <https://oxford.space/>

[193] History of Radio and Television timeline <https://www.timetoast.com/timelines/history-of-radio-and-television-d0d43e66-663e-41ff-a8ba-f8daa7d2340c>

