



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

Requerimientos para desarrollar y poner en órbita
satélites CubeSat dentro de un entorno universitario

Tesis

Que para obtener el título de
Ingeniero en Telecomunicaciones

P r e s e n t a

Antonio de Jesús Serrano Arellano



Director de tesis

Mtro. José Luis García García

Ciudad Universitaria, México, D.F., Febrero 2015



Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

A mi Madre, a mi Padre y a mi Hermana

Reyna, Jesús Antonio y Felicia

Siempre juntos

*“On ne voit bien qu’avec le cœur,
l’essentiel est invisible pour les yeux”*



Agradecimientos

Por siempre estar, por todo el amor, por siempre confiar y creer en mí, por todo tu apoyo, tu tiempo y corazón. Porque soy reflejo de ti y soy quien soy a través de tu amor y de tu ser. Te lo agradezco todo, cada día, cada beso, cada momento, cada palabra. Gracias Reyna, mi mejor amiga, ma vie en rose. Gracias Mujer admirable, amorosa, única... Te amo Mamá, eres mi ejemplo de vida.

Amado Hombre de Paz, mi compañero del camino, amigo mío. Tu esencia vibra en mi corazón, tu amor siempre ha sido mis estrellas, mi luz, mi guía. Gracias por ser el gran hombre que eres, por ser el mejor de los padres, el mejor de los amigos. Gracias por todos los pasos y todas las sonrisas, por todas las puestas de Sol que hemos compartido, por los recuerdos más bellos de mi vida, por el mañana. Soy Tú, Somos. Jesús Antonio. Te amo Papá.

Desde este barco de cristal que vuela entre estrellas fugaces veo tu barco acercarse. Ya te vi, ya te he alcanzado y, sin embargo, Tú siempre has estado. Gracias por creer, por nunca soltarme. Porque Tú eres lo más puro de mi vida, porque contigo amo crecer, ser, vivir. ¡Naveguemos Capitán! Vuela hermosa Mariposa... amorosa, valiente, comprometida. Gracias amada Felicia. Bellísima hermana.

A toda mi familia por todo el apoyo y amor que desde siempre me ha brindado. A cada uno de ustedes, Familia Serrano Arellano ¡Gracias!

A todos aquellos que han compartido conmigo, todos aquellos que me han enseñado a observar la Luna desde diferentes perspectivas. A mis amigas y amigos. Gracias por estar. Anaclara, Gabriela, Mayra, Montse, Ivette, Edgar, Sergio, Scott... gracias por permitirme ser parte.

Sarahy, Sara, Rox, Dalia. A todos mis amigos que son hoy mi familia. Por ser parte del milagro. Por ser el milagro. Los amo infinitamente ¡Cuatro!

INTRODUCCIÓN

Desde sus inicios en 1957, la tecnología satelital ha sido de gran relevancia en diferentes campos de estudio y aplicación, desde las telecomunicaciones y aplicaciones militares hasta proyectos de investigación planetaria o de observación meteorológica. Sin embargo todas sus ventajas y alcances se ven un tanto limitadas por el costo de fabricación y lanzamiento que estos conllevan.

La Universidad de Stanford junto con la Universidad de Santa Clara propusieron en 1999 un estándar de nanosatélite que podía pesar hasta 1.33 Kg y cuyo volumen es de 10 cm³ con la idea de hacer lanzamientos múltiples de éstos, albergándolos como carga secundaria en un cohete, con lo que se lograría un precio muy accesible de estos lanzamientos; dicho estándar es conocido como CubeSat. Estos proyectos, comparados con las tradicionales misiones satelitales multimillonarias, tienen el gran potencial de brindar una experiencia educativa a sus participantes y de implementar práctica y satisfactoriamente misiones relacionadas con la ciencia, la industria, y actualmente otras áreas como el arte, a un mucho menor costo.

Los experimentos con CubeSats son usualmente nuevos y únicos y su periodo de realización va de los 9 a los 24 meses. Cuentan con la ventaja de que, al ser de un tamaño y peso estandarizado, puede hacerse un mayor enfoque en el desarrollo y obtención de las metas específicas del satélite, dadas por la carga útil, pues es posible conseguir la estructura y demás subsistemas en kits, que son provistos por diferentes empresas aeroespaciales, permitiéndonos ahorrar tanto tiempo como dinero.

Gracias a estas ventajas, este tipo de proyectos son cada vez más conocidos y numerosos, permitiendo que diferentes empresas y proveedores inviertan más tiempo y tecnología en mejorar los modos de desarrollo y fabricación de un satélite CubeSat. Las alternativas para el desarrollo y puesta en órbita de un CubeSat son amplias y diversas, así como variables en precio. Cada alternativa va ligada al tipo de proyecto y objetivo que se quiere alcanzar, y es por eso que es importante brindar toda la información necesaria para poder tomar la mejor alternativa ante determinada finalidad, en este caso la de desarrollar un satélite de manera rápida y económica. Así mismo, la serie de requisitos, tanto de diseño como regulatorios, para poder desarrollar un proyecto espacial son numerosos, por lo que el poder brindar una guía en la cual se recopilen estos puntos y pueda visualizarse de manera clara el panorama general de un proyecto satelital se vuelve necesario. Haciendo esto, dentro de un entorno universitario, se podrán desarrollar diversos proyectos satelitales dando a los estudiantes involucrados una gran experiencia y formación académica, permitiendo que cuenten con mayores conocimientos y ventajas al momento de enfrentarse a la dinámica laboral de un profesionista. Todo esto sin olvidar el desarrollo de diversos experimentos e investigaciones que, de no ser por las ventajas de los CubeSats, no podrían llevarse a cabo en un entorno espacial.

Al haber múltiples opciones de proveedores de componentes satelitales en torno a los proyectos con CubeSats, poder elegir la opción más conveniente para determinado proyecto resulta complicado. Es por eso que se busca reunir de un modo enfocado y práctico la información disponible en relación a estas alternativas para facilitar la toma de decisiones y la adopción de determinada opción y, de esta manera, ampliar o promover el desarrollo de proyectos con CubeSats en las universidades, en especial en la UNAM.

De este modo, la tesis ha sido conformada por 7 capítulos en los cuales se busca conocer los requisitos a considerar para desarrollar un satélite CubeSat de principio a fin y los beneficios que esto conlleva.

En el primer capítulo se establece la definición de un satélite artificial, para después realizar una investigación de los antecedentes históricos de la tecnología satelital, remontándonos a la literatura de ciencia ficción de Julio Verne, pasando por Tsiolkovsky hasta llegar al Sputnik en 1957, así como de sus principales características, destacando la división en subsistemas de este tipo de tecnología y las diferentes clasificaciones que pueden tener (basándose en su tipo de carga útil, su masa y su tipo de órbita). Hacia al final del capítulo se hace mención de las principales características de una estación terrena y de la importancia que tienen dentro de los proyectos satelitales.

En el segundo capítulo se hace un recuento histórico de la incursión de México dentro del sector satelital, se enumeran y describen las principales características de los diferentes satélites adquiridos por el gobierno mexicano desde el sistema Morelos y hasta el sistema MexSat, y se mencionan los diferentes proyectos satelitales universitarios que se han o se están desarrollando hasta la fecha en las universidades mexicanas, haciendo una especial mención en los proyectos UNAMSat-B y Ulises, únicos satélites integrados por ingenieros mexicanos.

Es en el tercer capítulo en donde se establecen los antecedentes y características esenciales del estándar CubeSat, se explica por qué la estandarización desempeña un papel vital en estos proyectos así como la enumeración de sus diversas ventajas y aplicaciones. Se describen las particularidades de los subsistemas satelitales dentro de un proyecto CubeSat y se mencionan diferentes ejemplos de cargas útiles CubeSat puestas en órbita. También se hace una mención de las características de una estación terrena para CubeSats.

En el cuarto capítulo se habla de los diversos requerimientos que encontramos para desarrollar un proyecto CubeSat. Estos se dividen en 3 secciones: Especificaciones de diseño, requerimientos de evaluación y especificaciones regulatorias. Entre otras cosas se mencionan las características físicas y eléctricas con las que deben de cumplir los proyectos CubeSat, los tipos de pruebas a las que se someten previas al lanzamiento y los diferentes trámites regulatorios necesarios para realizar la asignación de frecuencias.

El capítulo 5 intenta plasmar la difusión e impacto que los CubeSats han tenido en todo el mundo desde su concepción. Para esto se han tomado como ejemplo diversas universidades alrededor del mundo y se han descrito los proyectos CubeSat que han sido desarrollados en éstas así como los diferentes beneficios obtenidos en el corto y largo plazo gracias a estos. Se mencionan universidades de todo el mundo con lo cual se logra crear una gran gama de matices que tienen en común el desarrollo de pequeños satélites cúbicos. Se ha realizado una tabla en donde se pueden visualizar todos los proyectos CubeSat puestos en órbita hasta el día de hoy (enero 2015) y se mencionan algunos proyectos de constelaciones satelitales basados en esta tecnología.

En el capítulo 6 se describen los principales métodos de adquisición de plataformas CubeSat y se mencionan a los principales proveedores satelitales que actualmente rigen el mercado. Se hace una recopilación amplia de datos en dos vertientes: la primera considerando la compra de subsistemas satelitales por separado y la segunda considerando la compra de kits satelitales completos. Con esta información se realizan tablas comparativas donde se pueden apreciar las principales características y especificaciones técnicas, así como la masa y precio, de los productos ofrecidos por los proveedores. Estas tablas nos sirven como base para hacer un análisis comparativo de los diferentes productos ofrecidos y obtener así una propuesta de adquisición satelital que se acopla al objetivo fundamental de la tesis. De igual manera se realizan gráficas donde pueden visualizarse fácilmente el impacto económico y de masa que los diferentes subsistemas satelitales de un CubeSat tienen dentro del sistema completo. Finalmente se mencionan las principales empresas administradoras de lanzamientos satelitales para CubeSat y se obtiene información relativa al precio de poner un CubeSat en órbita.

El último capítulo contiene toda la información relativa a los múltiples beneficios y alcances del estándar CubeSat que se adquirió durante toda la fase de investigación y desarrollo de la tesis, ya procesada y proyectada en una serie de ventajas y beneficios que la adopción de una iniciativa CubeSat dentro de la UNAM podría generar. Primeramente se habla de los beneficios e impacto de estos proyectos en las universidades y posteriormente se extrapola este panorama al contexto de la UNAM. Se especifican una serie de posibles beneficios que obtendría la UNAM al desarrollar un programa de desarrollo satelital CubeSat. Posteriormente se mencionan las características básicas que un laboratorio satelital dentro de una universidad requiere poseer para su adecuado funcionamiento, finalizando con la descripción de un escenario a futuro en el cual la UNAM desarrolla estos proyectos y se enlistan los posibles resultados que se podrían obtener de ello.

La tesis finaliza con la mención de las diversas conclusiones obtenidas a lo largo de todos los capítulos, las cuales son redactadas a manera de un escrito de opinión y en las cuales se plasman, en gran medida, las perspectivas que tiene el autor de esta tesis basado en toda la investigación desarrollada.

OBJETIVOS

El objetivo fundamental de esta tesis es:

Generar un trabajo de investigación que promueva el desarrollo de satélites CubeSat de 1U, de manera rápida y económica, dentro de un entorno universitario.

El planteamiento del objetivo se hace tomando en cuenta el contexto académico y tecnológico de una universidad con pocos o nulos desarrollos satelitales, sin instalaciones ni equipamiento para comenzar a desarrollar de manera directa un proyecto CubeSat y sin un programa de desarrollo espacial claramente establecido. Se ha elegido trabajar sobre un enfoque de CubeSat de 1U tomando en cuenta que es la plataforma más sencilla y económica de desarrollar en comparación con CubeSats de otras dimensiones, lo cual facilitará la adquisición de experiencia en el desarrollo satelital dentro de universidades que tengan contextos similares al mencionado.

Para cumplir con el objetivo principal se piensa cumplir con una serie de objetivos intermedios, los cuales, en suma, establecerán el contenido esencial del que estará conformado este trabajo de investigación:

- ✚ Conocer los antecedentes y características principales de los satélites artificiales.
- ✚ Establecer el contexto histórico y tecnológico en el que México se encuentra actualmente en relación a la tecnología satelital.
- ✚ Conocer los antecedentes y características principales de los satélites CubeSat.
- ✚ Describir los objetivos, alcances y beneficios principales de la tecnología CubeSat.
- ✚ Conocer los requerimientos específicos para poder desarrollar un proyecto CubeSat.
- ✚ Estudiar el impacto que los proyectos CubeSat han tenido en diferentes universidades del mundo.
- ✚ Analizar las opciones existentes en el mercado para adquirir una plataforma CubeSat.
- ✚ Generar una propuesta de adquisición con base al análisis desarrollado que se acople de mejor manera al objetivo fundamental de esta tesis.
- ✚ Identificar los beneficios puntuales de desarrollar un proyecto CubeSat en un entorno universitario.
- ✚ Establecer el posible impacto de adoptar una iniciativa CubeSat dentro de la UNAM.

ÍNDICE

REQUERIMIENTOS PARA DESARROLLAR Y PONER EN ÓRBITA SATÉLITES CUBESAT DENTRO DE UN ENTORNO UNIVERSITARIO

Introducción	4
Objetivos	6
Capítulo 1. Aspectos generales de la tecnología satelital	12
1.1. Definición de satélite artificial	12
1.2. Marco histórico de la tecnología satelital	13
1.3. Clasificación de los satélites	17
1.3.1. Masa	17
1.3.2. Tipo de órbita	17
1.3.2.1. Forma	17
1.3.2.2. Inclinação	18
1.3.2.3. Altura	19
1.3.3. Aplicación	20
1.4. Subsistemas de un satélite	22
1.4.1. Estructura	22
1.4.2. Comunicaciones	22
1.4.3. Energía eléctrica	23
1.4.4. Control de posición y estabilización	23
1.4.5. Control térmico	24
1.4.6. Telemetría y comando	24
1.4.7. Propulsión	25
1.4.8. Carga útil	25
1.5. Lanzamiento y puesta en órbita de un satélite	26
1.5.1. Marco teórico	26
1.5.2. Vehículos lanzadores	28
1.5.3. Puesta en órbita de un satélite	28
1.6. Estaciones terrenas	30
1.6.1. Subsistema de antenas	31
1.6.2. Subsistema de recepción	32
1.6.3. Subsistema de transmisión	32
1.6.4. Subsistema de potencia	33
1.6.5. Subsistema de control y telemetría	33
Capítulo 2. Satélites en México	34
2.1. Proyectos Satelitales en México	34
2.1.1. Sistema Morelos	34
2.1.2. Sistema Solidaridad	35
2.1.3. Sistema Satmex	36
2.1.4. Satélite Quetzsat	40
2.1.5. Sistema Mexsat	41
2.2. Proyectos Satelitales en Universidades de México	43

2.2.1. UNAMSAT	43
2.2.2. SATEX	45
2.2.3. SATEDU	46
2.2.4. Cóndor-UNAM-MAI	47
2.2.5. Quetzal	48
2.2.6. SENSAT	48
2.2.7. Aztechsat	49
2.2.8. Proyecto Ulises	49
Capítulo 3. Tecnología CubeSat	51
3.1. Conceptos básicos de la tecnología CubeSat	52
3.2. Breve historia de los CubeSats	55
3.2.1. Proyecto OPAL	55
3.2.2. Origen del proyecto CubeSat	56
3.2.3. Primer lanzamiento CubeSat	57
3.2.4. Lanzamientos posteriores	59
3.3. Características principales del estándar CubeSat	61
3.3.1. Características principales del P-POD	61
3.3.2. Características principales del CubeSat	63
3.4. Subsistemas particulares de un CubeSat	65
3.4.1. Estructura	65
3.4.2. Comunicaciones	65
3.4.3. Energía eléctrica	66
3.4.4. Control de posición y estabilización	67
3.4.5. Control térmico	67
3.4.6. Telemetría y comando	68
3.4.7. Propulsión	68
3.5. Carga útil de un CubeSat	70
3.6. Puesta en órbita de un CubeSat	81
3.7. Estación terrena de un CubeSat	82
3.7.1 GENSO	82
3.7.1.1. Funcionamiento	84
3.7.1.2. Componentes básicos	85
3.7.1.3. Frecuencias y modulación	86
Capítulo 4. Requerimientos de un CubeSat	87
4.1. Especificaciones de diseño de un CubeSat	87
4.1.1. Requerimientos generales	87
4.1.2. Requerimientos físicos	87
4.1.3. Requerimientos eléctricos	90
4.1.4. Requerimientos operacionales	93
4.1.5. Excepciones	96
4.2. Requerimientos de evaluación de un CubeSat	98
4.2.1. Niveles de evaluación	98
4.2.1.1. Vibración aleatoria	101
4.2.1.2. Horneado térmico al vacío	102
4.2.1.3. Impacto Mecánico	102

4.2.1.4. Inspección visual	102
4.3. Especificaciones regulatorias de un proyecto CubeSat	103
4.3.1. Organizaciones regulatorias	103
4.3.1.1. Unión Internacional de Telecomunicaciones	103
4.3.1.2. Unión Internacional de Radioaficionados	104
4.3.1.3. AMSAT	105
4.3.1.4. Comisión Federal de Comunicaciones	105
4.3.2. Tipos de servicios satelitales	106
4.3.2.1. Servicios satelitales amateur	106
4.3.2.2. Servicios satelitales experimentales	107
4.3.3. Coordinación de frecuencias	108
4.3.4. Otros documentos regulatorios	115
4.3.4.1. Reporte ODAR	115
4.3.4.2. Notificación API	115
4.3.5. Procedimiento regulatorio	116
Capítulo 5. CubeSats en las universidades	118
5.1. Proyectos CubeSat dentro de las universidades	118
5.2. CubeSats en universidades de América del Norte	119
5.2.1. Canadá. Universidad de Toronto	121
5.2.2. Estados Unidos de América. Universidad Politécnica de California	122
5.2.3. Estados Unidos de América. Universidad Estatal de Morehead	123
5.3. CubeSats en universidades de Asia	129
5.3.1. Japón. Instituto Tecnológico de Tokio	130
5.3.2. India. Consorcio StudSat	132
5.3.3. Corea del Sur. Universidad Kyung Hee	133
5.4. CubeSats en universidades de Europa	135
5.4.1. Alemania. Universidad de Wurzburg	136
5.4.2. España. Universidad de Vigo	137
5.4.3. Francia. Universidad de Montpellier 2	139
5.5. CubeSats en universidades de África	141
5.5.1. Sudáfrica. Universidad Tecnológica de Península del Cabo	141
5.6. CubeSats en universidades de Oceanía	143
5.6.1. EUA-Hawái. Universidad de Hawái	143
5.7. CubeSats en América del Sur	147
5.7.1. Colombia. Universidad Sergio Arboleda	147
5.7.2. Perú. Pontificia Universidad Católica del Perú	148
5.8. CubeSats puestos en órbita	149
5.9. Proyectos de constelaciones CubeSat	156
5.9.1. QB50	156
5.9.2. HumSat	158
5.9.3. Proyecto Flock-1	159
Capítulo 6. PRINCIPALES PROVEEDORES DE SUBSISTEMAS, PLATAFORMAS Y LANZAMIENTOS PARA PROYECTOS CUBESAT DE 1U	161
6.1. Principales proveedores de subsistemas y plataformas para CubeSats de 1U	162

6.1.1. Reseña de los principales proveedores CubeSat	163
6.1.1.1. ISIS (CubeSatShop.com)	163
6.1.1.2. Clyde Space	164
6.1.1.3. Sequoia Space	166
6.1.1.4. GomSpace	168
6.1.1.5. Pumpkin	169
6.1.1.6. Tyvak	170
6.1.1.7. Interorbital Systems	171
6.2. Análisis de adquisición por subsistemas	173
6.2.1. Estructura 1U	173
6.2.2. Celdas Solares	175
6.2.3. Baterías	178
6.2.4. Transceivers	180
6.2.5. Antenas	184
6.2.6. Control de posición y estabilización	186
6.2.7. Computadora de a bordo	188
6.2.8. Promedio de los subsistemas	191
6.3. Análisis de adquisición por plataforma 1U	193
6.3.1. Plataforma ISIS	193
6.3.2. Plataforma Clyde Space	195
6.3.3. Plataforma GomSpace	197
6.3.4. Plataforma Tyvak	201
6.3.5. Plataforma Pumpkin	203
6.3.6. Plataforma Interorbital Systems	208
6.3.7. Plataforma 1U propuesta	210
6.4. Principales proveedores de lanzamientos para CubeSats	214
6.4.1. Lanzamientos de proyectos CubeSat	214
6.4.2. Principales vehículos lanzadores para CubeSats	214
6.4.3. Programas gubernamentales	219
6.4.3.1. ELaNa (NASA)	219
6.4.3.2. Vuelo inaugural Vega (ESA)	220
6.4.4. Empresas administradoras de lanzamientos	221
6.4.4.1. ISIS / Innovative Space Logistics	222
6.4.4.2. Spaceflight	224
6.4.4.3. Tyvak	225
6.5. Análisis de resultados	226
Capítulo 7. CubeSats en la UNAM: Un objetivo para el futuro	229
7.1. Impacto de los proyectos CubeSat en las universidades	231
7.2. Ventajas de la implementación de proyectos CubeSat en la UNAM	239
7.2.1. Desarrollo educativo	239
7.2.2. Unificación de grupos de trabajo dentro de la UNAM	241
7.2.3. Desarrollo de instalaciones y adquisición de equipamiento	241
7.2.4. Beneficios tecnológicos y científicos	242
7.2.5. Generación de diversas colaboraciones	242
7.2.6. Promoción del desarrollo satelital en el país	244
7.3. Características generales de un laboratorio satelital	245

7.3.1. Cuarto limpio	245
7.3.2. Materiales y equipo principales	247
7.4. Visión a futuro	250
Conclusiones	253
Anexo I: Acrónimos	258
Anexo II: Imágenes	260
Anexo III: Tablas	263
Anexo IV: Gráficas	265
Referencias	266

CAPÍTULO 1. ASPECTOS GENERALES DE LA TECNOLOGÍA SATELITAL

1.1. DEFINICIÓN DE SATÉLITE ARTIFICIAL

Según el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT un satélite es un “cuerpo que gira alrededor de otro cuerpo de masa preponderante cuyo movimiento está determinado principalmente, y de modo permanente, por la fuerza de atracción de este último.”[1]

En general, podemos decir que un satélite es un objeto que orbita alrededor de algún cuerpo celeste. Los satélites surgen en la naturaleza y su movimiento e interacción con los cuerpos alrededor de los cuales giran u orbitan vienen dados gracias “al balance existente entre la inercia del satélite al girar a alta velocidad y la atracción gravitatoria del cuerpo en órbita.”[2] Los planetas de nuestro sistema solar son un ejemplo perfecto de satélites. Nuestro Sol es el cuerpo de masa preponderante y la Tierra y los otros planetas describen órbitas elípticas alrededor de éste, manteniendo un equilibrio que se prolongará varios millones de años. De igual forma, la Luna es un satélite de la Tierra, en donde su rotación y traslación coinciden de tal forma que no podemos apreciar desde nuestro planeta la misteriosa cara conocida como el lado oscuro de la Luna.

Por otro lado, hablamos de satélites artificiales cuando nos referimos a objetos que no fueron diseñados por la naturaleza sino por el hombre y que ocupamos de distintas maneras y con diferentes finalidades. El primer satélite artificial fue puesto en órbita el 4 de octubre de 1957 por la Unión Soviética, el SPUTNIK 1.

Formalizando la definición, “un satélite artificial es un aparato fabricado por el hombre y lanzado al espacio para girar de forma útil alrededor de la Tierra o de algún otro cuerpo celeste.”[3] De esta forma, podemos mencionar diversos tipos de satélites artificiales. Los ejemplos más comunes y populares son los satélites de comunicaciones, artefactos que nos permiten usarlos como reflectores celestes con el fin de transmitir y propagar información como datos, voz o video hacia diferentes puntos sobre la superficie terrestre, sin embargo, es importante mencionar que la gama de satélites artificiales es tan amplia como los objetivos que se logran con su ayuda. Satélites científicos, meteorológicos, de exploración, de navegación, militares, de percepción remota o con fines tecnológicos son algunos ejemplos de éstos. Las aplicaciones son muchas, desde predecir terremotos, estudiar el crecimiento demográfico de las poblaciones, obtener imágenes de otros planetas, incluso el espionaje, pero todos ellos enfocados, de una u otra forma, a ser útiles para la humanidad.

1.2. MARCO HISTÓRICO DE LA TECNOLOGÍA SATELITAL

“Las fantasías no toleraban límites. Lo que hasta ayer sólo podía admitirse como sueño, aparecía como realidad de mañana. Se actualizaron las fábulas más remotas, se reconocieron las huellas de todos los mitos de la historia y se trajeron a la memoria los escritos que desde muy atrás anunciaban la esperanza de un ser humano liberado de su atadura a la tierra.”[4] Y el primer ejemplo de estos escritos que anunciaban la aparición de artefactos girando alrededor de la Tierra fue el cuento “The Brick Moon”, escrito por el estadounidense Edward Everett Hale y publicado en la revista The Atlantic Monthly en 1870 [5], el cual establece la primera idea conocida de un satélite artificial. “The Brick Moon” es un cuento escrito en forma de diario y gira en torno a la construcción y puesta en órbita de una esfera de 61 metros de diámetro construida con ladrillos que es lanzada al espacio con personas a bordo por accidente. Casi diez años después de esta publicación, en 1879, aparece la novela de Julio Verne “Los quinientos millones de la Begún”, en donde la literatura hace alusión nuevamente a la idea de los satélites artificiales, esta vez en la forma de una bala de cañón gigante. Esta novela nos muestra la capacidad de Verne de adelantarse de manera vertiginosa a su época. En ella podemos observar un cañón gigante diseñado por el profesor Schultze que dispara una gran bala destructora contra la ciudad de Franceville [6]. El proyectil sale disparado a una velocidad de 10 km/s y pasa por encima de su blanco sin volver a tocar el suelo, convirtiéndose así en un satélite artificial o, mejor dicho, en chatarra espacial: “Un proyectil, con una velocidad inicial de diez mil metros por segundo no puede caer!! Su movimiento de traslación, combinado con la atracción terrestre, genera un móvil destinado a girar por siempre alrededor de nuestro planeta.” [7]



Imagen 1.1

Ilustración de “The Brick Moon”, publicada en 1870

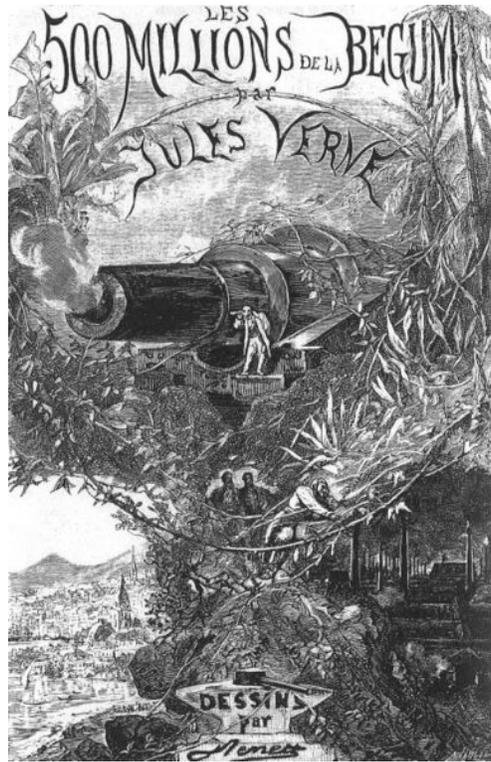


Imagen 1.2

Ilustración de “Los quinientos millones de Begún”

Tiempo después, a finales del siglo XIX, el científico ruso Konstantin Tsiolkovsky expone diversas teorías relacionadas con la exploración espacial basándose en el uso de cohetes. Estas ideas son publicadas en 1903 bajo el nombre de “La exploración del espacio cósmico por medio de los motores de reacción”, trabajo en el cual calcula la velocidad orbital requerida para mantener una órbita mínima alrededor de la Tierra y establece el uso de combustibles líquidos con el fin de alcanzar mayores distancias. Aparentemente el concepto de órbita geoestacionaria fue originado por Tsiolkovsky [8]. En 1895, inspirado por el esqueleto de hierro de la torre Eiffel, Tsiolkovsky se imaginó una estructura similar, pero construida en algún punto del ecuador y mucho más alta: 35 786 kilómetros de altura. “El científico ruso calculó que, con ese tamaño, la cima de la torre se encontraría en órbita geoestacionaria. Cuando un cuerpo gira alrededor de la Tierra, existe una estrecha relación entre la altitud de la órbita y el tiempo que tarda en darle una vuelta al planeta: cuanto mayor es la altitud, menor es la velocidad que se necesita para mantenerse en órbita y mayor es el periodo. De todas las posibles órbitas terrestres, la órbita geoestacionaria es aquella en que el objeto tarda exactamente 24 horas en dar una vuelta a nuestro planeta. Como la superficie terrestre también tarda ese tiempo en completar un giro, Tsiolkovsky se dio cuenta que un objeto en órbita geoestacionaria se hallaría siempre sobre el mismo punto de la Tierra.” [9]

Más tarde, en 1928, el alemán Herman Potocnik publica su único libro “El problema del viaje espacial-El motor de cohete” en el cual establece el primer diseño arquitectónico de una estación espacial que podría orbitar la Tierra en una órbita geoestacionaria. Fue el primer hombre en darse cuenta de la importancia de esta órbita y en su publicación presenta varios cálculos detallados con relación a esta. Potocnik describe la idea de los satélites geoestacionarios y habla sobre la posibilidad de comunicación entre estos y la Tierra con ayuda de la radio, sin embargo, no alcanza a visualizar la idea de usar estos satélites en masa con fines de telecomunicaciones [10].

No es sino hasta 1945 cuando la idea de poder intercomunicar al planeta con la ayuda de satélites artificiales se establece y se populariza el concepto de órbita geoestacionaria. En este año el escritor Arthur Charles Clarke publica en la revista *Wireless World* un artículo técnico llamado “Extra-terrestrial Relays” en el cual propone el uso de tres satélites artificiales a una altura determinada sobre la superficie terrestre con el

fin de poder obtener una comunicación global ilustrado en la Imagen 1.3. Doce años después, como ya lo mencionamos, se lleva a cabo con éxito el primer proyecto satelital. El 4 de octubre de 1957 la Unión Soviética pone en órbita el Sputnik 1, satélite de 83.6 kg, de forma esférica de 58 cm de diámetro [11] y que tuvo una vida útil de 21 días, destinado a obtener información sobre la concentración de electrones en la ionosfera y al mismo tiempo a inaugurar la carrera tecnológica espacial en la cual se ha visto envuelta la humanidad. Podemos observar un esquema descriptivo del Sputnik 1 en la imagen 1.4. Es así como comienza la era de la tecnología satelital, la cual se ha visto impactada por diversas innovaciones y avances tecnológicos.

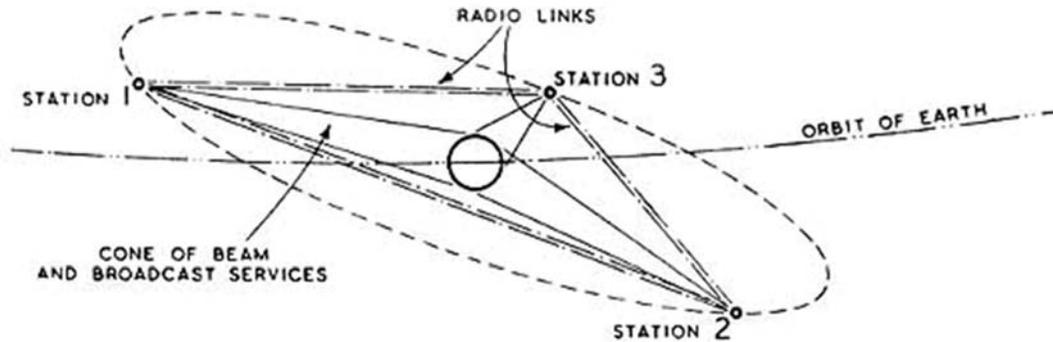


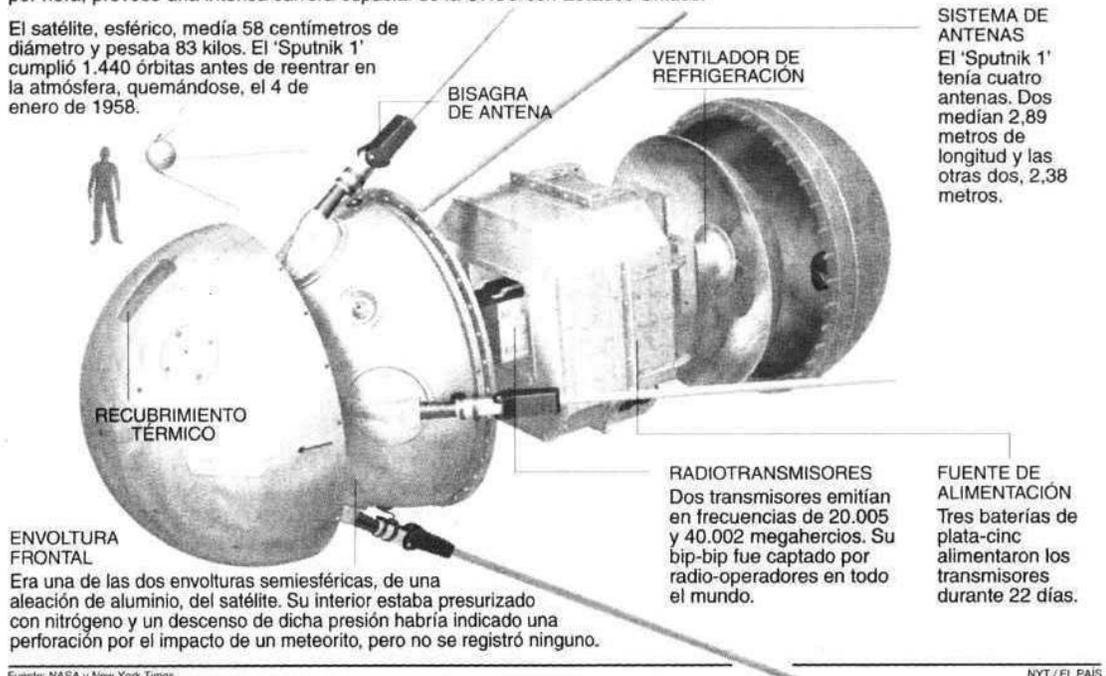
Imagen 1.3

Imagen original del artículo de Clarke publicado en el Wireless World en octubre de 1945 [12]

El 'Sputnik 1' por dentro

El 'Sputnik 1', el primer satélite artificial del mundo, fue lanzado el 4 de octubre de 1957 en un cohete soviético R-7. Dando una vuelta completa a la Tierra cada 96 segundos a unos 29.000 kilómetros por hora, provocó una intensa carrera espacial de la URSS con Estados Unidos.

El satélite, esférico, medía 58 centímetros de diámetro y pesaba 83 kilos. El 'Sputnik 1' cumplió 1.440 órbitas antes de reentrar en la atmósfera, quemándose, el 4 de enero de 1958.



SISTEMA DE ANTENAS
El 'Sputnik 1' tenía cuatro antenas. Dos medían 2,89 metros de longitud y las otras dos, 2,38 metros.

RADIOTRANSMISORES
Dos transmisores emitían en frecuencias de 20.005 y 40.002 megahercios. Su bip-bip fue captado por radio-operadores en todo el mundo.

FUENTE DE ALIMENTACIÓN
Tres baterías de plata-cinc alimentaron los transmisores durante 22 días.

ENVOLTURA FRONTAL
Era una de las dos envolturas semiesféricas, de una aleación de aluminio, del satélite. Su interior estaba presurizado con nitrógeno y un descenso de dicha presión habría indicado una perforación por el impacto de un meteorito, pero no se registró ninguno.

Fuente: NASA y New York Times

NYT / EL PAIS

Imagen 1.4
Sputnik 1

Capítulo 1. Aspectos Generales de la Tecnología Satelital

UNAM-FI

A continuación presentamos la Tabla 1.1, la cual sintetiza la evolución de la tecnología satelital desde su concepción hasta nuestros días:

Fecha	Evento
4/10/1957	SPUTNIK 1 La Unión Soviética pone en órbita el primer satélite artificial de la historia.
3/11/1957	SPUTNIK 2 Puesto en órbita con el primer ser vivo en estar en el espacio extraterrestre: la perra Laika.
01/02/1958	EXPLORER 1 Se pone en órbita el primer satélite artificial de los EUA. Se descubren los anillos de radiación de Van Allen que rodean la Tierra.
01/10/1958	NASA La Agencia Nacional del Espacio y la Aeronáutica inicia sus operaciones.
11/10/1958	PIONNER 1 Primer lanzamiento al espacio de un cohete desde Cabo Cañaveral en Florida, EUA.
19/12/1958	Presidente de los EUA envía mensaje por PIONNER 1 El mensaje navideño del presidente Dwight Eisenhower es rebotado por el satélite.
12/08/1960	Se lanza el satélite Echo Globo metalizado de 30 m de diámetro que actuaba como repetidor pasivo. Las antenas terrestres tienen 20 m de diámetro y se usaban potencias de transmisión de 10 kW.
10/07/1962	TelStar 1 Primer satélite de telecomunicaciones comercial.
1963	Se expiden las primeras reglamentaciones internacionales para las telecomunicaciones por satélite en una Conferencia Extraordinaria de Radiocomunicaciones de la UIT.
19/08/1964	Se lanza Syncom 3 Primer satélite de comunicaciones geoestacionario. Trabajaba en la banda de 4-6 GHz.
20/08/1964	Creación INTELSAT Organización Internacional de Telecomunicaciones por Satélite con el fin de operar un sistema comercial de comunicación por satélite de cobertura global. Actualmente opera una flota de más de 50 satélites de telecomunicaciones.
21/07/1969	Primer alunizaje El americano Neil Armstrong es el primer hombre en pisar la Luna en la misión Apolo 11.
19/04/1971	SALYUT 1 Se pone en órbita terrestre la primera estación espacial por parte de la Unión Soviética.
31/05/1975	ESA Creación de la Agencia Espacial Europea.
17/07/1985	Lanzamiento del Morelos I Primer satélite de comunicaciones mexicano.
27/11/1985	Lanzamiento del Morelos II Puesto en órbita en la misión STS 61-B de la NASA que contó con la participación del doctor Rodolfo Neri Vela, único astronauta mexicano.
24/04/1990	Telescopio Espacial Hubble
1997	SATMEX Se crea Satélites Mexicanos, S.A. de C.V.
31/07/2010	AEM Se crea la Agencia Espacial Mexicana.
19/12/2012	MEXSAT 3 Puesta en órbita del Satélite Bicentenario. Primer satélite en órbita de los tres que conforman la serie MexSat.
23/04/2013	SATMEX 8 Último satélite mexicano en ponerse en órbita. Reemplaza al satélite SATMEX 5.

Tabla 1.1 Tabla cronológica de la tecnología satelital

1.3. CLASIFICACIÓN DE LOS SATÉLITES

Una característica implícita de los satélites artificiales es que deben cumplir una función en específico y de esta forma ser útiles para el hombre. El cumplimiento de esta función viene dada por la carga útil del satélite, entendiendo como carga útil a la serie de dispositivos, sensores, sistemas e incluso organismos vivos que se encargan de cumplir con los objetivos establecidos. De esta forma, podemos deducir que para la mayoría de los satélites su objetivo final va a ser aquel que establecerá sus características de diseño y puesta en órbita, es decir, el propósito del satélite va a establecer la carga útil y esta última, a su vez, establecerá los parámetros de diseño del satélite como lo son su forma, su tamaño, su masa, su tipo de movimiento, su altura con respecto al cuerpo que orbita, su presupuesto energético, los tipos de subsistemas de orientación y de control térmico, el tipo de órbita en el cual será colocado, entre otros factores [13]. Es así como podemos encontrar diversos tipos de satélites, tantos como aplicaciones existen, y, por ende, diversos parámetros para poder realizar una clasificación de ellos, sin embargo, sólo nos enfocaremos en tres parámetros en específico para establecer una clasificación clara y sencilla pero que al mismo tiempo pueda englobar a cualquier satélite sin importar sus características. Siendo así, estableceremos una clasificación de los satélites de acuerdo a su masa, a su tipo de órbita y a su aplicación.

1.3.1. Masa

Presentamos la tabla 1.2 la cual indica la clasificación de los satélites de acuerdo a su masa:

Nombre del grupo	Masa [kg]
Satélites grandes	Mayor a 1000
Satélites medianos	De 500 a 1000
Pequeños Satélites	
Minisatélites	De 100 a 500
Microsatélites	De 10 a 100
Nanosatélites	De 1 a 10
Picosatélites	De 0.1 a 1
Femtosatélites	Menor a 0.1

Tabla 1.2 Clasificación de satélites de acuerdo a su masa [14]

1.3.2. Tipo de órbita

Un satélite puesto en órbita obedece varias leyes físicas que van a determinar las características de su órbita y su velocidad. Sin embargo, con un correcto análisis de estas leyes, que van a establecer lo que se conoce como dinámica orbital, nosotros podemos establecer las condiciones en las que nuestro satélite orbitará y para las cuales el objetivo de nuestro satélite se verá realizado. De esta forma, podemos encontrar tres características esenciales en la naturaleza de una órbita: forma, inclinación y altura, características que nos indican las formas de clasificar a un satélite de acuerdo a su órbita.

1.3.2.1. Forma

La dinámica orbital es la serie de leyes físicas que van a determinar las características de la órbita de un satélite. La dinámica orbital obedece las leyes de Kepler que fueron enumeradas entre 1609 y 1618 por el astrónomo alemán Johannes Kepler después de deducirlas gracias a sus observaciones y análisis de nuestro sistema solar. Las leyes de Kepler se resumen a continuación [15]:

- Todos los planetas tiene una órbita elíptica con centro de gravitación en el Sol, el cual también se posiciona en uno de sus focos. El punto de la órbita más cercano al Sol se denomina perigeo y el más alejado apogeo.

- Un planeta recorre áreas iguales en tiempos iguales, lo cual implica que el planeta viaja a mayor velocidad en el perigeo y a menor velocidad en el apogeo.
- El cuadrado del periodo orbital es proporcional al cubo de la longitud del semieje mayor de la órbita.

Estas leyes son totalmente adaptables a los satélites artificiales, con lo que podemos decir que los satélites giran alrededor de la Tierra, o del cuerpo celeste con el que interactúan, en una órbita de forma circular o elíptica.

Una órbita circular es un caso particular de una órbita elíptica en donde la excentricidad de la elipse es cero por lo que ambos focos coinciden en el centro del círculo y el semieje mayor y el menor tienen la misma longitud: el radio del círculo. En este tipo de órbitas la velocidad del satélite es constante.

En una órbita elíptica, mostrada en la Imagen 1.5, la velocidad del satélite es variable y depende de la altura a la cual se encuentre con respecto a la Tierra. La velocidad máxima del satélite tiene lugar en el perigeo mientras que la velocidad mínima tiene lugar en el apogeo.

El plano sobre el cual está la órbita de un satélite artificial pasa por el geocentro, el cual es el centro de gravedad de la Tierra pero que no es el centro físico de esta. Además, la dirección de rotación en la cual gira el satélite puede ser posigrada, misma dirección en la que rota la Tierra, o retrógrada, dirección contraria a la de la rotación de la Tierra.

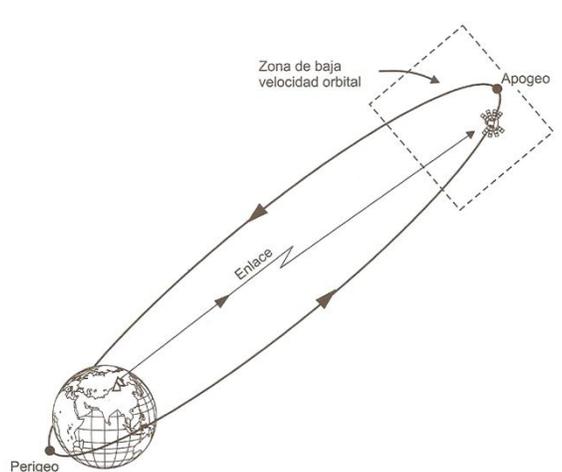


Imagen 1.5
Trayectoria elíptica de un satélite

1.3.3.2. Inclinación

El ángulo de inclinación de la órbita de un satélite es aquel que se mide con respecto al plano perpendicular a su eje de rotación, es decir, con respecto al plano que pasa a través del Ecuador.

Cuando el plano de la órbita del satélite es paralelo al plano ecuatorial su ángulo de inclinación es 0° y se dice que la órbita es una órbita ecuatorial. El plano de la órbita es perpendicular al plano ecuatorial cuando pasa por los polos y el ángulo de inclinación es de 90° , en este caso hablamos de una órbita polar. Finalmente, cuando el ángulo de inclinación es mayor a 0° y menor que 90° decimos que la órbita es inclinada.

1.3.3.3. Altura

Otro aspecto a considerar dentro de la clasificación de la órbita de un satélite es la altura. Nos referimos a altura como la distancia medida entre el satélite y la Tierra tomando como referencia el nivel del mar. Se

tienen tres clasificaciones: órbitas bajas, órbitas medias y órbitas geoestacionarias y son mostradas en la Imagen 1.6.

Las órbitas bajas (LEO, Low Earth Orbit) están dentro de una región esférica que se extiende desde la superficie de la Tierra hasta a una altitud de 2,000 km. Debido a su reducida cobertura geográfica y a su rápido paso alrededor de la Tierra se requerirían de constelaciones de estos satélites si se quisiera tener una comunicación constante con un punto determinado en tierra.

Una órbita media (MEO, Medium Earth Orbit) es toda órbita situada por encima de la región de órbitas bajas y por debajo de la región geoestacionaria. Este tipo de órbitas también son conocidas como Órbita Intermedia Circular (ICO, Intermediate Circular Orbit) y se encuentran más comúnmente a una altura de 20,200 km o de 20,650 km en donde el periodo orbital del satélite es de 12 horas.

La órbita geoestacionaria (GEO, Geostationary Orbit) se encuentra dentro una región llamada región geoestacionaria ubicada entre los 35,586 km y los 35,986 km de altura sobre la superficie terrestre. Ésta órbita se encuentra precisamente a una altura de 35,786 km [16].

En cuanto a las órbitas geoestacionarias podemos decir que pertenecen al tipo de órbitas geosíncronas. Una órbita geosíncrona es aquella cuyo periodo coincide con el periodo de rotación de la Tierra, lo cual equivale a 23 horas y 56 minutos. Una órbita geoestacionaria es una órbita que además de ser geosíncrona debe de ser circular ecuatorial y estar situada a una altura de 35,786 km, con lo que se logra que un satélite ubicado en ella permanezca fijo sobre un punto determinado de la Tierra. La órbita geoestacionaria es también conocida como la órbita de Clarke en honor a Arthur Charles Clarke y a sus contribuciones antes mencionadas en torno a la idea de un sistema de telecomunicaciones satelital basado en el hecho de posicionar a los satélites a esta altura. Precisamente, los satélites ubicados en la órbita geoestacionaria son satélites de telecomunicaciones y su posición facilita la operación del satélite y optimiza el precio de las terminales terrestres. Con este tipo de satélites, las antenas en tierra destinadas a recibir información de los satélites permanecen fijas asegurando un contacto permanente.

Un satélite a esta altura es capaz de tener una cobertura del 40% de la superficie terrestre, por lo que se deduce que para tener una cobertura total del planeta se requerirían de tres satélites posicionados en la órbita geoestacionaria.

A continuación, en la Tabla 1.3, se presentan los diferentes tipos de clasificaciones orbitales de manera resumida, donde e significa excentricidad, i inclinación y h altura:

CLASIFICACIÓN POR TIPO DE ÓRBITA		
FORMA	Circular	$e=0$
	Elíptica	$0 < e \leq 1$
INCLINACIÓN	Ecuatorial	$i=0^\circ$
	Polar	$i=90^\circ$
	Inclinada	$0^\circ < i \leq 90^\circ$
ALTURA	Órbita Baja (LEO)	$h < 2,000 \text{ km}$
	Órbita Media (MEO)	$2,000 \text{ km} < h < 35,586 \text{ km}$ Más comunes en $h= 20,200 \text{ km}$ y $20,650 \text{ km}$
	Órbita Geoestacionaria (GEO)	$h= 35,786 \text{ km}$

Tabla 1.3 Clasificación de una órbita satelital

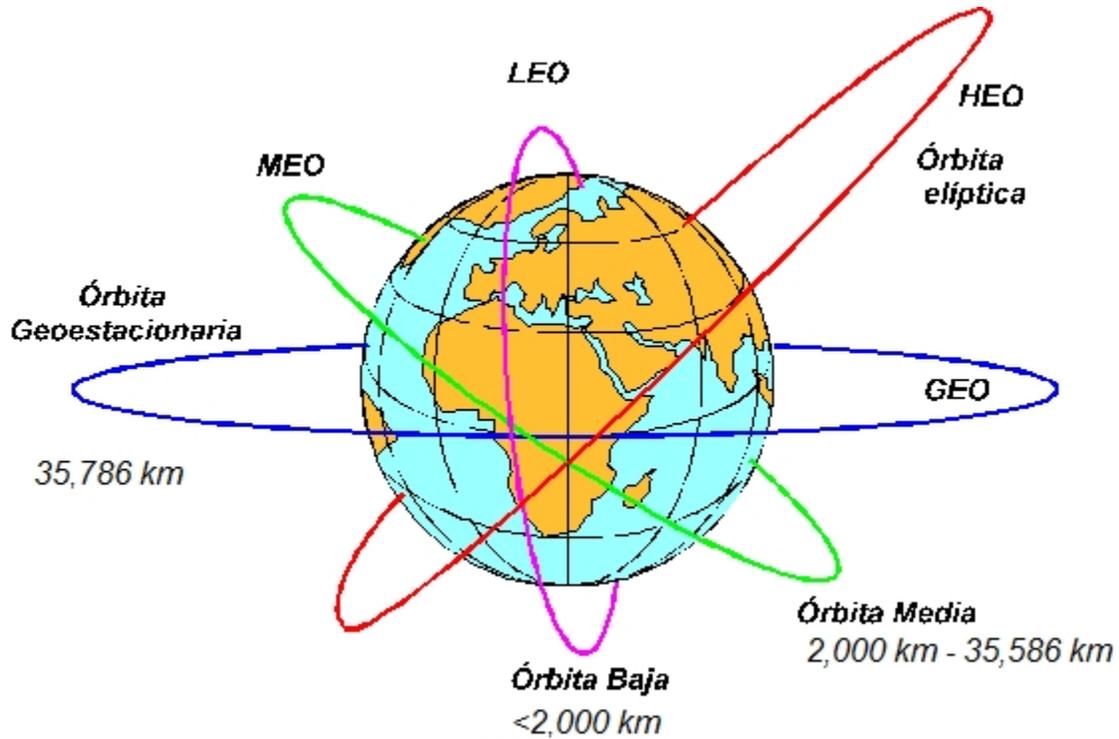


Imagen 1.6
Órbitas satelitales

1.3.3. Aplicación

Como ya lo hemos mencionado, la diversidad de las aplicaciones que los satélites pueden tener es muy extensa. A continuación establecemos una lista que engloba esta diversidad en diferentes grupos:

- **Científicos**
Su objetivo es el de realizar experimentos científicos en el espacio. Pueden estar relacionados con organismos vivos o con instrumentos para medir variables del entorno terrestre. Generalmente se encuentran en órbitas bajas.
- **Comunicaciones**
Son empleados con fines de telecomunicaciones. Entre sus usos está la retransmisión de señales de televisión, de datos, de voz, etc. También se usan para dar servicio de internet. Estos satélites se encuentran comúnmente en la órbita geostacionaria pero también los hay en órbitas bajas.
- **Meteorológicos**
Se utilizan para verificar las características meteorológicas y atmosféricas de la Tierra. Entre otras cosas, con su ayuda se puede informar a diferentes poblaciones con anticipación sobre tormentas o huracanes.
- **Exploración de recursos naturales**
Se encargan de analizar la superficie terrestre con el fin de encontrar o conocer a detalle los diferentes relieves y acumulaciones de recursos naturales de nuestro planeta. Utilizan dispositivos como cámaras o radares en distintos espectros y con distintas sensibilidades para poder detectar pozos petroleros, minas, cultivos, así como mostrar las características de la demografía y cartografía del planeta.

- **Navegación**
Son satélites que utilizan señales para conocer la posición de determinado receptor en tierra. El Sistema de Posicionamiento Global (GPS) está conformado por este tipo de satélites. Este sistema es utilizado comúnmente por embarcaciones, vehículos transportistas o con fines militares, aunque gracias a la evolución de la tecnología en los últimos años este tipo de aplicaciones puede ser utilizada por prácticamente cualquier persona con acceso a una terminal móvil conectada a internet.
- **Militares**
Entre sus funciones están el espionaje, las telecomunicaciones especiales y el aporte de armamento estratégico. Son utilizados por los servicios de defensa u organizaciones de inteligencia de los países que los ponen en órbita.
- **Investigación Planetaria**
Son satélites que tienen como función el orbitar alrededor de otros planetas o cuerpos celestes distintos a la Tierra para poder conocer mejor sus características.
- **Tecnológicos**
Tienen como objetivo principal llevar a cabo experimentos en el espacio con el fin de aportar avances o innovaciones que después puedan ser aplicados en las sociedades. Forman parte del “spin off” espacial, fenómeno que se encarga de desarrollar nuevos materiales en el entorno espacial para luego aplicarlos en el entorno terrestre.
- **Estaciones Espaciales**
Son satélites diseñados para poder albergar seres humanos en su interior. Son plataformas utilizadas para desarrollar diversos experimentos y estudios que son de larga duración, así como para estudiar la conducta humana en el espacio. Carecen de medios de propulsión principales y de medios de aterrizaje.

1.4. SUBSISTEMAS DE UN SATÉLITE

Un satélite comprende un conjunto de tecnologías que se agrupan para cumplir con su objetivo final. Cada tecnología, o varias de ellas, constituye un subsistema, y la conjunción de subsistemas formará el satélite. A continuación mencionamos algunos aspectos principales de los subsistemas de un satélite.

1.4.1. Estructura

Este subsistema es el armazón del satélite el cual alberga a todos los demás subsistemas que conforman al satélite con excepción de las antenas y los arreglos solares. Se encarga, además, de dar soporte y mantener en una posición específica a los otros subsistemas. Es una estructura que debe de ser ligera pero resistente para poder soportar las diversas fuerzas, vibraciones y aceleraciones que se producen en el cohete lanzador encargado de poner en órbita al satélite. Existen varios materiales que cumplen con las características tanto de rigidez como de ligereza necesarias para el diseño de este subsistema tales como el aluminio, magnesio de titanio, berilio, acero y diferentes plásticos reforzados con fibra de carbón.

1.4.2. Comunicaciones

El subsistema de comunicaciones proporciona los elementos necesarios para realizar la recepción y transmisión de señales de voz, video y datos entre el satélite y los sistemas de comunicación en Tierra. Consta de uno o varios conjuntos de repetidores de microondas o transpondedores que utilizan ondas electromagnéticas para realizar la comunicación. Un transpondedor es el conjunto de elementos, dispositivos y circuitos interconectados con el propósito de recibir, separar, amplificar, procesar, trasladar a frecuencias más bajas, reamplificar, reagrupar y, finalmente, retransmitir señales en un satélite [2]. Podemos decir, de manera simplificada, que un transpondedor es la combinación de un transmisor con un receptor y sus respectivas antenas dentro de un satélite. Los dispositivos y elementos utilizados en este subsistema incluyen antenas, amplificadores de bajo ruido y de potencia, convertidor de frecuencias, demultiplexor, multiplexor, entre otros.

Dependiendo de la carga útil del satélite se calculan la transferencia de datos, el ancho de banda de los transpondedores, las frecuencias de recepción y de transmisión y demás parámetros propios del subsistema.

Existen ciertas bandas del espectro electromagnético destinadas especialmente a las comunicaciones satelitales. La Tabla 1.4 contiene las frecuencias asignadas y el nombre de cada una de estas bandas:

Banda	Frecuencia
P	225-390 MHz
J	350-530 MHz
L	1530-2500 MHz
S	2500-2700 MHz
C	3400-6425 MHz
X	7250-8400 MHz
Ku	10.95-14.5 GHz
Kc	17.7-21.2 GHz
K	27.5-31 GHz
Q	36-46 GHz
V	46-56 GHz
W	56-100 GHz

Tabla 1.4 Bandas de comunicaciones satelitales [2]

1.4.3. Energía Eléctrica

La función principal de este subsistema es la de suministrar energía eléctrica a todos los dispositivos y elementos del satélite que así lo requieran, con los niveles adecuados de voltaje y corriente. Está constituido por baterías, paneles solares y acondicionadores de potencia.

Los paneles solares son los elementos encargados de convertir la energía solar en energía eléctrica a través de un proceso fotovoltaico. Una parte de la energía eléctrica convertida se utiliza para alimentar directamente a los diferentes elementos del satélite y otra parte es guardada en las baterías para poder disponer de ella en determinadas situaciones. Los paneles solares son comúnmente de arseniuro de galio y, a pesar de las mejoras hechas en ellos, su eficiencia de conversión es muy baja alcanzando porcentajes de eficiencia de entre 25 y 30%. Además, las celdas solares están expuestas al viento solar que las agrede con protones, electrones y rayos UV haciendo que las celdas se deterioren y se degrade su funcionamiento.

Las baterías sirven para alimentar de forma regulada a los diferentes subsistemas cuando los paneles solares no lo hacen. Esto puede ocurrir, por ejemplo, durante los eclipses del satélite, que son los lapsos de tiempo durante los cuales la Tierra se sitúa entre el satélite y el Sol impidiendo que la luz solar llegue a las celdas solares.

Los acondicionadores de potencia constan de reguladores, convertidores y algunos circuitos de protección que se van a encargar de regular y distribuir de manera adecuada la energía eléctrica. Los convertidores de corriente alterna a directa y de corriente directa a alterna se utilizan para suministrar voltajes especiales a algunos subsistemas.

1.4.4. Control de Posición y Estabilización

El subsistema de posición y estabilización de un satélite tiene la función de mantenerlo en una posición específica dentro de su posición orbital asignada, además de proporcionarle estabilización y controlar el apuntamiento de las antenas direccionales con el objetivo de que permanezcan orientadas hacia la zona geográfica de servicio.

Un satélite en órbita geostacionaria debe de permanecer dentro de una posición orbital asignada determinada por una caja paralelepípeda imaginaria de 75 x 75 x 85 km, sin embargo, este se ve sometido a distintas perturbaciones gravitacionales y de arrastre propias del entorno espacial que causan variaciones continuas de la latitud y longitud en las que se encuentra. Las perturbaciones gravitacionales son ocasionadas por el efecto que algunos cuerpos celestes, muy cercanos a la Tierra o con una gran masa, como la Luna, el Sol y Júpiter tienen sobre el satélite. Las irregularidades en el campo gravitacional terrestre también son causa de estas perturbaciones así como el viento solar que también es un factor a considerar pues altera continuamente la longitud y la orientación de la órbita del satélite, es por eso que el subsistema de posición y estabilización es necesario para el correcto funcionamiento del satélite.

Hay diversos métodos empleados para lograr la correcta estabilización y orientación del satélite, podemos generalizarlos en métodos de control de posición activos y pasivos.

El control de posición pasivo consta de elementos que no necesitan ser energizados para que funcionen. Ejemplos de este tipo de estabilización es la estabilización por gradiente de gravedad que consiste en colocar al satélite un brazo con una masa en su extremo creando una diferencia de masas entre éste y el satélite. Esto provoca que el satélite se mantenga apuntando hacia la Tierra y se controle el apuntamiento de la huella del satélite. Otro ejemplo es el uso de imanes permanentes en el cuerpo del satélite que al interactuar con el campo magnético de la Tierra adquiere una posición relativa y se alinea con este.

El control de posición activa contiene elementos que requieren ser energizados. Entre otros elementos podemos mencionar a los volantes de inercia, magnetorques y pequeños propulsores.

Otra manera de clasificar a los métodos de control de posición son la estabilización por giro y la estabilización triaxial.

En la estabilización por giro los satélites son diseñados de forma cilíndrica y las celdas solares del subsistema de energía eléctrica son dispuestas sobre la mayor parte de su superficie. En este tipo de estabilización los satélites giran sobre su propio eje para conservar el equilibrio y mantener las antenas orientadas hacia la Tierra.

En la estabilización triaxial los satélites son diseñados de forma cúbica y las celdas solares son dispuestas a los costados del satélite con arreglos de paneles solares en forma de alas. En esta estabilización los satélites permanecen relativamente estáticos, es decir, no giran sobre su propio eje y sólo se mueven a lo largo de su órbita. La estabilización se logra mediante tres masas inerciales o volantes giratorios dispuestos en el interior del satélite sobre cada uno de los tres ejes (X, Y y Z) utilizados como referencia.

Finalmente, podemos decir que se utilizan sensores de ángulo de incidencia del Sol para determinar la orientación del satélite con respecto a la superficie terrestre.

1.4.5. Control térmico

La superficie del satélite recibe tanto radiación solar como radiación infrarroja de manera directa y, de igual forma, hay ocasiones en las que se encuentra en zonas de eclipse (zonas donde el satélite no está expuesto a la luz solar) lo cual provoca que existan choques térmicos en todos sus elementos. Así, el satélite debe de soportar temperaturas extremas, desde altas temperaturas de alrededor de los 150°C provocadas por el flujo solar hasta bajas temperaturas de -100°C en presencia de sombra. Sin embargo, para que el satélite y sus diferentes componentes tengan un funcionamiento adecuado, se debe de mantener al satélite dentro de diversos rangos de temperatura distintos a los rangos a los que el entorno espacial lo somete. Dependiendo de los componentes o elementos de los que se trate, las temperaturas de operación van a variar como se indica a continuación:

Componentes electrónicos	-10 a 60°C
Celdas solares	-100 a 100°C
Combustible	7 a 35°C
Sensores	-20 a 45°C

Teniendo esto en cuenta podemos decir que el subsistema de control térmico es aquel que utiliza diversos métodos y materiales aislantes y conductores térmicos para poder mantener los rangos de temperatura adecuados de cada elemento, componente o dispositivo del satélite.

Para cumplir con este objetivo es importante la adecuada selección de los materiales de las antenas y de la estructura así como los aislamientos e intercambiadores térmicos. Se pueden utilizar recubrimientos de baja conductividad y baja expansión térmica como capas de Mylar y películas de Kapton, disipadores o radiadores con líquidos especiales para intercambio calorífico, cobertores multicapa, ductos disipadores, pintura blanca, negra, de aluminio y color oro con relaciones específicas de emitancia-absorbencia para cada sección protegida, reflectores solares, espejos de silicio o calentadores eléctricos activados por termostatos o a control remoto [15].

Otro modo de mantener los rangos de temperatura en algunos satélite es el propio giro sobre su propio eje lo cual mantiene una temperatura uniforme en el satélite haciendo que el control de temperatura sea relativamente sencillo.

1.4.6. Telemetría y comando

Subsistema que transmite datos y recibe comandos de control del satélite mediante el subsistema de comunicaciones y que procesa y analiza la información que recibe tanto de las estaciones de tierra como de los diversos sensores de temperatura, voltajes, corrientes, aceleración y orientación que lo componen con el objetivo de monitorear las condiciones de a bordo, con lo cual garantiza el buen funcionamiento de todos los subsistemas del satélite y en caso de requerirlo realizar alguna tarea de corrección en específico.

Con este subsistema se puede manipular el estado del satélite modificando alguno o varios de sus parámetros como cambiar la ganancia de los amplificadores, abrir o cerrar interruptores, conmutar de transpondedor, modificar la orientación del satélite, extender los paneles solares en los sistemas triaxiales, mover las antenas, encender los motores de propulsión, etc. [17]

Se comunica constantemente con las estaciones en tierra mediante señales cifradas y codificadas que contienen toda la información de sus sensores y los comandos a accionar por el satélite. Además, sirve para calcular la distancia entre la estación terrena y el satélite por medio del retraso de una señal que viaja al satélite y regresa a la estación terrena.

1.4.7. Propulsión

Subsistema que consta de un conjunto de impulsores que se emplea en las maniobras de apogeo durante la colocación en órbita de transferencia del satélite y para corregir las alteraciones constantes que ocurren en su posición orbital. Para muchos satélites la duración del combustible del subsistema propulsor establece la vida útil de estos.

Se pueden utilizar sistemas bipropelentes o químicos, eléctricos o híbridos en el diseño de este subsistema. Los sistemas híbridos funcionan gracias a la expulsión de un plasma formado por la ionización de un gas a través de campos eléctrico-magnéticos de microondas. La propulsión iónica permite alargar la vida del satélite al disminuir la cantidad y masa del combustible requerido.

1.4.8. Carga útil

La carga útil es la serie de dispositivos, sensores, sistemas, organismos vivos y demás elementos encargados de cumplir con el objetivo principal del satélite. En pocas palabras va a definir la aplicación del satélite así como sus características de diseño como lo son su forma, su tamaño, su masa, la forma, 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, 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.

1.5. LANZAMIENTO Y PUESTA EN ÓRBITA DE UN SATÉLITE

1.5.1. Marco teórico

Poner en órbita un satélite fue, sin duda, un gran logro en la historia de la evolución tecnológica. Para poder llevar a cabo tal hazaña se requirieron de varios años desde la primera concepción de la idea de lo que sería un satélite y de una comprensión de varias leyes físicas que rigen nuestro planeta, en particular aquellas relacionadas con la gravedad. No fue sino hasta que el hombre logró descifrar la manera de escapar de la fuerza de gravedad terrestre y descubrió el punto intermedio entre estar en la Tierra y adentrarse en el espacio que los satélites fueron un hecho real y tangible.

Empecemos recordando nuevamente las leyes que rigen el comportamiento de los satélites en el espacio, las leyes de Kepler:

- Todos los planetas tiene una órbita elíptica con centro de gravitación en el Sol, el cual también se posiciona en uno de sus focos. El punto de la órbita más cercano al Sol se denomina perigeo y el más alejado apogeo.
- Un planeta recorre áreas iguales en tiempos iguales, lo cual implica que el planeta viaja a mayor velocidad en el perigeo y a menos velocidad en el apogeo.
- El cuadrado del periodo orbital es proporcional al cubo de la longitud del semieje mayor de la órbita.

Kepler desarrollo estas leyes de forma experimental, es decir, observando y analizando el movimiento de los planetas en torno al Sol, pero fue en 1687 que el fisico y matemático inglés Isacc Newton al publicar su obra titulada “Philosophiae naturalis principia mathematica” demostró y precisó matemáticamente estas leyes al desarrollar la ley de Gravitación Universal.

La ley de Gravitación Universal estipula que la fuerza ejercida entre dos cuerpos de masas m_1 y m_2 , separados entre sí una distancia r es proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia, es decir:

$$F = G \frac{m_1 m_2}{r^2} \quad \text{Ecuación 1.1}$$

Donde:

F es la fuerza ejercida entre ambos cuerpos

G es la constante de Gravitación Universal

El valor de G no pudo ser calculada por Newton pero años después cuando se desarrollaron las técnicas necesarias para encontrar su valor se obtuvo que

$$G = 6.67428 \times 10^{-11} \frac{Nm^2}{kg^2} \quad \text{Ecuación 1.2}$$

Ahora, pensemos en la idea de poner en órbita un objeto. Para lograrlo disponemos de un cañón el cual le va a imprimir a nuestro objeto cierta velocidad y de una montaña desde la cual haremos el disparo y que tiene una altura tal que podremos despreciar los efectos de arrastre de la atmósfera terrestre. Cuando disparamos el cañón, el objeto sale describiendo una trayectoria tangencial a la Tierra pero se verá afectado por la fuerza de gravedad de esta. Si la velocidad del objeto es demasiado pequeña este caerá eventualmente a la Tierra, pero si la velocidad es lo suficientemente grande, el objeto describirá una trayectoria curva alrededor de la Tierra formando una órbita circular o elíptica dependiendo de la magnitud de la velocidad. Finalmente, si la velocidad de disparo del objeto es aún más grande, la fuerza de gravedad no será suficiente para retenerlo y el objeto saldrá disparado hacia el espacio.

Para poder conocer las velocidades precisas a las que un objeto, por ejemplo un satélite, debe ser lanzado para describir cierta órbita se deben de hacer ciertos cálculos con expresiones relacionadas con la

aceleración centrípeta, que es una magnitud que describe el cambio de dirección de la velocidad de un objeto cuando este describe una trayectoria curvilínea. La aceleración centrípeta se define como:

$$a_c = \frac{v^2}{r} \quad \text{Ecuación 1.3}$$

Donde

v es la magnitud de la velocidad a la cual se desplaza el objeto
r es el radio del círculo descrito por la trayectoria curvilínea

De este modo, para conocer la velocidad que se requiere para poner un objeto en órbita despejamos el valor de v de la Ecuación 1.3 y sustituimos los valores de a_c y de r. Para una órbita descrita justo en la superficie de la Tierra tenemos que a_c es la aceleración debida a la gravedad medida al nivel del suelo, esto es $g=9.8 \text{ m/s}^2$ y r es el radio de la Tierra el cual es de 6378 km.

$$v = \sqrt{a_c \cdot r} \quad \text{Ecuación 1.4}$$

$$v = \sqrt{\left(9.8 \frac{m}{s^2}\right)(6,378,000 \text{ m})} = 7.90 \frac{k}{s}$$

Ahora, si se busca que el satélite orbite a una altura distinta de cero, tendremos que la fuerza de gravedad cambiará, esto debido a la distancia. Para obtener la aceleración del objeto a determinada altura o en otras palabras la aceleración debida a la gravedad que experimenta un objeto a una altura h tenemos la siguiente Ecuación 1.5:

$$g_h = g_0 \frac{r_0^2}{(r_0 + h)^2} \quad \text{Ecuación 1.5}$$

Donde

g_h es la aceleración debida a la gravedad a la altura h
 g_0 es la aceleración debida a la gravedad al nivel del suelo, 9.8 m/s^2
 r_0 es el radio de la Tierra, $r_0=6,378 \text{ km}$
h la altura de la órbita sobre el nivel del suelo

Pensemos en el caso de una órbita LEO de 1,000 km de altura.

$$a_c = g_h = \left(9.8 \frac{m}{s^2}\right) \frac{(6,378,000 \text{ m})^2}{(6,378,000 \text{ m} + 1,000,000 \text{ m})^2} = 7.32 \frac{m}{s^2}$$

$$v = \sqrt{\left(7.32 \frac{m}{s^2}\right)(6,378,000 \text{ m} + 1,000,000 \text{ m})} = 7.34 \frac{k}{s}$$

Con estos cálculos podemos decir que si se quiere poner un satélite en una órbita de 1,000 km de altura, la aceleración debida a la gravedad será de 7.32 m/s^2 y la velocidad a la que debe de ser lanzado es de por lo menos 7.34 km/s. Estos conceptos mencionados anteriormente son representados en la Imagen 1.7.

Como ya habíamos mencionado, hay una velocidad a la cual el satélite ya no seguiría en órbita ya que pasando ese límite de velocidad la fuerza de gravedad terrestre no podrá atraer al cuerpo y este será lanzado hacia el espacio. Esta velocidad es denominada velocidad de escape y tiene un valor de 11.2 km/s para la Tierra. De esta manera podemos deducir que si queremos mantener un satélite en órbita debe de tener una velocidad menor a la velocidad de escape y mayor a la velocidad propia de la altura a la cual se desee posicionar.

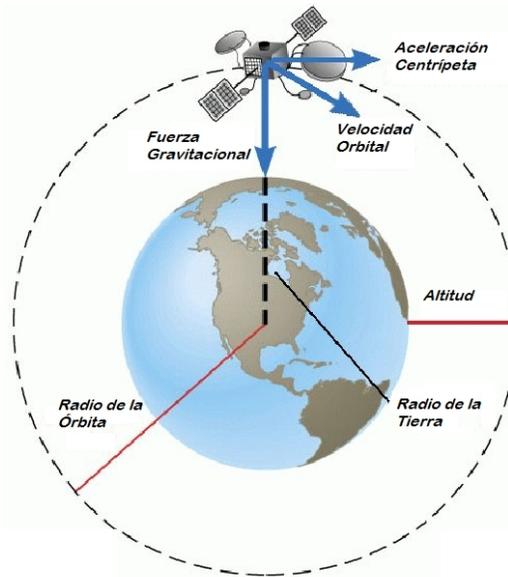


Imagen 1.7
Factores involucrados en la puesta en órbita de un satélite

1.5.2. Vehículos Lanzadores

Para poder salir de la atmósfera terrestre y poner un satélite en órbita requerimos de un medio de transporte capaz de alcanzar las velocidades necesarias para lograrlo. Estos vehículos son los cohetes, artefactos que funcionan bajo el principio de acción y reacción enunciado por Newton al transformar energía química en movimiento y que consta del hecho de expulsar gases a grandes presiones generados del proceso de combustión de un propelente dentro de una cámara de combustión terminada en una salida denominada tobera. Se manifiesta la Tercera Ley de Newton cuando al movimiento de la masa de gas hacia atrás corresponde un movimiento del cohete hacia adelante en donde el empuje será más grande cuando el flujo másico del gas lo sea al igual que su velocidad de expulsión.

Existen diversos tipos de cohetes lanzadores. Dependiendo del tipo de órbita que se quiere alcanzar y de las características del satélite y del país de origen pueden utilizar combustibles líquidos o sólidos y tener varias etapas de propulsión. Además de proporcionar la energía cinética para llevar al satélite a determinada altura, estos vehículos lanzadores son capaces de realizar las maniobras, los cambios orbitales y determinadas trayectorias de transferencia necesarios para colocar al satélite en órbita.

El número de etapas de propulsión dependerá de las trayectorias y del número y tipo de maniobras que el cohete debe de realizar. Pueden ser entre dos y cinco etapas y cada una de ellas es en sí un vehículo completo que carga con sus propios propelente, sistema de propulsión y sistema de control. Cuando el combustible de una etapa se agota, todos los sistemas que la conforman se separan del cohete permitiendo que la última etapa, la cual es una cápsula que contiene al satélite, adquiera una mayor velocidad hasta llegar a la posición deseada [18].

1.5.3. Puesta en órbita de un satélite

Uno de los puntos importantes de la puesta en órbita de un satélite es el lugar donde se realizará el despegue del vehículo lanzador. Dependiendo del tipo de órbita que se desee alcanzar, la posición del centro de lanzamiento deberá determinarse. Para el caso de un satélite geoestacionario el centro de lanzamiento deberá estar situado lo más cercano al Ecuador con el fin de aprovechar la velocidad de rotación máxima de la Tierra, permitiendo que gran parte de la capacidad propulsora del cohete lanzador se destine a las maniobras o a los cambios de trayectorias. Un ejemplo es la base de Kourou ubicado en la Guayana Francesa, que al estar muy próxima al Ecuador reduce la inclinación de la órbita de transferencia a sólo 5° y, por lo tanto, las maniobras a

realizar por el vehículo lanzador. Esto permite optimizar la cantidad de combustible a utilizar, y el peso de combustible que es ahorrado se destina al peso permitido para la carga útil.

Otro punto importante es la selección del vehículo lanzador. Para los satélites geoestacionarios se requieren cohetes que son de gran tamaño y potencia para poder llevarlos hasta su órbita de transferencia. En cambio, para un satélite de órbita baja, la potencia del lanzador será menor y, por ende, se necesitará de un cohete más pequeño que para un satélite geoestacionario.

Finalmente, el uso de una órbita de transferencia es de vital importancia para la optimización de los recursos destinados a la puesta en órbita de un satélite. Una órbita de transferencia es una maniobra orbital capaz de trasladar a un satélite o cualquier otra nave espacial de una órbita circular a otra mediante dos impulsos de sus motores. Esta maniobra fue planteada por el científico alemán Walter Hohmann en 1925 por lo que se le conoce comúnmente como órbita de transferencia de Hohmann [19].

Una vez que el vehículo lanzador despegue y ocupe gran parte de sus recursos para poder salir de la atmósfera terrestre y llegar a una órbita baja, deberá entrar a una órbita de transferencia para poder alcanzar su órbita final. Partamos del punto en el que el satélite, que aún está contenido en la cápsula del vehículo lanzador, se encuentra en una órbita baja circular. El satélite seguirá en esta órbita hasta que un impulso modifique su trayectoria o hasta que la fuerza de gravedad terrestre lo haga decaer después de cierto tiempo. Lo que se busca es modificar la trayectoria del satélite de tal forma que pase de la órbita circular a una órbita elíptica alargada cuyo perigeo se encontrará en contacto con la órbita circular baja y cuyo apogeo coincidirá con un punto de la nueva órbita circular de mayor altura. Para poder cambiar la trayectoria del satélite se utiliza un impulso provocado por el motor de alguna de las etapas restantes del vehículo lanzador o por el subsistema de propulsión del propio satélite. Cuando se da el impulso, el satélite entra en la órbita elíptica y se mantiene en ella hasta que llega al apogeo, punto en el cual el motor acelera de nuevo para que el satélite salga de la órbita elíptica y entre en la órbita circular deseada.

La órbita de transferencia de Hohmann, representada en la Imagen 1.8, es utilizada especialmente para la puesta en órbita de satélites geoestacionarios y es el método más económico para pasar de una órbita circular a otra.

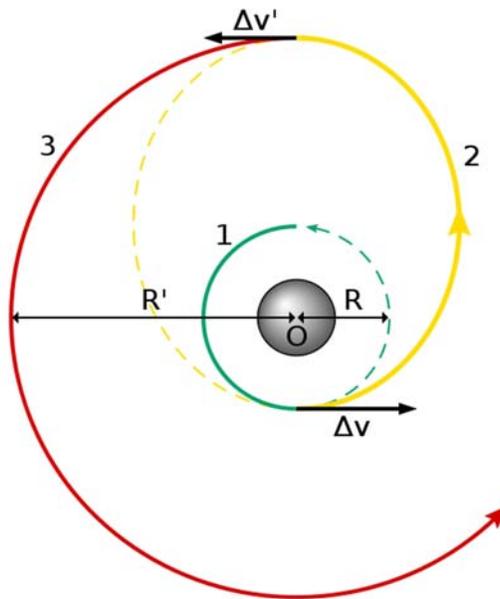


Imagen 1.8
Órbita de transferencia de Hohmann

1.6. ESTACIONES TERRENAS

Las estaciones terrestres o estaciones terrenas son una serie de equipos, con una o varias antenas, interconectados entre sí para establecer extremos tanto de recepción como de transmisión y que tienen como objetivo mantener una comunicación directa con el satélite para mandar y recibir información hacia y desde este. Son las bases terrestres del sistema y en estas se llevan a cabo diferentes tipos de procesamientos de las señales recibidas y transmitidas como: modulación, demodulación, conversión de frecuencias, codificación, multiplexación y conversión analógica-digital. Pueden encontrarse en las instalaciones del usuario final o en algún otro sitio con enlaces de intercomunicación entre otras estaciones terrenas y el satélite. En realidad, podemos considerar estación terrena a cualquier equipo terminal que se comunique desde la Tierra con el satélite. Tomando en cuenta lo anterior, podemos hablar de estaciones fijas sobre la superficie terrestre, móviles terrestres, marítimas o aeronáuticas que pueden estar instaladas en vehículos terrestres, barcos, aviones y muchos otros vehículos de transportes.

Al igual que un satélite, una estación terrena se compone de diferentes subsistemas que, incluso, corresponden a los de éste pero son más grandes y más complejos. En general, una estación terrena consta de seis subsistemas principales [2]:

- Subsistema de Antenas
- Subsistema de Recepción
- Subsistema de Transmisión
- Subsistema de Potencia y
- Subsistema de Control y Telemetría

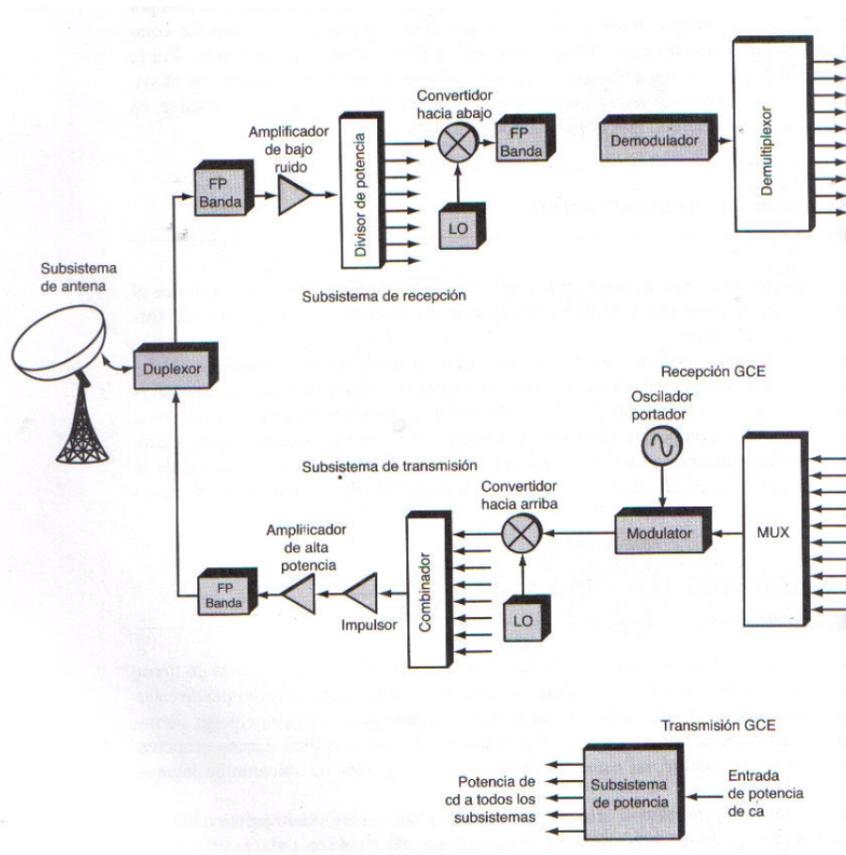


Imagen 1.9
Diagrama a bloques de una estación terrena

1.6.1. Subsistema de Antenas

El subsistema de antenas está compuesto por una o varias antenas, de una alta directividad y comúnmente parabólicas, que se usan para enviar y recibir señales hacia y del satélite. Generalmente, se usa una misma antena tanto para transmitir como para recibir la información, es por eso que se usa un dispositivo especial de acoplamiento de señales de microondas llamado duplexor, el cual permite acoplar la antena con el transmisor y con el receptor y, al mismo tiempo, mantenerlos aislados entre ellos.

Los primeros satélites tenían una potencia de transmisión muy baja y las señales que se recibían en Tierra eran muy débiles, por lo cual se necesitaban de antenas de una alta ganancia y con platos de hasta 30 metros de diámetro para poder recibir estas señales. El uso de antenas de estas dimensiones sigue vigente pero la evolución de los transmisores en los satélites, que les otorgan una mayor potencia de transmisión, y el avance en los componentes de los receptores en Tierra han permitido la implementación de antenas mucho más pequeñas de entre 30 y 50 cm de diámetro.

Las antenas de las estaciones terrenas deben de ser ajustables en su dirección, su azimut y su elevación, para poder mantenerlas alineadas con el satélite con el que interactúan. Los desplazamientos del satélite, el tipo de estación terrena, su posición geográfica, sus aplicaciones y sus características de mantenimiento van a determinar el tipo de estructura a utilizar en el montaje de la antena que puede ser elevación-azimut, X-Y o ecuatorial. Podemos observar estos tipos de montaje en la Imagen 1.10.

En el caso del montaje de elevación-azimut, la antena tiene su eje primario fijo en la dirección vertical y al girar alrededor de él se efectúan los cambios del ángulo de azimut mientras que su eje secundario es horizontal y con él se orienta la antena en elevación.

El montaje X-Y tiene su eje primario en la dirección horizontal y su eje secundario perpendicular a este. Es apropiado para rastrear un satélite que pasa por el cenit, es decir, exactamente sobre la estación terrena. Es útil para comunicaciones con satélites en órbitas bajas.

En cuanto al montaje ecuatorial, su eje primario es paralelo al eje de rotación de la Tierra y el eje secundario es perpendicular a este. Este tipo de montaje recibe el nombre de montaje polar debido a que es paralelo al eje polar terrestre. Normalmente se emplea para montar radiotelescopios pues permite que la antena siga un objeto celeste con sólo girarla sobre su eje horario. [17]

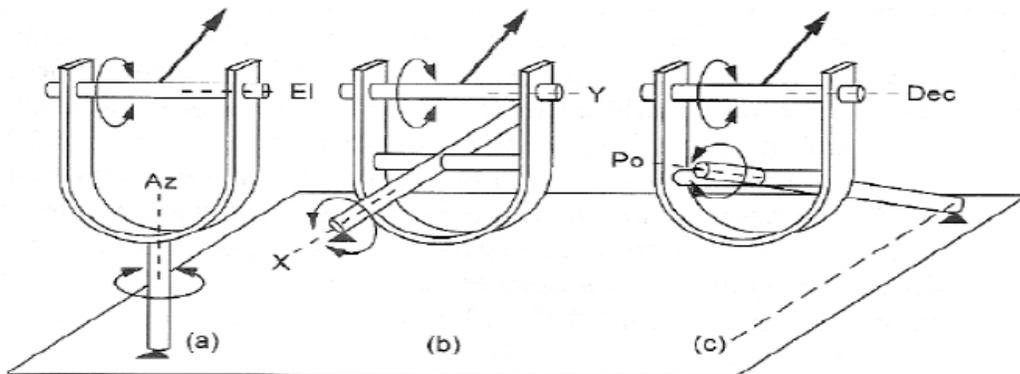


Imagen 1.10
Tipos de montaje de una antena: a) elevación-azimut b) X-Y c) ecuatorial

Por último, podemos mencionar que las antenas de una estación terrena deben de tener ciertas características que permitan desarrollar un correcto enlace con el satélite:

- Alta directividad en la dirección de la posición del satélite
- Baja directividad en las demás direcciones

- Ganancia y eficiencia altas para las frecuencias de subida y bajada
- Aislamiento entre señales con polarizaciones ortogonales y
- Menor temperatura de ruido posible

1.6.2. Subsistema de Recepción

El subsistema de recepción es el enlace de bajada de la estación terrena. Su objetivo es amplificar la señal del enlace de bajada del satélite y trasladarla a una frecuencia intermedia (FI) adecuada para que después pueda ser demodulada y demultiplexada con el fin de generar señales de banda base originales. Consta de amplificadores de muy bajo ruido, convertidores reductores y demoduladores.

En la estación terrena, la antena recibe múltiples señales desde el satélite, todas ellas multiplexadas en una sola señal. La mayoría de las veces, se busca obtener la información de sólo una señal por lo cual se requiere demultiplexar la señal recibida y separar la información deseada para hacerla llegar hasta su destinatario final.

Una vez que las señales provenientes del satélite son recibidas por la antena pasan por el duplexor, el cual, ya mencionamos, aísla la señal transmitida de la señal recibida en la antena de la estación terrena. En seguida, las señales son llevadas a un filtro pasobanda que tiene como función dejar pasar la señal recibida y bloquear la señal transmitida, proporcionando una protección adicional sobre el aislamiento provocado por el duplexor. A la salida del filtro se encuentra el amplificador de bajo ruido (LNA, Low Noise Amplifier), el cual proporciona la amplificación inicial de la señal del enlace de bajada. Podemos decir que la antena y el amplificador de bajo ruido son los elementos más importantes del subsistema de comunicaciones pues estos definen la calidad de recepción. Los parámetros indicativos de estos elementos son la ganancia para la antena y la temperatura de ruido en el amplificador de bajo ruido. Mientras menor sea la temperatura de ruido en el LNA mayor será la calidad de recepción debido a que el ruido interno generado por el amplificador será mínimo y la señal recibida podrá ser amplificada de manera más íntegra en las posteriores etapas de amplificación.

El siguiente paso es mandar la señal amplificada por el LNA al convertidor reductor, el cual es un dispositivo compuesto por un mezclador y un oscilador local y cuya función es transferir la señal recibida a una región más baja del espectro, convirtiéndola en una señal de FI. La señal de FI, que contiene la modulación original es enviada a una siguiente etapa en donde es demodulada y demultiplexada.

Para describir la calidad de la recepción se usa el cociente G/T que relaciona a la ganancia de la antena G con la temperatura de ruido T del amplificador de bajo ruido. Este cociente es llamado factor de calidad y se puede representar como dB/K debido a las unidades de los parámetros que lo conforman. Mientras más cerca del valor de G esté el factor de calidad mayor será la calidad de recepción.

1.6.3. Subsistema de Transmisión

El subsistema de transmisión es el enlace de subida de la estación terrestre. Está conformado por todos los dispositivos y componentes electrónicos, esencialmente amplificadores de potencia y convertidores elevadores, que captan la señal a transmitirse, la procesan, la amplifican y la envían a la antena. Las señales a transmitirse podrían ser llamadas telefónicas, programas de radio o de televisión, imágenes y, en general, cualquier tipo de información. Estas señales modulan a una portadora que es amplificada mediante diversas etapas de amplificación, posteriormente es enviada a la antena por medio de guías de onda, combinadores y duplexores, para finalmente propagarse por el espacio libre hasta llegar al satélite de destino.

El subsistema de transmisión empieza con las señales de banda base, cuando varias de estas son alimentadas a un multiplexor con el fin de transmitir múltiples señales a la vez. Después, la señal multiplexada es modulada, en sistemas analógicos en frecuencia o en sistemas digitales con modulación QPSK (Quadrature Phase Shift Keying). Una vez que se tiene la señal multiplexada y modulada, se envía a un convertidor ascendente el cual eleva la señal a una frecuencia central de un transpondedor determinado.

Luego, la señal de RF obtenida es amplificada por un amplificador de potencia que puede ser de estado sólido (SSPA, Solid State Power Amplifier), de tubo de ondas progresivas (TWT, Traveling Wave Tube) o Klistrón. Los amplificadores SSPA son los más económicos y los más convenientes para estaciones terrenas que operan con anchos de banda reducidos y generan potencias de hasta 20 W. Los amplificadores TWT se utilizan para anchos de banda amplios, tienen una ganancia de entre 30 y 50 dB en las bandas C, Ka y Ku. Finalmente, los amplificadores Klistrón son de banda estrecha, consisten en múltiples cavidades resonantes los cuales son sintonizados a la frecuencia de operación deseada y tienen ganancias de entre 35 y 50 dB para las bandas C y Ku.

La cantidad de potencia empleada dependerá de la posición geográfica de la estación terrena y del tamaño de la antena transmisora, así como de las características del receptor del satélite.

1.6.4. Subsistema de Potencia

Es el subsistema encargado de proveer de energía eléctrica a los demás subsistemas de una estación terrena. La energía requerida es tanto de corriente alterna como de corriente directa, por lo tanto deben de haber convertidores de ca a cd para hacer las conversiones necesarias. En una estación terrena la energía de ca es suministrada comúnmente por la compañía de luz.

Este subsistema debe de contar con un suministro de energía ininterrumpible y, por consecuencia, con sistemas de energía de respaldo necesarios cuando hay interrupciones en el suministro de la compañía de luz. Estos sistemas de respaldos son sobre todo esenciales en estaciones terrenas destinadas a sistemas satelitales de telefonía, para programas de televisión, datos de computadora y otros sistemas donde la comunicación no puede ser interrumpida. Usualmente los sistemas de emergencia son plantas eléctricas que funcionan con combustibles como el diesel y diferentes hidrocarburos.

Otro componente importante son las baterías, que son utilizadas tanto para el sistema de suministro normal como para el de emergencia para alimentar diferentes dispositivos con voltajes de corriente continua.

1.6.5. Subsistema de Control y Telemetría

Es un subsistema que trabaja en conjunto con el subsistema de telemetría del satélite. Su objetivo es recibir y analizar todos los datos y diferentes tipos de información provenientes de la telemetría del satélite para poder monitorear su estado y, en caso de ser necesario, hacer los ajustes pertinentes. En términos generales, permite a la estación de tierra controlar el satélite. También envía señales de comando que permiten ajustar la altura del satélite, conmutar los transpondedores, activar los sistemas redundantes, hacer cambios en la orientación, etc. “Además de la información relacionada con el propio satélite, el sistema de telemetría también suele utilizarse para enviar información de regreso relacionada con experimentos científicos que estén llevándose a cabo en el satélite.” [2]

CAPÍTULO 2. SATÉLITES EN MÉXICO

Como ya se mencionó, la tecnología satelital tiene su primera representación tangible en 1957 con la puesta en órbita del Sputnik 1. Desde ese día se han puesto en órbita miles de satélites de los cuales sólo uno ha sido desarrollado e integrado por ingenieros mexicanos: el UNAMSat-B. Después de que este proyecto satelital fuera puesto en órbita en 1996 no ha habido otro proyecto exitoso satelital desarrollado en México. El Ulises 1 promete ser el segundo satélite mexicano puesto en órbita, se espera que esto ocurra en el 2015, siendo este un proyecto ciudadano.

Se considera de importancia mencionar en este trabajo los diferentes proyectos satelitales de nuestro país y otros que están siendo desarrollados actualmente dentro del mismo debido a la necesidad de establecer un contexto amplio de las bases del desarrollo tecnológico existentes en México en torno al sector satelital, haciendo notar, de manera indirecta, la urgencia de generar más iniciativas satelitales en un futuro inmediato.

2.1. PROYECTOS SATELITALES EN MÉXICO

La primera comunicación intercontinental de telefonía y televisión se originó con el satélite de órbita baja Telstar, puesto en órbita en junio de 1961. En junio de 1963 la NASA lanza el primer satélite geosíncrono denominado Syncom 2, seguido del Syncom 3 en agosto de 1963. Este último permitió transmitir las olimpiadas de Tokio en 1964. Debido al gran éxito de estos satélites, en agosto de 1964 se funda la organización INTELSAT la cual se dedicaría a comercializar las comunicaciones vía satélite, y en 1965 se pone en órbita el Early Bird que se constituye como el primer satélite geoestacionario de tipo comercial y experimental permitiendo un contacto directo y casi instantáneo entre Europa y Norteamérica, manejando transmisiones de televisión (un canal), teléfono (240 canales), fax y telégrafo [1].

En 1968 México se une a las comunicaciones satelitales, a través de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, con la construcción y elaboración de la primera estación terrena del país en el estado de Hidalgo con el fin de transmitir los Juegos Olímpicos que ese año se celebraban en México. Para esto se ocupó el satélite ATS-3 de la NASA que fue rentado por INTELSAT y en 1982 la demanda hizo que el gobierno mexicano contratara con Hughes su propio sistema satelital geoestacionario denominado Morelos y se inició la construcción del centro de control primario de satélites ubicado en Iztapalapa [2].

Para el manejo del sistema Morelos y el centro de control de Iztapalapa, en 1989 se crea Telecomunicaciones de México (Telecomm) con sede en la Ciudad de México, organismo descentralizado que adquiere un segundo paquete satelital, el Sistema Solidaridad, para sustituir eventualmente al Sistema Morelos al término de su vida útil. Así es como se inicia el empleo de la tecnología satelital dentro de México, primer impulso que hasta el momento (2015) tiene como resultado la puesta en órbita de 10 satélites y el desarrollo actual de 7 proyectos satélites más.

En los siguientes subcapítulos se hará una breve mención de todos los proyectos satelitales emprendidos por iniciativa del gobierno mexicano y posteriormente se enlistarán aquellos proyectos satelitales llevados a cabo por instituciones de educación universitaria dentro de nuestro país.

2.1.1. Sistema Morelos

En 1979 el Gobierno mexicano inicia los trámites para la obtención de una posición orbital geoestacionaria ante la Unión Internacional de Telecomunicaciones, para lo cual se realizaron acciones de coordinación con diversos países, de conformidad con el Reglamento de Radiocomunicaciones de la UIT. En 1982 se logró un acuerdo entre México, Canadá y Estados Unidos sobre las posiciones orbitales 113.5° Oeste y 116.5° Oeste, abriendo la posibilidad de ocuparlas con satélites híbridos, es decir, satélites que operaran en la banda C (4/6 GHz) y en la banda Ku (14/12 GHz).

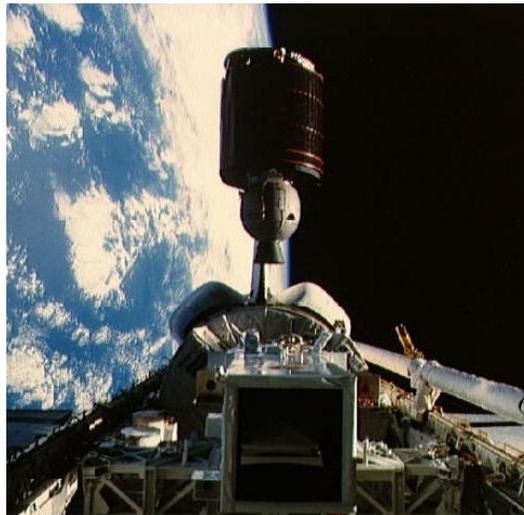
Fue en octubre de este año que el gobierno mexicano, a través de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, toma la decisión de adquirir su primer sistema satelital: el Sistema Morelos, formado por los

satélites Morelos I y II y el centro de control satelital que se ubicaría en el Distrito Federal con el fin de unificar las zonas rurales y urbanas del país. Para esto, la SCT, contrata a la empresa Hughes Space and Communications Company, entonces filial de Hughes Aircraft Company, posteriormente adquirida por Boeing, e invierte un valor de 92 millones de dólares [2].

Ambos satélites se trataban de modelos Hughes HS 376, que era el más comercial de la época y que fue modificado para operar de manera híbrida dos bandas en frecuencias diferentes (C y Ku) de manera simultánea, con una forma cilíndrica, una longitud de 6.62 m, con los paneles solares desplegados, y un peso de 645.5 kilogramos [3].

El satélite Morelos I, Imagen 2.1, fue el primero en ser lanzado desde Cabo Cañaveral por el transbordador espacial Discovery en la misión STS 51-G de la NASA el 17 de junio de 1985, llegando a su posición orbital geostacionaria de 113.5° Oeste el 17 de diciembre de 1985. En noviembre del mismo año fue lanzado el Morelos II en el transbordador espacial Atlantis en la misión STS 61-B de la NASA, que contó con la participación del doctor Rodolfo Neri Vela, primer y único astronauta mexicano. El Morelos II tuvo su despegue en Cabo Cañaveral y fue posicionado en los 116.8° de latitud Oeste permaneciendo inactivo hasta abril de 1989, fecha en que entró en operaciones.

En 1993, el Morelos I termina su vida útil mientras que en agosto de 1998, el Morelos II comienza a operar en órbita inclinada siendo controlado desde México por ingenieros mexicanos y, a pesar de que el tiempo de vida de este satélite fue previsto sólo para 9 años, dio servicio general hasta el año de 2004. La SCT, el Instituto Mexicano de las Comunicaciones (IMC) y Telecomm, determinaron reemplazar al sistema Morelos con los satélites Solidaridad 1 y 2. El satélite Morelos I fue desorbitado el 5 de marzo de 1994 y el Morelos II el 14 de junio de 2004 [2].



*Imagen 2.1.
Morelos I siendo desplegado desde el Discovery*

2.1.2. Sistema Solidaridad

En mayo de 1991 Telecomm contrató nuevamente a Hughes Space and Communications Company para la obtención de un segundo sistema satelital que se denominó Sistema Solidaridad por un importe de más de 300 millones de dólares, lo cual incluía servicios de lanzamiento, adecuación al centro de control ya creado, un nuevo centro de control en Hermosillo y seguros, esto con el fin de substituir al Sistema Morelos al término de su vida útil.

El Sistema Solidaridad contó con dos satélites, el Solidaridad 1 y el Solidaridad 2, basados en el satélite Hughes HS-601, con una vida útil de 14 años. Ambos satélites eran de forma cúbica con un sistema de

Capítulo 2. Satélites en México

UNAM-FI

estabilización triaxial, pesaban alrededor de 1,641 kg cada uno, sus celdas solares los proveían de 3300 watts y tenían 27 baterías para los eclipses. Al igual que los Morelos, tenían 18 bandas en frecuencia C, 16 bandas en frecuencia Ku, además de una banda en frecuencia L [2].

El Solidaridad 1 fue puesto en órbita el 19 de noviembre de 1993 por el cohete Ariane-44LP H10+ desde Kourou, Guyana Francesa, y fue posicionado en los 109.2° de latitud oeste. La vida útil del satélite Solidaridad I terminó el 29 de agosto del 2000, después de diversas fallas ocurridas durante 1999.

El Solidaridad 2, Imagen 2.2, fue puesto en órbita el 7 de octubre de 1994 por el cohete Ariane-44L H10+, cuyo despegue fue desde Kourou, Guyana Francesa, y fue posicionado en los 113.5° de latitud oeste, posición que antes ocupó el Morelos I. La vida útil del satélite Solidaridad 2 se estimó que concluyera a finales de 2008 por lo que el Gobierno Mexicano inició en 2007 la evaluación de las alternativas para garantizar en el corto, mediano y largo plazo, la continuidad de los servicios satelitales, considerando la relevancia de la Banda L y la preservación de las posiciones orbitales para México [3].

El Solidaridad 2 fue puesto en órbita inclinada a partir de marzo de 2008 y con ello se pudieron continuar los servicios de Banda L aun cuando con ello se limitó la posibilidad de utilizar las bandas C y Ku.

El satélite operó hasta el 29 de noviembre de 2013 brindando servicios exclusivamente a diversas instituciones del gobierno de México como la Secretaría de Defensa, la Procuraduría General de la República, la Secretaría de Seguridad Pública y la Marina Armada de México en la banda L.



*Imagen 2.2.
Imagen del satélite Solidaridad 2*

2.1.3. Sistema Satmex

En agosto de 1996 se solicita por tercera y última ocasión un nuevo satélite a Hughes, el Morelos IIR o Morelos 3, con cobertura en banda C y Ku para todo el continente americano. Durante la fabricación de este satélite se inicia el proceso de privatización de la Sección de Servicios Fijos por Satélite de Telecom y en noviembre de 1997 se crea Satélites Mexicanos, S.A. de C.V. (Satmex), la cual pertenecería en un 75% a la empresa mexicana denominada Principia en alianza con Loral Space & Communications y en un 25% al gobierno de México, por lo que el nombre del satélite es modificado a Satmex 5 [1].

El Satmex 5 fue diseñado con base al satélite Hughes HS-601HP, base de los Solidaridad 1 y 2, tiene una potencia de 7000 Watts, al menos 10 veces la capacidad del Morelos II, un sistema de celdas solares y de baterías más avanzadas y un sistema de propulsión de iones de xenón, con una vida útil de 15 años. La capacidad de transmisión permite que se reciba por antenas terrestres de 60 centímetros o más pequeñas. Daba cobertura

Capítulo 2. Satélites en México

UNAM-FI

a toda América, por lo que pudo proveer servicios en cualquier país del continente. El Satmex 5 fue construido en la Integrated Satellite Factory de Hughes Space and Communications Company en El Segundo, California, con personal de Hughes y con diez ingenieros mexicanos que trabajaron en la integración del satélite. Cuenta con 24 bandas en frecuencia C de 36 MHz con polarización lineal y 24 bandas en frecuencia Ku de 36 MHz con polarización lineal [2].

El Satmex 5 fue puesto en órbita el 5 de diciembre de 1998 a bordo de un cohete Ariane-42L H10-3 a los 116.8° Oeste. El 27 de enero de 2010 presentó una falla en su sistema de propulsión XIPS, con lo que entró en operación el mecanismo de propulsión químico. Fue planeado moverlo a la posición orbital 114.9° Oeste pero esto no fue posible por el atraso en el lanzamiento del Satmex 8 y debido a que el Mexsat 3 perteneciente al gobierno mexicano ocupó dicha órbita después de su lanzamiento. Finalmente, en abril de 2013, fueron reubicados todas las funciones y servicios del Satmex 5 en el Satmex 8 [4]. En la tabla 2.1 podemos apreciar diversas características del Satmex V.

SATMEX V		
Datos Generales		<ul style="list-style-type: none"> Modelo HS601 HP, de la Hughes Space & Communications, con estabilización triaxial, 7000 watts de potencia y vida estimada de 15 años. Celdas solares de arseniuro de galio y propulsión iónica. 24 transpondedores (con 30 TWTAS) para banda C y 24 (con 32 TWTAS) para banda Ku, todos de 36 MHz; antenas parabólicas conformadas. Lanzado el 5 de diciembre de 1998 mediante un cohete Ariane 4, se ubicó en 116.8 W e inició operaciones en enero del 2000.
Aplicaciones	Internet	<ul style="list-style-type: none"> Conectaba a los distribuidores del servicio en el primer nivel del backbone de internet, evitando congestión (300 KHz a 2Mbps)
	Radiodifusión	<ul style="list-style-type: none"> Transmisiones analógico/digitales de radio y TV. Servicios Ocasionales Satmex (SOS), reservados hasta con 15 minutos de anticipación para todo tipo de eventos, reservando inclusive a través de internet.
	DTH	<ul style="list-style-type: none"> Mediante el estándar internacional DVB o protocolo para transmisión de señales MPEGI, MPEGII y MPEGIII. Brindaba servicio a más de 500 millones de telespectadores de 170 canales de televisión directa al hogar en estos servicios.
	Educación a Distancia	<ul style="list-style-type: none"> El programa de alfabetización Edusat comenzó a operar en 1994 en todo el país con 21,000 receptores, difundiendo además de clases, videoconferencias y sesiones de trabajo diversas.
	Telefonía rural y de larga distancia	<ul style="list-style-type: none"> Enlazaba comunidades aisladas Permitía interconexiones entre proveedores de servicios diversos y enlaces de última milla.
	Telemedicina	<ul style="list-style-type: none"> La red de telemedicina del ISSSTE apoya a clínicas, hospitales y centros de salud de 15 localidades, evitando traslados innecesarios ya que brinda consulta, diagnóstico, radiología y capacitación a distancia.
	Redes corporativas	<ul style="list-style-type: none"> Streaming para canales interactivos mediante VSAT's o USAT's entre equipos de trabajo y proveedores. Técnicas de acceso SCPC para redes diversas.

Tabla 2.1.
Características y aplicaciones del Satmex V [1]

El Satmex 6 es un satélite de comunicaciones construido para México por Space Systems/Loral, fue puesto en órbita el 27 de mayo del 2006 utilizando un cohete Ariane 5 ECA desde el puerto espacial de Kourou en la Guayana Francesa y fue llevado hasta su posición geostacionaria de 113° Oeste.

El costo de este satélite fue de 235 millones de dólares. Fue diseñado para tener una vida útil de 15 años. Cuenta con 50% más potencia que el Satmex 5 al proveer una potencia de 12,000 watts y con un mayor ancho de banda [3]. Actualmente (2015), se encuentra en funcionamiento. En la tabla 2.2 podemos apreciar diversas características del Satmex VI.

Capítulo 2. Satélites en México

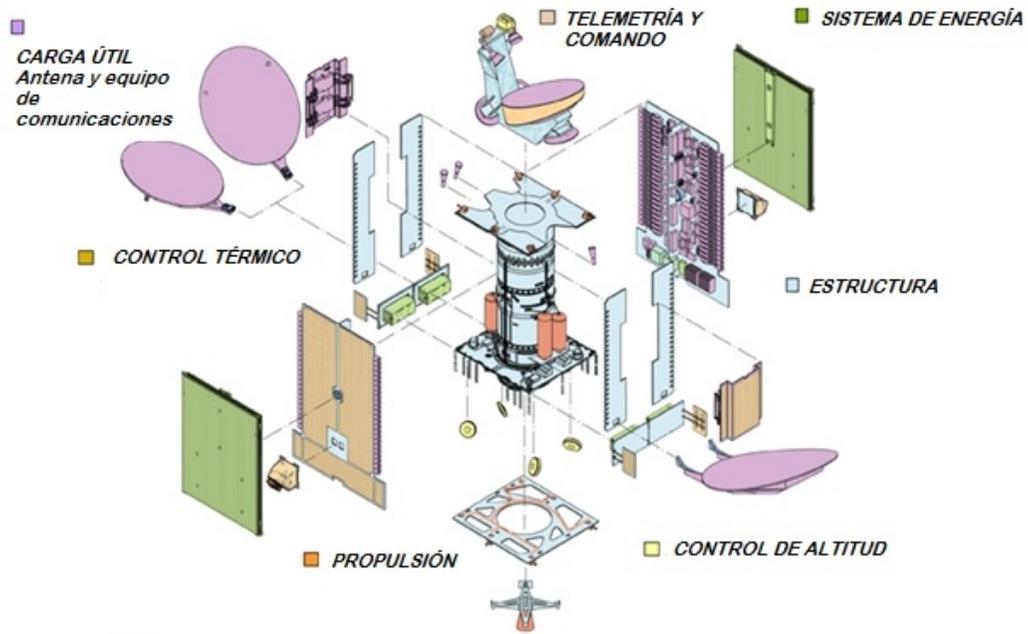
UNAM-FI

SATMEX VI		
Datos Generales	<ul style="list-style-type: none"> Modelo FS-1300X, construido por Space System Loral, con estabilización triaxial, 12000 watts de potencia y vida estimada de 15 años. Celdas solares de arseniuro de galio y propulsión iónica. 36 transpondedores para banda C: 12 cubriendo Estados Unidos con 40 dBW, 12 cubriendo Sudamérica con 39 dBW y 12 con cobertura continental con 38 dBW. 36 transpondedores para banda Ku de 36 MHz, con redundancia de 16:12 en cada banda, empleando antenas parabólicas de cobertura configurada. Se lanzó el 27 de mayo de 2006 a la posición orbital 109.2 W. 	
Aplicaciones	Internet de alta velocidad y redes de banda ancha	<ul style="list-style-type: none"> Apoya la construcción de plataformas para transmisión de grandes volúmenes de información hacia múltiples sitios dispersos geográficamente, incluyendo voz, datos, video e internet en una sola plataforma.
	Internet de alta velocidad	<ul style="list-style-type: none"> Favorece los servicios de conectividad integral al backbone de internet para evitar congestión en redes terrestres. Alta confiabilidad y apoyo en caso de desastres.
	Broadcasting	<ul style="list-style-type: none"> Difusión de señales simultaneas en tiempo real o diferido de televisión, radio y noticias en todo el continente americano, empleando banda C y Ku.
	Redes privadas VSAT	<ul style="list-style-type: none"> Enlaces distantes a bajo costo e instalación sencilla para empresas corporativas nacionales e internacionales desde 2 estaciones.
	Telefonía rural y de larga distancia	<ul style="list-style-type: none"> Enlaza comunidades aisladas Enlaces nacionales e internacionales a través de estaciones terrenas.

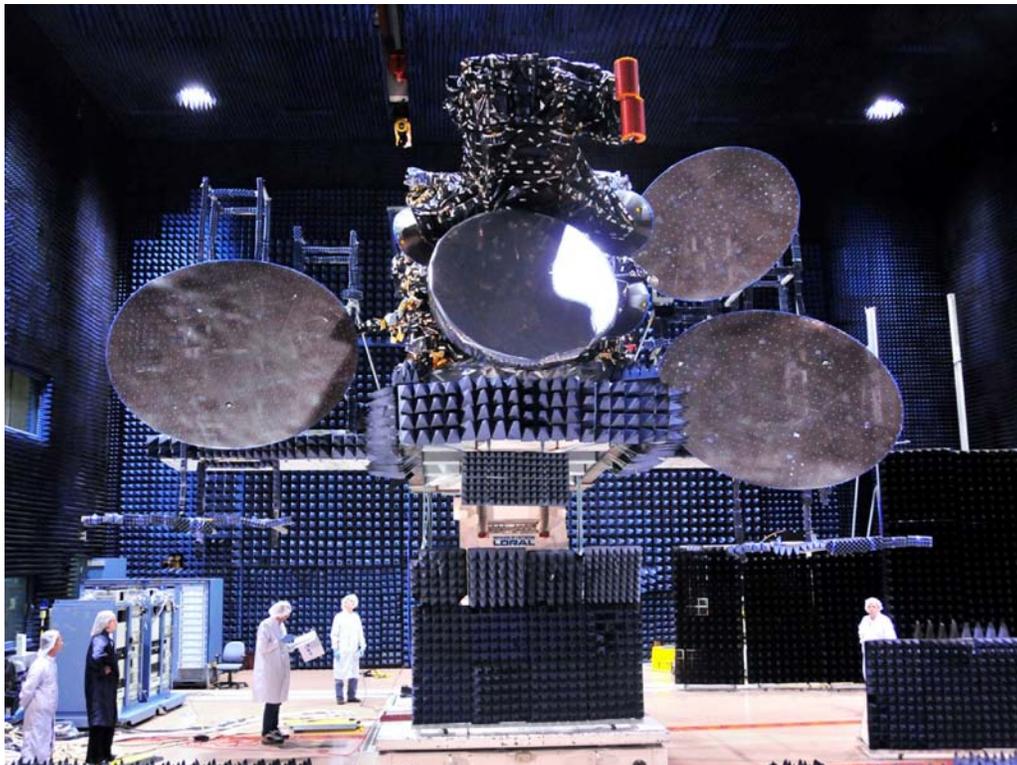
Tabla 2.2.
Características y aplicaciones del Satmex VI [1]

El Satmex 7 es un satélite solicitado en junio de 2008 a Space Systems Loral, con base en el satélite LS-1300, que incorporará el sistema Fixed Satellite Services (FSS) al continente. Será un satélite de última generación que cubrirá el servicio de HDTV e incluirá 64 transpondedores de Banda C y Ku de alta potencia. Se espera que sea puesto en órbita por el vehículo de última generación de la compañía Space-X, el Falcon-9, a principios del 2015. Proveerá servicios al continente americano, incluyendo las islas Galápagos y la isla de Pascua [5].

Satmex 8 es un satélite de servicios fijos (FSS) que provee distribución de video, servicios de radiodifusión y de telefonía celular en el continente americano. También provee ayuda a personas que habitan en zonas remotas con servicios de telemedicina, aprendizaje a distancia y comunicaciones de emergencia. Este satélite es mostrado en la Imagen 2.4. Como ya se mencionó, reemplazó al Satmex 5. Fue diseñado con base a la plataforma SSL 1300, mostrada en la Imagen 2.3, la cual permite soportar una gran gama de aplicaciones y tecnologías avanzadas al satélite, con una vida útil de 15 años. En un principio, el lanzamiento de este satélite fue programado para el 28 de diciembre de 2012 pero una falla en el vehículo lanzador Proton Breeze M hizo que el lanzamiento fuera pospuesto y después de múltiples retrasos, se lanzó el 26 de marzo del 2013 en el Cosmódromo de Baikonur, Kazajistán, y fue colocado en la posición orbital de 116.8° Oeste [6].



*Imagen 2.3.
Plataforma SSL 1300 [7]*



*Imagen 2.4.
Satmex 8 [8]*

El satélite Satmex 9 es el último requerido dentro del sistema Satmex hasta la fecha, su diseño y fabricación fue encargada a Sistemas Satelitales Boeing en julio del 2013. Será lanzado desde Cabo Cañaveral mediante un vehículo lanzador Falcon 9 perteneciente a la empresa Space X a finales del año 2015.

Satmex 9 contará con 48 transpondedores en banda Ku de 36 MHz y será capaz de proveer servicios de video y telecomunicaciones en el continente americano. Su diseño está basado en la plataforma 702SP de Boeing. Será colocado en la misma posición orbital de Satmex 8, 117° Oeste, fortaleciendo así los servicios de DTH y telecomunicaciones brindados y optimizando el uso de las infraestructuras terrestres que ya están siendo ocupadas por Satmex 8 [9].

Cabe decir que la compañía Satmex fue adquirida por la empresa francesa Eutelsat Communications a principios del 2014 a un precio de 831 millones de dólares después de haberse declarado en bancarota en abril del 2011 [10]. EutelSat tiene la intención de renombrar a la flotilla de satélites Satmex como satélites Eutelsat y de igual forma Satmex fue renombrado como EutelSat Americas.

2.1.4. Satélite Quetzat

El Quetzat-1 es un satélite de comunicaciones que tiene cobertura en México, Norteamérica y América Central y brinda servicios DTH (Direct-To-Home) al ser usado por la compañía Dish México. Surge de la colaboración de la compañía satelital SES con EchoStar las cuales en noviembre de 2008 anuncian su intención de ocupar la posición orbital de 77° Oeste cedida por el gobierno de México a la empresa mexicana MedCom, a través de la marca QuetzSat. MedCom, empresa en la que participa SES, pagó por la concesión 14 millones de dólares [11].

Este satélite tiene 32 transpondedores en la banda Ku con una potencia de 20,000 watts, su diseño está basado en la plataforma SSL 1300 y tiene un tiempo de vida útil de 15 años. Fue fabricado por la compañía Space Systems/Loral con un costo de 250 millones de dólares. Fue lanzado en un cohete Proton Breeze M el 30 de septiembre del 2011 desde el cosmódromo de Baikonour en Kazajistán y comenzó a operar el 10 de noviembre del mismo año [12]. En la Imagen 2.5 se muestra el satélite Quetzat-1.



*Imagen 2.5.
QuetzSat-1 en Space Systems/Loral, Palo Alto, California [13]*

2.1.5. Sistema Mexsat

El sistema Mexsat consiste de tres satélites de telecomunicaciones, dos estaciones terrenas y 67 terminales de usuario. Fue encargado por la Secretaría de Comunicaciones y Transportes de México a la compañía Boeing para proveer servicios fijos y móviles satelitales al gobierno mexicano. El sistema Mexsat brindará, además, asistencia en caso de desastres, servicios de emergencia, telemedicina, educación rural, operaciones gubernamentales y acceso a las telecomunicaciones en zonas remotas dentro del país.

El sistema Mexsat que Boeing diseñará, fabricará y equipará consistirá de 2 satélites Boeing 702HP, un satélite GEOSTar-2 de la Corporación Orbital Sciences para comunicaciones fijas, dos estaciones terrenas, una red de comunicaciones y terminales de usuario con las cuales se probará y validará el sistema. Los tres satélites del Sistema Mexsat son: Mexsat 1 o Centenario, Mexsat 2 o Morelos III y el Mexsat 3 o Bicentenario. Los satélites Mexsat 1 y Mexsat 2 serán dos aparatos gemelos para comunicaciones móviles, uno respaldo del otro, para operar en las bandas L y Ku. El Mexsat 3 será empleado para comunicaciones fijas que operará en las bandas C y Ku extendidas. El sistema operará sobre todo el territorio mexicano. En la tabla 2.3 podemos observar especificaciones técnicas del Mexsat 1 y del Mexsat 2.

Las dos estaciones terrenas fueron entregadas en noviembre del 2012. Una de ellas está ubicada en Iztapalapa en el Distrito Federal y la otra en la ciudad de Hermosillo, Sonora. [14]

Mexsat 1

El Mexsat 1 o Centenario, nombrado así debido al centenario del inicio de la Revolución Mexicana, es el principal satélite para el servicio móvil de la red Mexsat. El satélite tendrá un reflector de 22 metros para banda L para enlaces con terminales móviles y una antena de 2 metros para banda Ku. Está diseñado en base a la plataforma 702 HP de Boeing, pesa 5800 Kg, tiene una vida útil de 15 años y fue terminado en el 2013. Su lanzamiento está programado para el 2015 a bordo de un cohete Proton y ocupará la posición orbital de 113° Oeste [15].

Mexsat 2

El Mexsat 2 o Morelos III, nombrado así como continuación del Sistema Morelos, es el satélite secundario para el servicio móvil de la red Mexsat. Es un satélite gemelo del Mexsat 1, siendo diseñado en base a la plataforma 702 HP. Ambos tendrán una potencia de 14,000 watts suministrada por 5 arreglos de paneles solares hechos de Arseniuro de Galio. Su lanzamiento está programado para el 2015 en un cohete Atlas V y su posición orbital será 116.8° Oeste [16].

Mexsat 3

El Mexsat 3 o Bicentenario, llamado así debido al bicentenario de la Independencia de México, es un satélite de comunicaciones que sirve como controlador de los satélites Mexsat 1 y Mexsat 2. Es un satélite para servicio fijo de la plataforma STAR-2. Fue puesto en órbita a bordo de un cohete Ariane 5 desde la base de Kourou en la Guyana francesa el 19 de diciembre de 2012 ocupando la posición orbital 114.9° Oeste. Este satélite brinda servicios fijos de banda ancha para internet, telefonía satelital digital de alta calidad, videoconferencias, telemedicina y educación por televisión.

Especificaciones Técnicas Mexsat 1 y Mexsat 2		
Cobertura	Banda L, C y Ku	
Dimensiones	En órbita (alas desplegadas)	Altura: 22 metros
		Ancho: 29 metros
		Largo: 41 metros
	Sin alas desplegadas	Altura: 9 metros
		Ancho: 3 metros
		Largo: 4 metros
Masa	Durante el lanzamiento: 5400 kg En órbita: 3200 kg	
Propulsión	1 Propulsor líquido para apogeo 100 lbf	
	4 Propulsores axiales 5 lbf	
	4 Propulsores Este-Oeste 2.2 lbf	
Antenas	Banda L: reflector de 22 metros	
	Banda Ku: antena de 2 metros	
	Banda T y C	
Carga útil	Canalizador digital flexible	
	Amplificador de potencia de estado sólido en banda L (SSPA)	
	Amplificador de tubo de propagación de ondas de 100 W en banda Ku (TWTA)	
Potencia	Paneles solares	Dos alas, cada una con 5 paneles de arseniuro de galio
	Baterías	Dos paquetes de baterías de Litio Ion con Controlador de Potencia Integrado (IPC)

*Tabla 2.3.
Especificaciones Técnicas del Mexsat 1 y del Mexsat 2 [16]*

2.2. PROYECTOS SATELITALES EN UNIVERSIDADES DE MÉXICO

2.2.1. UNAMSAT

El 25 de enero de 1990 la Coordinación de la Investigación científica de la UNAM establece el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE) el cual tuvo como objetivos difundir la cultura e información espacial, coordinar y promover los recursos materiales y humanos en el campo de la Ciencia Espacial además de identificar e impulsar proyectos relacionados con desarrollos científicos y tecnológicos en beneficio de la sociedad mexicana [17]. El PUIDE fue encargado de promover diferentes proyectos enfocados a la tecnología espacial como el desarrollo de un telescopio milimétrico, un radio telescopio para el estudio del medio interplanetario, cohetes sonda, receptores GPS, un proyecto con aplicaciones en la telemedicina y el desarrollo de tecnología satelital. [18]

Es así como la UNAM, a través del PUIDE, comenzó a desarrollar un proyecto satelital denominado UNAMSAT, el cual estuvo a cargo del Ingeniero David Liberman. La base del proyecto UNAMSAT fue el paquete de ingeniería avanzada Amsat-Na Microsat que la UNAM consigue al firmar un convenio con la Organización de Radioaficionados (AMSAT) por lo que el primer satélite desarrollado en este proyecto también es conocido como Oscar 30 o UO 30. Este paquete proveía la tecnología básica para construir un satélite para radioaficionados además de que permitía a la UNAM poderlo modificar y adaptar a las características y exigencias dadas por el proyecto [19].

El desarrollo del proyecto inicia en 1991 dentro de las instalaciones del Centro de Instrumentos de la UNAM, actualmente Centro de Ciencias Aplicadas y Desarrollo Tecnológico (CCADET) con un presupuesto de \$200,000 USD. El proyecto se desarrolla e integra por 7 estudiantes de la Facultad de Ingeniería, con ayuda del Instituto de Física de la propia UNAM y consistió en la elaboración de dos satélites, el primero llamado UNAMSAT-1 que sería el modelo de vuelo y el segundo llamado UNAMSAT-B que sería un modelo de protovuelo y que tenía pensado usarse como simulador de la operación en órbita del UNAMSAT-1 [17].

Además de ser un satélite de radioaficionados, el proyecto UNAMSAT tuvo como objetivo desarrollar un experimento científico de dispersión meteórica que consistía de un radar que mandaba un pulso en 41 MHz y recibía un eco que rebotaba en la traza ionizada de algún meteorito que estuviese dentro del “campo de visión” del radar. Mediante una medición Doppler se podía saber la velocidad del meteorito, y sabiendo esta, se podía deducir si venía de dentro del sistema solar o de fuera de este. Los meteoritos que vienen de dentro deben de llegar a la Tierra a una velocidad de 32 km/s y los que vienen de fuera a una velocidad de 72 km/s. El saber cuántos meteoritos y a qué velocidad llegan a la atmósfera es algo de suma utilidad para los astrónomos pues sirve para tener una mejor aproximación del porcentaje de materia oscura que existe en el Universo [19].

El UNAMSAT-1 fue un microsatélite con forma cúbica de 10.7 kilos, medía 23 centímetros por lado, era estabilizado mediante imanes permanentes, su energía era administrada por celdas solares de Arseniuro de Galio y su computadora principal contaba con un procesador V40 endurecido a la radiación. Cada subsistema contaba con un monitoreo local que era enviado a la computadora principal. De esta manera se tenía un total de 72 parámetros telemétricos entre temperaturas, voltajes, corrientes, contadores, apuntadores y sensores adicionales [17]. La Tabla 2.4 muestra diversas características del UNAMSAT.

Capítulo 2. Satélites en México

UNAM-FI

UNAMSAT			
Subsistema	Características		
Estructura	<ul style="list-style-type: none"> • Forma cúbica • 23 cm por lado 		
Estabilización	<table border="1"> <tr> <td>Pasiva</td> <td> <ul style="list-style-type: none"> • Imanes permanentes en 4 aristas del satélite • Giro foto inducido (Antenas pintadas de color blanco y negro) </td> </tr> </table>	Pasiva	<ul style="list-style-type: none"> • Imanes permanentes en 4 aristas del satélite • Giro foto inducido (Antenas pintadas de color blanco y negro)
Pasiva	<ul style="list-style-type: none"> • Imanes permanentes en 4 aristas del satélite • Giro foto inducido (Antenas pintadas de color blanco y negro) 		
Comunicaciones	<ul style="list-style-type: none"> • 2 Transmisores. Modulación BPSK en UHF. 4W • Antenas en polarización circular • Receptor con 4 canales en VHF. 1200bps. Modulación FSK y Manchester 		
Energía	<ul style="list-style-type: none"> • Celdas solares de Arseniuro de Galio • Baterías de Níquel-Cadmio. Voltajes de 10, 8.5 y 5V 		
Computadora Principal	<ul style="list-style-type: none"> • Microprocesador V40 endurecido a la radiación • Memoria RAM 4 MB y 256 kB de memoria EDAC • Consumo de 1W 		
Carga Útil	<ul style="list-style-type: none"> • Transmisor clase E transmitiendo pulsos de 70W a 40.997 MHz • Receptor a 40.997 MHz para las mediciones de dispersión meteórica • Microcontrolador HC05 		

*Tabla 2.4.
Características principales del UNAMSAT [20]*

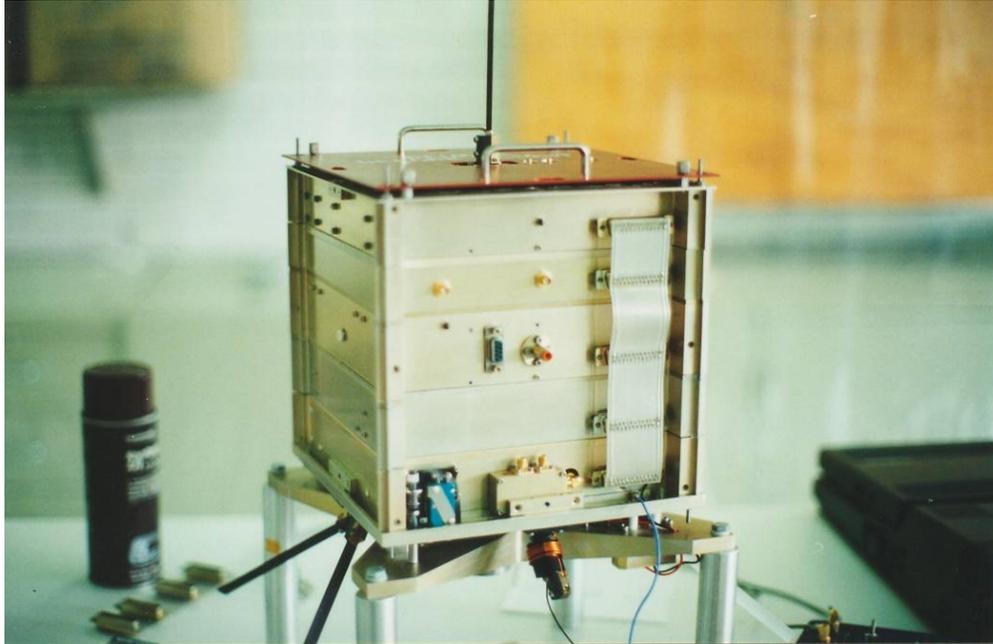
En agosto de 1994 se realizaron pruebas en tierra aprovechando una importante lluvia de meteoritos durante la cual se dejó funcionando el satélite, conectado a una antena dipolo, obteniendo el registro de más de 200 ecos de meteoritos, comprobando con ello, que el satélite estaba listo [19].

Para la fase de lanzamiento el PUIDE estableció un convenio de colaboración con el Instituto Sternberg de la Universidad estatal de Moscú y la empresa espacial Progress, con el fin de tener un costo menor en la puesta en órbita del satélite, en comparación con lo que sería un acuerdo comercial. El convenio permitió establecer con el Grupo de Tecnología Espacial del Instituto Sternberg el diseño del acoplamiento entre el satélite y el vehículo lanzador. El UNAMSAT-1 fue catalogado como carga secundaria compartiendo el cohete Start 1 con el satélite de comunicaciones ruso EKA-2 Dummy, de la Universidad Estatal de Moscú, por lo que el proyecto sufrió aplazamientos según el propio programa espacial ruso. La primera fecha programada fue en diciembre de 1993 y la segunda en junio de 1994. Finalmente el UNAMSAT-1 fue lanzado el 28 de marzo de 1995 desde el cosmódromo de Plesetsk en Rusia pero una falla en la cuarta etapa del Start 1 ruso provocó que el lanzamiento fuera fallido haciendo imposible recuperar el UNAMSAT-1.

Después del intento de lanzamiento del UNAMSAT-1, se decidió poner en órbita a su gemelo, el modelo de protovuelo UNAMSAT-B, realizándole algunas modificaciones para poder adecuarlo a un modelo de vuelo. Sus 5 paneles solares de Arseniuro de Galio fueron adquiridos a mitad de precio a la empresa italiana FIAR. El lanzamiento se negoció con la ayuda del Instituto Aeronáutico de Moscú (MAI) y con la Empresa Espacial Lavochkin Association, con quienes se diseñó y construyó el acoplamiento del UNAMSAT-B al satélite militar ruso Kosmos 2334 (Parus 86), que sería la carga principal del cohete Kosmos-3M de la empresa rusa Polyot. El lanzamiento se realizó con éxito el 5 de septiembre de 1996, desde el cosmódromo de Plesetsk y de esta forma el UNAMSAT-B alcanzó una órbita de 1,010 kilómetros de altura a 82.9° de inclinación con respecto del ecuador [21].

En agosto de 1997 se reportó que comenzaron a tenerse problemas en el sistema de alimentación de poder provocados por la baja temperatura del satélite la cual estaba por debajo de la temperatura mínima para poder estar activo, con lo que se dio por perdido al satélite. El 17 de noviembre del mismo año el PUIDE es cancelado.

El UNAMSAT-B, Imagen 2.6, operó durante 46 días de manera satisfactoria convirtiéndose así en el único satélite hasta ahora (febrero 2015) integrado completamente por ingenieros mexicanos que logra operar desde el espacio. Algunos de los ingenieros involucrados en este proyecto forman parte actualmente de diferentes proyectos satelitales mexicanos como lo son el Sistema Mexsat, en el cual el Maestro en Ingeniería José Luis García García colabora, o el proyecto Cóndor UNAM-MAI, donde el Dr. Saúl de la Rosa Nieves trabaja.



*Imagen 2.6.
Satélite UNAMSAT-B [20]*

2.2.2. SATEX

En 1993 el Instituto Mexicano de Comunicaciones (IMC) establece las bases de lo que sería el proyecto SATEX (Satélite Experimental), el cual tenía como objetivo consolidar la experiencia, el conocimiento y la capacidad que se adquirió con la participación de varios ingenieros mexicanos en los proyectos Morelos y Solidaridad al desarrollar, diseñar y construir un microsátélite experimental [22].

El proyecto se inicia en 1994 con la participación de múltiples instituciones académicas del país como el Instituto Politécnico Nacional (IPN), el Instituto de Ingeniería de la UNAM (II UNAM), el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE), el Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica (INAOE), el Centro de Investigación en Matemáticas (CIMAT), el Centro de Investigación y Desarrollo de Tecnología Digital (CITEDI) y la Benemérita Universidad Autónoma de Puebla (BUAP).

El diseño del satélite se adaptó a las características de un cohete Ariane, las cuales consideraban un peso máximo del satélite y adaptador de lanzamiento de 50 Kg así como dimensiones máximas de 50x50x50 cm. Sería estabilizado mediante un sistema pasivo de gradiente gravitacional y par magnético [17].

Se planeó colocar al satélite en una órbita polar a 780 km de altura y con una inclinación de 98° en un lanzamiento gratuito que había sido acordado con la Agencia Espacial Europea en el contrato de lanzamiento del sistema Solidaridad.

El proyecto estaba estructurado de manera tal que cada institución tuviese la responsabilidad de desarrollar un subsistema del satélite para que, una vez finalizado cada uno de estos, todos se integrarían en lo que sería el satélite en sí. De esta manera el Instituto de Ingeniería de la UNAM desarrolló la computadora de vuelo, el CIMAT, efectuó los cálculos sobre modelos de control del satélite; en el CICESE se diseñaron experimentos con rayo láser infrarrojo para comunicaciones, y el CITEDI era el encargado de desarrollar una cámara de video con fuente de potencia. En el Laboratorio de Integración Espacial del IPN se desarrolló el diseño y construcción de la estructura del satélite, mientras que en el departamento de graduados de la ESIME-Zacatenco se elaboró la antena para la banda Ka, para transmitir información en frecuencias donde existen interferencias atmosféricas [22].

La carga útil del SATEX estuvo definida por 3 partes principales: un enlace experimental de comunicaciones ópticas tierra-espacio, un sistema de enlace de subida en banda Ka y una cámara CDD.

Desafortunadamente en 1997 desapareció el IMC y con este el apoyo a SATEX, además antes de esto el proyecto se vio afectado por la crisis económica de fines de 1994 con lo que su presupuesto se redujo a la mitad. A principios de 1995, cuando se empezaron a ejercer las partidas presupuestales fueron insuficientes para adquirir varios componentes, algunos de ellos importados. Se frenó la velocidad de desarrollo del proyecto y se empezaron a gestionar mayores recursos y apoyos, pero con la desaparición del IMC las gestiones se abandonaron. Después de esto hubo intenciones de retomar el proyecto en 1999 por parte de la INAOE pero no se logró movilizar de nuevo [23].

A pesar de que el proyecto no fue concluido los resultados obtenidos fueron muchos como la formación de recursos humanos en Tecnología Espacial y la creación de diferentes grupos de trabajo que continuaron desarrollando proyectos incluso después de finalizado el proyecto SATEX-1.

Es así como a principios del año 2012, el INAOE anuncia que, con el apoyo de la Agencia Espacial Mexicana, comenzará a diseñar y fabricar el satélite SATEX 2 con los objetivos de proporcionar información sobre el estado del clima, la distribución poblacional, las comunicaciones y sobre la seguridad del país. En su desarrollo participaran diversas instituciones como la Sociedad Mexicana de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (SOMECyTA) y la UNAM.

2.2.3. SATEDU

Dentro del proyecto SATEX, el subsistema de computadora de vuelo quedó a cargo del Instituto de Ingeniería de la UNAM. Es en este Instituto donde el Dr. Esaú Vicente Vivas encabezó el diseño y desarrollo de la computadora de vuelo que a pesar de haber sido terminada y validada para su puesta en órbita [24] no pudo ser usada debido a los problemas que se tuvieron en el desarrollo del proyecto SATEX. Sin embargo, es esta primera investigación la que sienta las bases del desarrollo del proyecto SATEDU.

El proyecto SATEDU es un satélite educativo enfocado a la tecnología de pequeños satélites desarrollado a base de componentes COTS así como por elementos propios de la industria automovilística. SATEDU está diseñado para ser empleado en laboratorios con la intención de ofrecer un acercamiento a la tecnología satelital de manera atractiva, rápida y versátil.

El objetivo de SATEDU es llegar a centros educativos de diferentes niveles para así poder dar un acercamiento a los estudiantes con la ciencia y tecnología espacial desarrollando nuevas soluciones y módulos para diferentes subsistemas satelitales. Además de que se pueda tener acceso a conocimientos relacionados a la estabilización en tres ejes, comunicaciones digitales, sensores satelitales, sistemas de potencia, validación de carga útil, computadoras de vuelo, navegación autónoma y constelaciones satelitales [25].

El satélite educativo cuenta con todos los subsistemas típicos de un satélite integrados dentro de procesadores digitales, la estación terrena es simulada con un software de computadora y la computadora de vuelo del SATEDU contiene el software de comunicaciones entre el satélite y la estación terrena virtual. La

operación del satélite puede ser simulada mediante otro software que permite hacer un seguimiento virtual y en tiempo real de los movimientos que experimenta el satélite [26].

El bajo costo de este proyecto es un punto a destacar. SATEDU es un proyecto cuyos elementos cuestan en total aproximadamente \$20,000 pesos mexicanos mientras que otras plataformas educativas, pertenecientes a Estados Unidos, cuestan alrededor de \$120,000 pesos.



*Imagen 2.7.
Satélite Educativo SATEDU*

Actualmente se planea desarrollar un satélite Cubesat de 3kg partiendo del SATEDU para ser aplicado en el proyecto HUMSAT.

2.2.4. Cóndor UNAM-MAI

El proyecto Cóndor UNAM-MAI nace de la colaboración que la UNAM tuvo anteriormente con la Federación Rusa durante el desarrollo del proyecto UNAMSAT en la década de los 90. En un principio denominado UNAMSAT III, el proyecto inició después del lanzamiento y puesta en órbita del UNAMSAT-B pero la desaparición del PUIDE en 1997 frenó este desarrollo el cual fue retomado y renombrado como Cóndor UNAM-MAI en el 2003.

El proyecto cuenta con la colaboración de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, el Instituto de Geografía de la misma, el CICESE, el CAT, el Instituto de Aviación de Moscú (Moscovski Aviatzionni Institut, MAI) y la Universidad Central de Taiwán. Así mismo se cuenta con la participación del sector industrial ruso: la Compañía Mundo Transparente y la Asociación Científico Industrial Lavochkin.

Este proyecto se crea con los objetivos principales de formar un grupo de trabajo multidisciplinario con la capacidad de desarrollar los aspectos tecnológicos y científicos claves necesarios para llevar a cabo el diseño y construcción de satélites artificiales en México [17]. Para esto se creó un programa de graduados pertenecientes a la Facultad de Ingeniería de la UNAM los cuales desarrollaron capacidades en el MAI enfocadas en sistemas de telecomunicaciones y telemetría, computadoras de vuelo, sistemas de orientación y estabilización, compatibilidad electromagnética y construcción y operación de satélites [27].

El proyecto Cóndor tiene como principal objetivo científico el realizar investigaciones en el campo de los precursores sísmico-ionosféricos de alta intensidad. Las características de estos precursores permitirán definir con buena aproximación el epicentro y la magnitud de futuros terremotos por lo cual su monitoreo de forma organizada puede dar origen a un sistema de pronóstico de suficiente antelación como para permitir medidas preventivas importantes [28]. Además de esto, el satélite tendrá un sistema de percepción remota que consiste de un dispositivo opto-electrónico de 50 metros de resolución y un transmisor de banda ancha de 8 GHz con velocidad de 64 Mbps. El satélite aún continúa desarrollándose en la UNAM.

2.2.5. Quetzal

El proyecto Quetzal surge como convenio entre la UNAM, el MIT y la NASA en la primera década del siglo XXI como resultado de la necesidad de desarrollar prototipos que ayuden al proyecto JEM-EUSO (Extreme Universe Space Observatory on the Japanese Experiment Module), un telescopio para captar partículas de alta energía que entran a la atmósfera. Para esta labor el Instituto de Ciencias Nucleares en colaboración con otros institutos de la UNAM, es responsable por el diseño, construcción y calificación espacial de todo el sistema de monitoreo del detector de partículas, que incluye alrededor de mil sensores de diferentes tipos y su control activo e inteligente [29]. Además se encuentran implicados los Centros de Tecnología Avanzada, de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada, de Ingeniería y Desarrollo Industrial, de Metrología, y de Investigación y de Estudios Avanzados [30].

El proyecto Quetzal se desarrolla actualmente en el Centro de Alta Tecnología de la UNAM en colaboración directa con el Laboratorio de Sistemas de Propulsión Espacial del MIT, desarrollando además de las pruebas para el proyecto JEM-EUSO una iniciativa en paralelo enfocada a la propulsión espacial denominada Átlatl cuyo objetivo principal es desarrollar las capacidades para diseñar y construir propulsores eléctricos para microsátélites [31].

El satélite Quetzal será un microsátélite cúbico de 50 centímetros por lado de aproximadamente, pesará menos de 100 kg y será puesto en una órbita de entre 700 y 800 kilómetros de altitud con una carga útil destinada al monitoreo de los flujos de la contaminación atmosférica en las grandes ciudades latinoamericanas dando información científica a las personas responsables de estudiar cómo se originan, dónde se concentran y cómo se distribuyen algunos contaminantes atmosféricos de las ciudades, además de contar con una cámara para percepción remota. Se estima que será en 2019 cuando pueda ser puesto en órbita, por ahora se están construyendo los primeros prototipos en el CAT de la UNAM [32].

2.2.6. SENSAT

El proyecto SENSAT (Self Explore Nano Satellite) es un proyecto desarrollado a partir del 2010 por el Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada (CICESE) con la colaboración de la Universidad Autónoma de Baja California, el Centro de Investigación y Desarrollo en Tecnología Digital del IPN en Tijuana, el Instituto Tecnológico de Sonora que tiene como objetivo general la investigación, diseño, desarrollo y construcción de satélites pequeños, como instrumentos tecnológicos para la formación de recursos humanos especializados en tecnología aeroespacial [33].

Uno de los objetivos específicos del proyecto es el desarrollo y puesta en órbita de un nanosatélite con carga útil para teledetección. El satélite contará con una cámara para tomar fotografías a la tierra en ciertas bandas espectrales o longitudes de onda de ciertas regiones de México con el objetivo de localizar recursos naturales, vigilar las condiciones de salud de los cultivos, el grado de deforestación, el avance de la contaminación en los mares, entre otras aplicaciones.

En el proyecto podrán interactuar diferentes instituciones educativas asociadas las cuales tendrán la posibilidad de descargar información sobre la telemetría, el tiempo de carga y descarga de las baterías, además de contar con una versión de tamaño real y funcional para que estudiantes desarrollen algoritmos de control.

Este satélite tendrá comunicación por medios opto-electro-mecánicos. Esto se logrará mediante el rastreo, adquisición y seguimiento de un faro óptico (vía banda ancha) con un enlace de bajada infrarrojo (830 nm) y uno de subida de color verde (532 nm). La estabilización del satélite será mediante ruedas inerciales.

Se espera que los enlaces que se logran con el satélite duren entre tres y cuatro minutos, tiempo en el que el satélite estará en línea de vista con la estación terrena por lo cual se emplearán transmisiones en banda ancha para realizar la descarga de información [34].

2.2.7. Aztechsat-1

El proyecto Aztechsat consta del desarrollo de un satélite CubeSat de 1U por alumnos de Ingeniería Aeronáutica de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica (ESIME) perteneciente al Instituto Politécnico Nacional en colaboración con el NASA Ames Research Center, la Universidad Estatal de San José California (SJSU, San Jose State University) y la Universidad de Baja California (UBC).

El proyecto surge a través de la idea de establecer una colaboración entre el NASA Ames Research Center y diferentes instituciones académicas mexicanas para desarrollar un proyecto nanosatelital. Es así que en marzo del 2013, diez estudiantes mexicanos pertenecientes a la ESIME y a la UBC viajan a California con el objetivo de trabajar en el diseño y desarrollo de este CubeSat, con el apoyo de la NASA y la SJSU, la cual ha desarrollado dos proyectos CubeSat, el TechEdSat de 1U puesto en órbita en el 2012 y el TechEdSat-3p de 3U puesto en órbita en el 2013, ambos desde la ISS.

Los objetivos del proyecto son demostrar tecnologías de comunicación satelital y el uso de materiales protectores en los dispositivos electrónicos del satélite. En este punto la empresa satelital Globalstar de México participó con el aporte de un modem GSP1720 el cual funciona con base al protocolo PPP, mientras que el Centro de Investigación de Materiales Avanzados (CIMAV) en colaboración con el Instituto Tecnológico Superior de Irapuato (ITESI) desarrollaron el material protector nanoestructurado compuesto por Aluminio, Titanio y Nitrógeno [35].

Los sistemas de potencia y de computadora de vuelo del Aztechsat-1 están basados en los sistemas del CubeSat griego de 1U, el Lambdasat desarrollado actualmente dentro de la SJSU.

Actualmente el proyecto Aztechsat está en pausa debido a contratiempos administrativos y organizacionales, por lo que los estudiantes mexicanos regresaron al país a finales del 2013. El desarrollo del satélite está en la fase previa a su integración, en donde se someterá a los componentes del satélite, estando interconectados, a pruebas de ciclos térmicos al vacío y de vibración. Posteriormente se integrará y se hará el procedimiento de verificación y validación. No hay una fecha prevista para retomar las actividades del proyecto.

2.2.8. Proyecto Ulises

El proyecto Ulises es un proyecto satelital-artístico desarrollado a partir de octubre del 2010 por el Colectivo Espacial Mexicano, grupo de artistas y compositores, encabezado por el experto en nuevas tecnologías y fotógrafo Juan José Díaz Infante [36], cuyo principal objetivo es difundir la sapiencia de que en México se puede romper con la rutina de estar inmersos en un contexto de violencia y comprobar los diferentes matices de las posibilidades haciendo viable que, en este caso, un grupo de artistas generen y lleven a cabo un proyecto tecnológico a pesar de no estar, aparentemente, dentro de su marco de acción.

En un principio el proyecto Ulises nace como una propuesta de satélite ciudadano sin embargo, considero, ha evolucionado de tal manera que su propia esencia e impacto lo han llevado a consolidarse en un proyecto fundamentado y relacionado con múltiples instituciones, tanto de investigación y académicas como gubernamentales. El principal recipiente del proyecto Ulises es el nanosatélite Ulises 1, mostrado en la Imagen 2.8, sin embargo el proyecto ha crecido haciendo posible la idea de desarrollar un segundo satélite: el Ulises 2, además de proyectos satelitales entre diversos países de Latinoamérica.

Capítulo 2. Satélites en México

UNAM-FI

La esencia del proyecto Ulises es de naturaleza artística y novedosa. El Ulises 1 es diseñado como una pieza de arte que se realiza para el Festival Play! 2011 convocado por la Fonoteca Nacional y con un alcance muy alto. El satélite tendrá como carga útil la obra sonora realizada por los miembros del Colectivo Espacial Mexicano: una serie de grabaciones y piezas musicales creadas tomando en cuenta diferentes ideas, significados e interacciones; haciendo del proyecto Ulises uno de los primeros satélites de arte del mundo, acompañando, por dar un ejemplo, a la iniciativa del CubeSat OSS1-1 puesto en órbita en el 2013 [37].

Ulises 1 es pensado como un satélite TubeSat de forma cilíndrica hexagonal, compuesto por paneles de circuitos impresos, PCBs, con un recubrimiento de 8 celdas solares y con una antena dipolo. Pesa aproximadamente 1 kg, será puesto en una órbita polar de 310 km durante aproximadamente 3 meses y transmitirá su señal en una frecuencia de 433 MHz por banda civil. Para su realización se involucraron a alumnos del Instituto Politécnico Nacional culminando su integración en el INAOE en diciembre del 2013 teniendo un costo de \$250 mil pesos mexicanos [38], tomando en cuenta sólo los componentes, y será lanzado en el 2015 a la EEI desde donde se pondrá en órbita mediante un cañón construido especialmente para este proyecto.

Uno de los ejes importantes del proyecto Ulises radica en su capacidad de integrar de manera tangible conceptos y disciplinas que en un primer término parecen estar desasociados. Es así que el proyecto artístico Ulises ha tenido cabida en diferentes ámbitos de instituciones y asociaciones de carácter científico y artístico como son:

El Festival Internacional de la Imagen, el MIT, la Fonoteca Nacional, el Comité Cultural de la Federación Astronáutica Internacional, el ISEA (International Symposium on Electronic Arts) 2011 y 2012, Kosmica Paris, el 2º Congreso Nacional y 1er Congreso Latinoamericano de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, el 2º Congreso Iberoamericano de Nanosatélites, la Universidad Estatal de Arizona, la Universidad Autónoma de México, la UNAM, el IPN, la Agencia Espacial Mexicana, SOMECyTA, entre otros.

Es a principios del 2013 cuando el proyecto Ulises establece las bases para desarrollar un segundo satélite, el Ulises 2, en colaboración con ingenieros y estudiantes de la UNAM, particularmente el CAT FI-UNAM, permitiendo así el desarrollo de recursos humanos en el sector aeroespacial. En esta nueva propuesta la iniciativa se va a ver realizada de manera visual pues se pretende que la carga útil sea una cámara fotográfica en interacción con el grupo artístico del proyecto Ulises [39].



Imagen 2.8
Satélite Ulises 1

CAPÍTULO 3. TECNOLOGÍA CUBESAT

A lo largo de la historia la habilidad del hombre de encontrar soluciones a diferentes problemas ha hecho que su manera de vivir y de percibir el mundo vaya cambiando. Esta habilidad de crear cosas, con la ayuda de nuestro entorno, con el objetivo de resolver diversos problemas es, tal vez, una definición vaga de tecnología. Desde la primera gran invención, la rueda, hasta las grandes innovaciones tecnológicas de nuestra época, el hombre ha ido modificando su estilo de vida de una manera vertiginosa. Ahora, en la época de la informática, de los grandes pequeños ordenadores, del internet, de los iPads, de la televisión y los satélites, la comunicación entre personas, sociedades y países es tan fácil que las fronteras y las distancias parecen no existir. La tecnología influye en nuestra percepción del mundo. La percepción entorno de la vida en general ha cambiado: las formas de escuchar música, de bocetar un dibujo, de conocer a una persona, de hacer las compras, de leer un libro, de dormir, de estudiar, de pensar. Todo es tan diferente, la esencia de la humanidad es otra. El último siglo, en particular, ha marcado una separación enorme entre el pasado y el presente.

Hoy todo gira alrededor de las comunicaciones y de la posibilidad de adquirir conocimiento. La mayor parte de la tecnología está destinada a facilitar la comunicación entre las personas. El telégrafo de Morse, la radio de Marconi, el teléfono de Meucci, la televisión de Logie Baird, la órbita geoestacionaria de Clarke, el ordenador de IBM, el portable de Cooper, Silicon Valley, Windows, Apple, Internet, iPod, iPhone y más, medios e innovaciones que buscan reducir las distancias, aproximar los lugares, facilitar el conocimiento de las sociedades y, por ende, del mundo.

Es así como poco a poco la identidad y “personalidad” de nuestro mundo se ha ido forjando. Vivimos en un mundo hambriento de información, en donde la accesibilidad a ella se hace cada vez más amplia y en donde la movilidad es una característica intrínseca de las sociedades. La tecnología ha evolucionado al miniaturizarse, las grandes computadoras de antaño ahora son posibles de concebirse bajo la forma de un pequeño teléfono celular, dando cabida a la idea de que lo pequeño es sinónimo de avanzado, de eficaz, de innovador.

Y es así como la tecnología satelital ha entrado en una nueva etapa, donde los pequeños satélites son el común denominador y donde las ideas de innovación futuras están basadas en la posibilidad de lograr todo lo que ya hemos logrado gracias a los grandes satélites con apenas una pequeña fracción de estos. Encapsular los grandes subsistemas de un satélite en un pequeño cubo, ampliar la apertura satelital en el mundo, poner los satélites al alcance de quien tenga un poco de imaginación, lograr que la tecnología satelital se filtre poco a poco en las sociedades, permitiendo que, algún día, todos interactúen con todas las posibilidades que ella puede otorgar. Todo esto creciendo y desarrollándose sobre las bases de la tecnología pico y nanosatelital, en especial la tecnología CubeSat. De esta forma, presentaremos en las siguientes páginas una breve introducción de esta tecnología, así como algunos detalles de interés que nos servirán para el posterior desarrollo del objetivo de esta tesis.

3.1. CONCEPTOS BÁSICOS DE LA TECNOLOGÍA CUBESAT

Un CubeSat es un satélite con forma de cubo, cuyas dimensiones son 10 centímetros por lado y cuyo peso no puede exceder los 1.33 kg. El concepto fue desarrollado por el Profesor Robert Twiggs, del Laboratorio para el Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford, y por el Profesor Jordi Puig-Suari, de la Universidad Estatal Politécnica de California (Cal Poly), San Luis Obispo, en el año 1999 [1]. Pero al hablar de un CubeSat, en realidad estamos hablando de un conjunto de factores y no sólo de un cuerpo cúbico. Hablar de tecnología CubeSat implica hablar de toda una ideología, de la expansión del concepto de miniaturización en el ámbito espacial, de un estándar y de otras innovaciones que han facilitado la inclusión y paulatino desarrollo de esta tecnología.

Físicamente, la tecnología CubeSat tiene dos ejes esenciales: en primer lugar, el propio satélite y, en segundo lugar, una interfaz entre el satélite CubeSat y el vehículo lanzador: el P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer). El primero es tan importante como el segundo pues es precisamente la combinación de ambos lo que ha permitido forjar y establecer las diversas ventajas y particularidades de la tecnología CubeSat. En la Imagen 3.1 podemos apreciar un P-POD y el modelo de un CubeSat 1U.



Imagen 3.1
P-POD y modelo de un CubeSat 1U

La tecnología CubeSat tiene los objetivos de proveer una estandarización para el diseño de picosatélites, reducir costos y tiempo de desarrollo, incrementar la accesibilidad al espacio y aumentar la frecuencia de los lanzamientos, además, los proyectos de este tipo son tal vez los únicos en los que el objetivo principal no reside en su carga útil sino en todo el proceso de su desarrollo. Efectivamente, la tecnología CubeSat fue desarrollada con el fin de que estudiantes en formación, sin práctica ni experiencia, tuvieran la oportunidad de conocer y participar en todo el proceso de la concepción de un satélite, desde las primeras etapas del diseño hasta la puesta en órbita del mismo. Todo esto con el objetivo de desarrollar profesionales mejor preparados, con un conocimiento más amplio de la tecnología satelital y con una mayor capacidad de innovación.

Un proyecto CubeSat toma alrededor de dos años en completarse y su costo es muchísimo menor que el de la gran mayoría de los satélites, lo cual lo hace idóneo para ser llevado a cabo por universidades. Además es ideal para probar nuevas tecnologías que pueden ser usadas en el futuro en satélites más grandes y para evaluar las posibilidades de la nueva generación de pequeñas cargas útiles en el espacio [2].

El éxito del CubeSat reside en la estandarización del concepto. Esto deriva del hecho de que los proyectos CubeSat son proyectos pensados para desarrollarse en conjunto, o más bien, para ser puestos en órbita en conjunto. Uno de los factores más impactantes en términos económicos de la concepción y puesta en órbita de un satélite es su lanzamiento. El costo de la utilización de un vehículo lanzador es enorme y muchas veces, es el principal obstáculo en el desarrollo de un proyecto satelital. Dos de las claves de la tecnología CubeSat es, en primer término, el hecho de que sus satélites son llevados al espacio como una carga secundaria dentro de un vehículo lanzador y, en segundo término, el hecho de que son lanzados en grupos. Esto permite reducir el costo de lanzamiento por CubeSat al mínimo, de tal modo que sean proyectos viables para fines educativos. Para poder llevar a cabo esta optimización del costo de lanzamiento el uso de una interfaz es de vital importancia: el P-POD. Una de las funciones del P-POD es ser el vínculo entre el satélite CubeSat y el vehículo lanzador, un vínculo que va a tener dimensiones y características definidas, tanto del lado del satélite como del vehículo lanzador, es decir, es en el P-POD donde residen las características de la estandarización de la tecnología CubeSat. El P-POD es capaz de adaptarse a determinado vehículo lanzador a la vez que el satélite CubeSat se adapta a las características del P-POD, lo cual permite aumentar la facilidad de desarrollar proyectos CubeSat pues el grupo o universidad que desarrolla un proyecto no debe preocuparse por las características o condiciones del vehículo lanzador, lo cual muchas veces limita el diseño del satélite, y al mismo tiempo el número de vehículos lanzadores capaces de albergar un P-POD se ha ido aumentando de manera constante, haciendo que las oportunidades de desarrollo y la profundidad de penetración de la tecnología CubeSat sean cada vez mayores.

Otro punto a considerar es que el estándar CubeSat es escalable, es decir, puede haber distintos tamaños de CubeSats en los cuales su volumen y capacidades variarán de manera lineal. La unidad básica de un CubeSat es el de una unidad (CubeSat 1U) con dimensiones de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ y que pueden tener una masa de hasta 1.33 kg. Además de este, pueden haber CubeSats de 2U, con dimensiones de $10 \times 10 \times 20 \text{ cm}^3$ y una masa de hasta 2.66 kg, y hasta de 3U, con dimensiones de $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$ y con una masa de hasta 4 kg. Existen otro tipo de variaciones como el CubeSat de 0.5U, el de 1.5U, además de algunas propuestas de 4U, 5U, 6U y hasta 12U las cuales se usarían en proyectos que requieran de más capacidad, habiendo incluso diferentes proveedores de componentes CubeSat ofreciendo estructuras de estas dimensiones como ISIS y Clyde-Space [3] [4]. En la Imagen 3.2 observamos una representación de P-POD de diferentes tamaños.

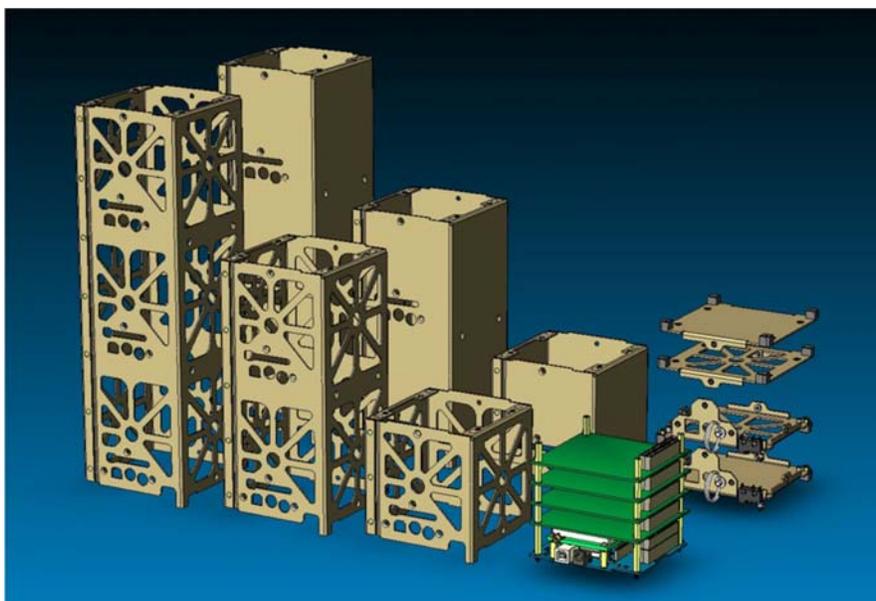


Imagen 3.2
Estructuras CubeSat de 1U, 2U y 3U

En un principio, el concepto de CubeSat fue tomado muy a la ligera, se pensaba que no podría tener ninguna oportunidad en el contexto espacial y era, por muchos, visto como un juguete muy complejo. Sin embargo, a través de los años, su éxito y eficacia han sido demostrados en sobremanera, a tal grado que comienza a vislumbrarse la posibilidad de que el futuro de la tecnología satelital resida en el desarrollo de satélites pequeños, lo cual implicaría grandes ventajas económicas y un ahorro muy grande en el tiempo de concepción. Hoy en día, no sólo las universidades buscan desarrollar proyectos con CubeSats sino también diversas empresas privadas e instituciones gubernamentales como la NASA y Boeing.

También, podemos mencionar el hecho de que la tecnología CubeSat ha establecido varias oportunidades alrededor de la miniaturización, ha creado una ideología en donde la respuesta está en lograr reducir los tamaños sin dejar de aumentar las capacidades y, aún más importante, ha establecido una ideología en donde el trabajo en equipo hace la diferencia y sobre esta idea se comienzan a desarrollar las innovaciones del futuro. Ejemplos de este tipo de colaboraciones son las constelaciones de picosatélites en donde no sólo una empresa o un ente privado o gubernamental tienen la intención de poner en órbita varios satélites para cumplir un objetivo en pro de sus propios intereses sino que ahora hablamos de la unión de diferentes países, en particular de diferentes universidades, que buscan objetivos que beneficiarán de diversas maneras a la humanidad, tal es el caso de los proyectos HumSAT y QB50.

Finalmente, son los proyectos CubeSat y el éxito que han tenido los que han permitido una nueva apertura en el enfoque espacial tecnológico. En la actualidad, surgen más y más ideas innovadoras, desde exploraciones interplanetarias hasta el establecimiento de una nueva red de comunicaciones móviles, pensadas a partir del uso de los satélites CubeSat y de los picosatélites y femtosatélites en general. Ideas como utilizar CubeSats para explorar la Luna gracias a la miniaturización de los subsistemas de propulsión llevada a cabo por el Laboratorio de Propulsión Espacial del MIT [5] o establecer una red de femtosatélites, llamados ChipSats, MatchboxSats o Moonbeams, para aplicaciones de telecomunicaciones desarrollada por el Profesor Twiggs [6], son sólo algunas de las innovaciones entorno a la miniaturización de la tecnología satelital.

3.2. BREVE HISTORIA DE LOS CUBESATS

3.2.1. Proyecto OPAL

OPAL (Orbiting Picosatellite Automated Launcher), mostrado en la Imagen 3.3, fue un microsatélite concebido por estudiantes de la Universidad de Stanford bajo la supervisión del Profesor Robert Twiggs. El proyecto se llevó a cabo a partir de 1995, dentro de la clase de diseño microsatelital de la universidad, teniendo como punto máximo la fecha de su lanzamiento, el 26 de junio del 2000 [7]. Antes del lanzamiento existieron muchos problemas y obstáculos en el desarrollo del satélite. Los fondos fueron interrumpidos durante dos años y hubo algunas complicaciones en varios subsistemas, causando que OPAL sólo contara con un sistema de comunicaciones de baja potencia, lo cual reducía aún más la probabilidad de éxito del proyecto. Durante las pruebas finales, previas al lanzamiento, OPAL parecía no tener oportunidad de lograr su objetivo.

El objetivo de OPAL era llevar seis picosatélites en su interior y ponerlos en órbita. Una labor muy parecida a la que ahora realiza el P-POD. Dos picosatélites fueron construidos por la compañía Aerospace, tres más por estudiantes de la Universidad de Santa Clara y uno por un grupo de radioaficionados en Estados Unidos. OPAL logró cumplir con su principal objetivo y no solamente eso, siguió transmitiendo durante mucho tiempo más del esperado. De los seis satélites desplegados sólo los dos de Aerospace lograron comunicarse con tierra.



Imagen 3.3
Satélite OPAL de la Universidad de Stanford

Como OPAL fue construido con componentes comerciales no diseñados para soportar la alta radiación del espacio exterior se pensó que no funcionaría por más de seis meses, sin embargo, su vida útil fue mayor a un año, transmitiendo datos de los acelerómetros y magnetómetros que llevaba como segunda carga útil.

OPAL fue lanzado con otros satélites de otras universidades permitiendo reducir aún más su costo de lanzamiento. El proyecto costó en total 75,000 USD. Una cifra pequeña comparada con los costos de desarrollo de otros proyectos microsatelitales. Además, el costo de elaboración (mano de obra) fue aún más reducido al ser un proyecto realizado por estudiantes. Desde este momento se comienza a vislumbrar la filosofía que daría origen al proyecto CubeSat, una ideología en la cual el satélite pasa a segundo plano y en donde el objetivo

principal es la educación y la adquisición de experiencia de los estudiantes. Para Twiggs, el proyecto OPAL fue un programa educativo, sin embargo, con un gran detalle a considerar: un proyecto de este tipo se desarrollaba en aproximadamente cinco años, más de los dos años que un estudiante permanecía en la universidad. La respuesta era un proyecto satelital menos complejo que no durara más de dos años: el proyecto CubeSat [7].

3.2.2. Origen del proyecto CubeSat

Es en 1994 cuando surge en Twiggs la idea de implementar proyectos satelitales, desde el diseño hasta la puesta en órbita del satélite, que tuvieran un tiempo de desarrollo similar al del programa de maestrías dentro de una universidad (aproximadamente dos años). Con el satélite OPAL y otros microsátélites, ajustar el tiempo de desarrollo de cada proyecto a dos años resultó imposible debido a la complejidad de estos. Fue así que Twiggs desarrolló la idea de los CubeSats, los cuales fueron diseñados en un principio para tener una masa de hasta 1 kg, basándose en la pequeña caja de plástico de unos juguetes llamados Beanie Babies.

Paralelamente, en la Universidad Politécnica de California, Jordi Puig-Suari, junto con un grupo de estudiantes, desarrollaron el P-POD, que, como ya se mencionó, es parte fundamental del estándar CubeSat. El P-POD fue desarrollado con siete objetivos principales [8]:

- Proteger la carga primaria en el vehículo lanzador
- Proteger el vehículo lanzador
- Proteger el CubeSat
- Agrupar de manera segura múltiples CubeSats para ser lanzados
- Expulsar los CubeSats de manera segura llegado el momento
- Incrementar el acceso al espacio para los CubeSats
- Proveer una interfaz estandarizada entre el vehículo lanzador y el CubeSat

Al inicio del proyecto, la construcción de un CubeSat costaba 50,000 USD y su lanzamiento 30,000 USD. Fueron diseñados con un tamaño tres veces mayor al de los satélites desplegados por OPAL con el fin de brindar más área al satélite para ser recubierto por celdas solares y así tener una mayor capacidad de conversión de energía.

La principal ventaja de los CubeSats, según Twiggs, era la ideología en torno a estos de compartir o dividir recursos y capacidades, permitiendo que, en un ámbito científico, se pudiesen hacer mediciones en varios puntos del espacio y no sólo en uno, como se había venido haciendo en múltiples proyectos satelitales.

Sin embargo, el recibimiento de los CubeSats dentro de la comunidad espacial fue pesimista. Se pensaba que los CubeSats no tendrían oportunidad de éxito debido a su reducido tamaño y escasa capacidad para albergar cargas útiles, se creía que la estandarización no serviría de nada, el que fuesen cargas secundarias era visto como otro problema y, en resumen, se pensaba que eran juguetes espaciales inútiles [6].

No fue hasta el año 2003, cuando el primer lanzamiento exitoso de un grupo de CubeSats tuvo lugar, que el proyecto CubeSat comenzó a tener cierta credibilidad en la comunidad satelital. Para ese entonces, los CubeSats ya habían pasado de ser herramientas de investigación de 1U a satélites científicos de doble y triple unidad.

3.2.3. Primer lanzamiento CubeSat

Inicialmente, cuando Twiggs y Puig-Suari presentaron su idea a la comunidad espacial, fueron recibidos con una crítica pesimista que auguraba que el CubeSat nunca podría funcionar sino como un juguete espacial. Sin embargo, el primer despliegue exitoso de un CubeSat en el 2003 ayudó a demostrar la gran capacidad que el proyecto tenía. Twiggs describe cómo el CubeSat surgió de los laboratorios de CalPoly y de Stanford como sigue:

“Una de las primeras aplicaciones científicas del CubeSat comenzó con el primer lanzamiento en el 2003. Un triple CubeSat llamado QuakeSat desarrollado con estudiantes de Stanford por la compañía Quakefinder de Palo Alto, California, fue lanzado para determinar si se podían observar bajas frecuencias de radiación electromagnética en áreas en las que un temblor fuera a presentarse enseguida. Este tipo de radiación electromagnética fue notada instantes después de que un temblor ocurrió en 1989 cerca de Santa Cruz, California. Había evidencia para creer que este fenómeno podría ser parte fundamental de los nuevos sistemas de predicción espaciales del futuro.” [6]

Y de hecho así fue, el QuakeSat-1 ha sido una de las misiones CubeSats más exitosas al proveer información sobre la detección temprana de temblores y al comprobar que la tecnología CubeSat, en realidad, podía aportar información útil en aplicaciones científicas.

El primer lanzamiento del proyecto CubeSat tuvo lugar el día 30 de junio del 2003. Fue llevado a cabo por un vehículo lanzador Rockot desde el cosmódromo de Plesetsk, Rusia. El cohete Rockot puso en órbita dos P-POD Mk. I, los cuales tenían capacidad para almacenar hasta cuatro CubeSats de 1U cada uno, en una órbita helio-síncrona con una altura de 830 km y una inclinación de 98.73° e incluían los satélites daneses AAU CubeSat y DTUSat, los japoneses CubeSat XI-IV y CUTE-1, el canadiense Can X-1 y el triple CubeSat estadounidense Quakesat. El lanzamiento fue coordinado por el Instituto de Estudios Aeroespaciales de la Universidad de Toronto. En este primer lanzamiento todos los CubeSats fueron desplegados de manera exitosa [9]. A continuación se mencionan algunos datos relevantes sobre cada uno de los satélites pertenecientes a este primer lanzamiento [10]:

- **AAU CubeSat**

Desarrollado por estudiantes de la Universidad de Aalborg en Dinamarca. El proyecto fue iniciado en el 2001 con la colaboración de distintos institutos de la propia universidad como los Institutos de sistemas electrónicos, de mecánica, de ciencias de la computación y el de ingeniería eléctrica.

Estabilizado de manera triaxial mediante tres actuadores electromagnéticos, su altitud era medida con ayuda de un magnetómetro y sensores de sol. La comunicación era provista mediante un enlace de radio amateur en la banda de UHF (430-450 MHz), la tasa de transferencia de datos era de 9600 bps y usaba un protocolo AX.25.

Su carga útil era una cámara digital CMOS. Su objetivo era tomar imágenes de la superficie de la Tierra, en especial de Dinamarca. Un objetivo secundario era medir intensidades lumínicas de algunas estrellas. El satélite sería operado por estudiantes de la Universidad de Aalborg. Las imágenes capturadas serían transmitidas a la estación de tierra de Aalborg y luego serían distribuidas por internet.

Estuvo en operación durante dos meses y medio, en los cuales no se pudo establecer una comunicación sólida con tierra debido a que el satélite presentó un problema en el transmisor. Era un CubeSat de 1U con una masa de 1 kg.

- **DTUSat**

Construido por estudiantes de la Universidad Técnica de Dinamarca a partir del 2001. Tenía estabilización triaxial y control de altitud mediante magnetorques y sensores de sol. La comunicación se estableció en las frecuencias de 437 y 475 MHz. La tasa de transferencia era de 2400 bps con una modulación AFSK.

Contenía dos cargas útiles: un theter (propulsor) electrodinámico y un transmisor de radio para ayudar a radioaficionados a hacer pruebas en sus equipos.

No se pudo establecer comunicación con él, sin embargo el desarrollo del proyecto involucró a más de 70 estudiantes. Era un CubeSat de 1U y pesaba 1 kg.

- **CubeSat XI-IV**

Construido por la Universidad de Tokio. También conocido como OSCAR-57, formó parte del proyecto OSCAR (Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio) de AMSAT (Amateur Radio Satellites). Su objetivo era demostrar y validar diversos componentes COTS (Commercial off the shell) que son componentes que no han sido validados para su uso en el espacio, además de obtener imágenes mediante una cámara CMOS. La comunicación se establecía en las frecuencias 145 y 437 MHz con una tasa de transferencia de 1200 bps y una modulación FSK. Tenía estabilización triaxial y control de altitud mediante un imán permanente.

Se pudo tener comunicación con él después del despliegue y hasta el 2005. Debido a la baja tasa de transferencia una sola imagen tardaba de dos a tres días en ser adquirida. Era un CubeSat de 1U y de 1 kg.

- **CUTE-1**

Construido por el Instituto Tecnológico de Tokio en colaboración con el Laboratorio de Robótica Espacial y de Teleoperaciones de Tokio. También conocido como OSCAR-55. Fue diseñado y desarrollado por estudiantes utilizando componentes COTS. Tenía una estabilización triaxial. Su comunicación se hacía mediante las frecuencias 144 y 430 MHz con una tasa de transferencia de 1200 bps.

Se pudo tener comunicación con él después del despliegue y hasta julio del 2004. Tenía como carga útil varios transmisores con diferentes protocolos de transmisión y varios sensores como termómetros, acelerómetros y giroscopios. Era un CubeSat de 1U y de 1 kg.

- **CanX-1**

Fue el primer satélite canadiense. Construido en 22 meses por la Universidad de Toronto dentro de un programa cuyos objetivos eran promover, desarrollar y probar tecnologías espaciales de bajo costo y verificar el funcionamiento de diversas tecnologías electrónicas en un ambiente espacial. Tenía varias cargas útiles como una cámara CMOS para observación terrestre y lunar, una computadora de a bordo con un procesador ARM-7, un receptor GPS y un sistema de control magnético activo. Nunca tuvo contacto con tierra. Era un CubeSat de 1U y con una masa de 1 kg.

- **Quakesat**

Fue construido por estudiantes de la Universidad de Stanford y por la agencia Quakefinder. Su carga útil era un magnetómetro destinado a recolectar información para la prevención de temblores. Se estabilizaba con ayuda de imanes permanentes y mediante histéresis magnética. Tenía un sistema de paneles solares desplegable que le suministraba hasta 14 W de potencia. Su comunicación se hizo en la frecuencia de 436 MHz con una tasa de transferencia de 9600 bps. Estuvo funcionando hasta diciembre del 2004. Era un CubeSat de 3U y tenía una masa 4.5 kg.

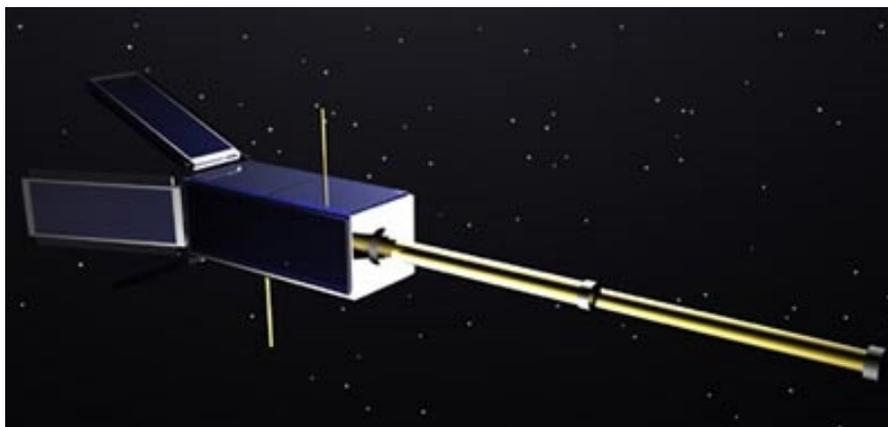


Imagen 3.4
CubeSat de 3U: Quakesat

3.2.4. Lanzamientos posteriores

Sólo hizo falta un lanzamiento para que la comunidad espacial y la universitaria se mostraran sumamente interesadas en el estándar CubeSat. Después del lanzamiento del 2003, hubo una gran participación de los estudiantes de diferentes universidades del mundo. De esta forma, se estableció una comunidad de desarrolladores que buscaban resolver problemas similares, en donde los estudiantes podían aprender de las experiencias de otros.

Los proyectos CubeSat comenzaron a elaborarse usando componentes COTS (Commercial off-the-shelf) debido a sus reducidos tamaño y costo. De esta forma, algunos elementos se adaptaron y estandarizaron para usarse en proyectos CubeSat. Partes de teléfonos celulares y de laptops eran muy populares, y muchos desarrolladores preferían usar componentes COTS que hubieran mostrado tener éxito en otras misiones CubeSat, desde procesadores hasta baterías.

Además, los desarrolladores tendían a usar los mismos componentes y sistemas en diversos proyectos CubeSat, permitiendo que los CubeSats fueran diseñados de tal forma que una gran variedad de cargas útiles se pudiesen adaptar a ellos.

Así mismo, la Universidad Politécnica de California comenzó a funcionar como un intermediario entre la empresa lanzadora y los desarrolladores de CubeSats, lo cual permitió que estos últimos pudiesen enfocarse totalmente en el diseño de sus CubeSats sin ocuparse de los detalles del vehículo lanzador. Esto fue una de las grandes ventajas que se obtuvieron de la estandarización, además de solucionar diversos problemas que se habían venido presentando entre las empresas lanzadoras y las universidades que tenían muy poca experiencia en el ámbito espacial como el incremento de los tiempos de integración y de los costos de lanzamiento.

Cuando Cal Poly entra a ser el coordinador de los lanzamientos, es cuando se comienzan a resolver diferentes problemáticas de manera más rápida y sin ocupar tiempo de las empresas lanzadoras. Como resultado, el proveedor del lanzamiento y el desarrollador del CubeSat interactúan de una manera ágil y transparente y, por consecuencia, el número de los proyectos comienza a crecer.

El segundo lanzamiento múltiple fue realizado el 27 de octubre del 2005 en un vehículo lanzador Cosmos-3M desde el cosmódromo de Plesetsk, Rusia. Este lanzamiento constaba de tres CubeSats como carga secundaria y fueron desplegados en una órbita helio-síncrona de 686 km de altura y una inclinación de 98°.

Los tres CubeSats fueron el UWE-1 de la Universidad de Würzburg, Alemania, el XI-V de la Universidad de Tokio, Japón y el NCube-2 de Noruega. En el despliegue de los CubeSat se utilizó el T-POD (Tokyo-Picosatellite Orbital Deployer), desarrollado por la universidad de Tokio y la Universidad de Toronto, en vez del P-POD. Los tres CubeSats fueron desplegados de manera exitosa, sin embargo no se pudo establecer comunicación con el NCube-2 [11].

Desde el primer lanzamiento hasta que se dio el progreso constante en el número de estos y se obtuvieron resultados del todo positivos tuvieron que pasar aproximadamente cuatro años, en los cuales la comunidad CubeSat tuvo que aprender de diversos errores que pusieron en duda todo el proyecto y tuvo que forzarse a tener éxito en intentos posteriores. Uno de los puntos frágiles del proyecto CubeSat tuvo lugar durante el tercer lanzamiento en conjunto, llevado a cabo el 26 de julio del 2006 en un vehículo lanzador Dnepr en el cual se pensaban poner en órbita 14 CubeSats como carga secundaria. El cohete falló durante su primera etapa, 74 segundos después del despegue, destruyendo a todos los satélites que llevaba en su interior. Este lanzamiento estaba compuesto por los satélites CubeSat Rincon 1 y SACRED de la Universidad de Arizona y el UniSat-4 de la Universidad de Roma. Los otros proyectos provenían de la Universidad Noruega de Ciencia y Tecnología, de la Universidad de Aviación de Hankuk, en Seúl, Corea, y de la Universidad de Turín en Italia. La compañía Aerospace de los Estados Unidos también había desarrollado un CubeSat para este lanzamiento [33].

A pesar de este fracaso, los proyectos CubeSats siguieron desarrollándose y a partir del año 2007 sus lanzamientos se han dado de manera constante. Actualmente (2015), podemos hablar de más de 230 CubeSats en total lanzados por distintas universidades alrededor del mundo y de varios proyectos a futuro que lograrán probar la capacidad del proyecto CubeSat al usarse como constelaciones satelitales.

3.3. CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL ESTÁNDAR CUBESAT

Como ya hemos mencionado el estándar CubeSat surge de la colaboración entre la Universidad de Stanford y la Universidad Estatal Politécnica de California con el objetivo de brindar a la comunidad académica una plataforma estandarizada para diseñar y poner en órbita proyectos satelitales.

Es por eso que el estándar CubeSat se diseñó para que sus proyectos puedan completarse en un lapso de tiempo similar a la duración de las carreras de maestría en las universidades, dos años o menos. Este rápido ritmo en el desarrollo de los proyectos CubeSat permite a los estudiantes estar involucrados en las diferentes etapas de este:

- Objetivos del proyecto y planeación de requerimientos
- Diseño, análisis y simulaciones
- Fabricación, ensamble y control de calidad
- Pruebas a los diferentes sistemas involucrados
- Integración y lanzamiento
- Operaciones de control desde la estación terrena

Recordemos que una característica esencial del proyecto CubeSat es el uso de una interfaz y de un sistema de despliegue estandarizado, el P-POD, que permite reducir el costo del proyecto y acelerar su tiempo de desarrollo, así como separar el desarrollo del satélite de las condiciones establecidas por la empresa proveedora del lanzamiento. Actualmente Cal Poly es una institución intermediaria entre los desarrolladores y la empresa lanzadora, permitiendo que diferentes universidades y organizaciones desarrollen y pongan en órbita proyectos CubeSat sin tener que interactuar directamente con el proveedor del lanzamiento.

Cabe recalcar que el éxito del proyecto CubeSat reside en que este funciona como un estándar. Un estándar que responde a las características y dimensiones del P-POD. El satélite CubeSat, evidentemente, también responde a estas características, es decir, las dimensiones de un CubeSat están totalmente ligadas a las del P-POD y en conjunto, y al ser el P-POD la interfaz entre el satélite y el vehículo lanzador, consolidan la base de los proyectos CubeSat. A continuación mencionaremos las principales características tanto del P-POD como del CubeSat.

3.3.1. Características principales del P-POD

Como ya hemos dicho, entre las funciones principales del P-POD se encuentran proteger al vehículo lanzador y a la carga primaria, proveer un sistema seguro para el despliegue de los CubeSats y establecer una fácil accesibilidad con los vehículos lanzadores compatibles.

Dentro del vehículo lanzador, el P-POD debe de asegurar tanto la integridad de su estructura como resguardar a los CubeSats durante el lanzamiento. Además, el P-POD cumple con las funciones de aislar a los CubeSats del vehículo lanzador evitando que cualquiera de sus características mecánicas o eléctricas lo afecten. Esto reduce y limita varios de los factores de riesgo que podrían afectar al cohete lanzador o a la carga principal como la activación accidental de los componentes electrónicos de los CubeSats, daños en la estructura de alguno de los satélites o el prematuro despliegue de sus antenas u otros elementos.

En cuanto a los CubeSats, el P-POD debe de asegurar su protección de diversas formas. Debe de brindarles un entorno seguro durante el lanzamiento, así como cierta estabilidad durante el despliegue de estos. El P-POD también es el encargado de proveer a los CubeSats un ambiente aislado y limpio, protegiéndolos de factores contaminantes tales como el polvo o de su manipulación accidental y posterior desajuste. Una vez integrados, el acceso a los CubeSats sólo es posible a través de unos pequeños paneles los cuales permiten

hacer algunos ajustes en ellos de última hora pero de no ser necesarios, estos permanecen inactivos hasta después de su despliegue.

La estructura y diseño del P-POD son muy simples. Se compone de una caja de aluminio con un resorte, una compuerta y un mecanismo encargado de abrirla. Los CubeSats pueden ser introducidos en su interior sujetándose o alineándose mediante unos rieles que forman parte del P-POD los cuales reducen la fricción entre los CubeSats y este y permiten que se deslicen de manera fácil al momento de su despliegue.

La función del P-POD es abrir la compuerta en un momento determinado y empujar los CubeSats que contiene hacia afuera, hacia lo que sería el espacio exterior. Funciona de una manera muy sencilla, sin embargo las precauciones que se toman y las pruebas que se le hacen son demasiado rigurosas pues de su buen funcionamiento dependen tanto los CubeSats como las cargas principales de los vehículos lanzadores, las cuales son comúnmente proyectos satelitales de varios millones de dólares [12].

El P-POD tiene dimensiones de 10 x 10 x 34 cm, lo cual le permite resguardar hasta tres CubeSats de 1U o el equivalente a estos, es decir, podría albergar un CubeSat de 3U o un CubeSat de 1U junto con uno de 2U. También existen P-PODs o más bien un arreglo de estos diseñado para poder llevar hasta 6 CubeSats de una unidad en dos grupos de tres satélites cada uno.

A lo largo del proyecto CubeSat se han utilizado 3 tipos diferentes de P-POD. Son en esencia idénticos pero han sufrido leves modificaciones en su funcionamiento. El primer P-POD fue el Mk. I, tenía una capacidad de hasta 4U y fue usado durante el primer lanzamiento en el 2003. El mecanismo encargado de liberar a la compuerta era un sencillo sistema que utilizaba Vectran, un hilo muy resistente hecho de un polímero de cristal líquido, y un cortador. Una vez activado el mecanismo liberador, dos pequeños resortes eran los encargados de abrir la compuerta. Finalmente el resorte interno era el que expulsaba los CubeSats a una velocidad de 2 m/s. [13]

El Mk. II agregó un sistema que permitiera la expulsión de los CubeSats sólo hasta que la compuerta del P-POD estuviese abierta de tal manera que formará un ángulo de 90° tomando como referencia su posición inicial. El mecanismo liberador utilizado fue el Starsys Qwknut 3k el cual era un dispositivo eléctrico que no requería de ningún tipo de explosión para liberar la compuerta y que se activaba mediante una señal proveniente del vehículo lanzador. El Qwknut era un dispositivo muy eficaz, con redundancia en sus componentes, lo cual lo hacía el elemento más costoso de todo el P-POD. Este dispositivo fue elegido entre otros más baratos o diseñados por estudiantes para así asegurar el buen funcionamiento del sistema entero. Estos P-POD se utilizaron en el lanzamiento fallido de Dnepr. Más tarde, una versión ligeramente modificada del Mk. II, desarrollada con ayuda del Centro de Investigación de la NASA, fue utilizada en el proyecto GeneSat-1. Esta versión del P-POD utilizó un dispositivo que funciona como carrete, el NEA 9101B, como mecanismo liberador.

Finalmente, la versión actual del P-POD es el Mk. III, el cual ofrece dos paneles de acceso a los CubeSats después de su integración en vez de sólo uno como sus predecesores. Se modificó el largo del resorte dentro del P-POD para permitir una eyección a 1.6 m/s. El Mk. III además de enviar la señal de que la compuerta ha sido abierta a más de 90° también manda una señal que indica que la compuerta permanece cerrada, esto con el fin de monitorear su estado en todo momento. Puede utilizar como mecanismo liberador tanto el Qwknut como el NEA, según sean las características de despliegue buscadas. [13]

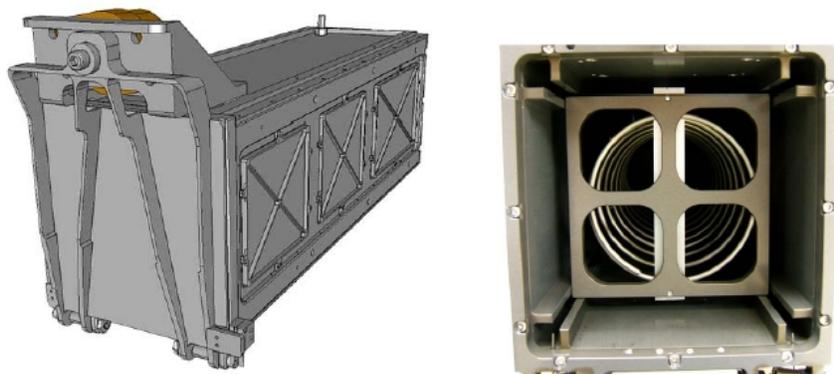


Imagen 3.5
P-POD Mk. III

3.3.2. Características principales del CubeSat

Recalquemos. Un CubeSat es un satélite en forma de cubo que mide 10 cm por lado y que puede pesar hasta 1.3 kg. Fue diseñado con estas dimensiones a partir de diferentes factores que a continuación enlistamos [1]:

- Un CubeSat requiere tener cierta cantidad de energía para suministrarla a sus componentes eléctricos y electrónicos. Cada CubeSat requiere entre 3 y 5 volts para lograr este suministro para lo cual necesita tener cierta cantidad de celdas solares que conviertan energía solar en la eléctrica que requiere. Los tamaños de celdas solares disponibles en el mercado tienen dimensiones de 30 x 70 mm, por lo cual las dimensiones del CubeSat debían de ajustarse de tal modo que se pudiesen colocar por lo menos dos celdas en cada cara del satélite para generar la suficiente energía.
- Diversas baterías, cilíndricas y rectangulares, eran compatibles con estas dimensiones.
- Se debía de considerar el número de baterías a utilizar, pues era importante que el CubeSat tuviese energía de reserva necesaria para poder comunicarse con tierra considerando que sus antenas era de baja ganancia y que su frecuencia era comúnmente una frecuencia de radio amateur, lo cual significaba ocupar más espacio para baterías.
- El peso debía de ser reducido pues este está directamente ligado al costo de lanzamiento. Una pequeña variación en el peso del satélite representa un gran aumento en el precio de lanzamiento.

Un CubeSat tiene otras características definidas por las características del P-POD. A continuación las enlistamos [1]:

- El centro de masa de un CubeSat debe de estar a 2 cm de su centro geométrico, esto para minimizar su desestabilización al momento del despliegue.
- Las áreas en las que se pueden hacer ajustes en el CubeSat están determinadas por la disposición de los paneles de acceso presentes en el P-POD. De esta forma, algunos puertos USB o de algún otro tipo deberán ser colocados en el CubeSat tomando en cuenta la ubicación de los paneles del P-POD.
- Los CubeSats tienen cuatro rieles que embonan con los del P-POD. Estos rieles deberán ser lisos, planos para minimizar la fricción durante el despliegue.
- La expansión térmica de los CubeSat deberá ser similar a la del P-POD, por lo que deberán ser construidos con un material similar al del P-POD (aluminio 7075-T73, 6061 o 5052).
- Las tolerancias en las especificaciones del CubeSat están basadas en las tolerancias del P-POD.

Estas son las características principales de un CubeSat, sin embargo existen muchos más detalles y elementos a considerar. Estos puntos serán descritos en el capítulo 4 de esta tesis.



*Imagen 3.6.
Estructura de un CubeSat del proveedor Pumpkin*

3.4. SUBSISTEMAS PARTICULARES DE UN CUBESAT

Como cualquier otro satélite, un CubeSat se conforma de los subsistemas mencionados en el primer capítulo de esta tesis. Cada subsistema cumple con una función en específico y en conjunto logran que el objetivo del satélite se lleve a cabo.

El diseño de satélites CubeSat encuentra varias diferencias importantes en relación con el diseño de satélites más grandes que se han venido desarrollando desde el inicio de la era satelital. Una de las variaciones más representativas es que el diseño de los satélites depende totalmente de las características particulares de su carga útil, mientras que en un CubeSat ocurre lo contrario siendo la carga útil la que se debe de ajustar a las características del satélite.

Otra diferencia es dada por el costo en el desarrollo y por los objetivos de los satélites. Los satélites más grandes representan una gran inversión monetaria y al mismo tiempo tienen objetivos que dependen del correcto funcionamiento de estos, por otro lado, los CubeSats tienen costos de desarrollo muy bajos y su objetivo principal se basa en el aprendizaje y toma de experiencia de los alumnos involucrados en estos proyectos. Estas diferencias determinan, entre otros factores, el tipo de componentes que se pueden utilizar en la elaboración de los subsistemas de cada satélite. Mientras que los componentes y elementos utilizados en los proyectos satelitales a gran escala deben de tener características muy particulares como la resistencia a la radiación y que hayan sido probados anteriormente en un ambiente espacial, los proyectos CubeSat usan componentes económicos, la mayoría de las veces no diseñados para funcionar en un ambiente espacial, sin resistencia a la radiación y muchas veces tomados de otro tipo de dispositivos como radios o laptops, los conocidos como componentes COTS. Lo anterior es permisible pues, además de las diferencias ya mencionadas, los CubeSats tienen ciclos de vida cortos, que varían entre los seis meses y los dos años, tiempo en el cual estos componentes son capaces de cumplir con sus funciones.

Por último, la redundancia en algunos subsistemas, importante para garantizar el funcionamiento de un satélite, es poco común en los proyectos CubeSat debido al reducido espacio y a las restricciones de peso.

En un CubeSat existen detalles particulares en cada subsistema. A continuación mencionaremos las características y detalles más importantes de cada uno de estos.

3.4.1. Estructura

El subsistema estructural de un proyecto CubeSat es un diseño estandarizado, como ya lo hemos mencionado, que puede tomar las dimensiones de 1U, 1.5U, 2U, 3U o 6U y que deberá ajustarse a los requerimientos del P-POD. La estructura puede ser adquirida con algún proveedor de componentes CubeSat o puede ser elaborada por el propio desarrollador, universidades en la mayoría de los casos. El diseño debe de seguir con las especificaciones del estándar CubeSat y deberá ser elaborado con un material que tenga características similares a las del aluminio 7075-T73 con el cual está fabricado el P-POD. Es importante que estas estructuras tengan un recubrimiento que les proporcione protección contra la oxidación como el Alodine.

3.4.2. Comunicaciones

El subsistema de comunicaciones presenta varias dificultades y limitaciones en un proyecto CubeSat. En primer lugar, dado el tamaño del satélite, este subsistema debe de ser, de igual forma, reducido, sobre todo por las restricciones de potencia que se presentan, dando como resultado un sistema de comunicaciones con una pequeña potencia de salida de entre 100 y 500 mW y con tasas de transferencia de datos de entre 1200 bps y 9600 bps. Se utilizan modulaciones como la AM, FM o FSK.

Las especificaciones de este subsistema no están totalmente definidas pero tiene como requerimientos el que el satélite opere en una frecuencia de radio amateur y que la comunidad de radio amateur pueda recibir

y decodificar cierta información de telemetría del satélite. Las bandas de radio amateur usadas comúnmente se encuentran en los 144 MHz, para el enlace ascendente, y los 420 MHz, para el enlace descendente, del espectro radioeléctrico.

Otra característica del subsistema de comunicaciones es el uso de software para generar las codificaciones necesarias, como código Morse o DTMF (Dual Tone Multi-Frequency), esto con el fin de tener una reducción en el volumen, masa y consumo de energía total del satélite, generados por el hardware que cumpliera con estas mismas funciones.

Es común encontrar proyectos CubeSat en los que se han adaptado un par de radios transmisores-receptores (transceivers) comerciales para usarse dentro de este subsistema, como en el proyecto CP1 de Cal Poly en el que se ocupó un transceiver Alinco modificado [14]. Estos transceivers tienen como características su reducido costo, peso y tamaño, además de que funcionan dentro de un gran rango de frecuencias de radio amateur.

En cuanto a las antenas, podemos mencionar que las más comunes son las antenas monopolo omnidireccionales, las cuales deben de tener un sistema de despliegue pues los CubeSats se encuentran restringidos por el P-POD durante la integración y el lanzamiento. En la Imagen 3.7 se muestra una representación de un CubeSat con antenas monopolo.



*Imagen 3.7
CubeSat con antenas monopolo*

3.4.3. Energía eléctrica

Este subsistema es uno de los menos complejos debido a sus bajos requerimientos tanto de voltaje como de potencia. Puede haber dos configuraciones básicas, la primera en la cual se utilizan baterías no recargables para suministrar energía al satélite sólo después del despliegue y hasta que las celdas solares comiencen a aportar energía y la segunda en la cual se utilizan baterías recargables que proveerán de energía al satélite en múltiples ocasiones a lo largo de su vida útil. Usualmente, los CubeSat no cuentan con un regulador de control de carga debido a sus restricciones de masa y volumen.

Las baterías utilizadas pueden ser de Arseniuro de Galio (GaAs), Niquel-Cadmio (NiCd) y Litio-Ion (LiIon) siendo estas últimas la mejor opción pues aportan una mayor capacidad en relación con su masa, sin embargo requieren tener una regulación de carga muy precisa pues de no tenerla las baterías podrían explotar. El rango de voltajes típico de este subsistema está entre los 3 y los 5 V, sin embargo, pueden haber configuraciones de dos baterías LiIon conectadas en serie capaces de alcanzar los 7.2 V.

Un gran problema de este subsistema son las características de las celdas solares y la importancia que éstas tienen en el funcionamiento del satélite, haciéndolas imprescindibles. Actualmente, las eficiencias de las celdas solares no superan el 28% aportando voltajes por debajo de los 5 V y comúnmente son los elementos más costosos y de mayor masa de todo el satélite. Se utilizan diferentes métodos para optimizar el suministro de energía de las celdas solares, uno de ellos es variar la carga de los paneles buscando los puntos de voltaje máximos sobre la curva intensidad contra voltaje.

Con el avance y con la popularidad que poco a poco han ido alcanzando los proyectos CubeSat las cargas útiles han ido elevando sus requerimientos de energía haciendo que los paneles solares colocados sobre la estructura de los CubeSats sean insuficientes para poder satisfacer tales demandas por lo cual se han desarrollado sistemas de paneles solares desplegados para poder aportar una mayor cantidad de celdas, optimizar el ángulo de incidencia de la energía solar y, por lo tanto, incrementar el suministro de energía del satélite.



Imagen 3.8.

Disposición de los paneles solares en diferentes configuraciones de CubeSats

3.4.4. Control de posición y estabilización

Conocido como ADCS (Attitude Determination and Control System) este subsistema se integró en los primeros satélites CubeSat a través de la estabilización magnética pasiva, permitiendo cierto control en la orientación de los satélites para establecer una mejor comunicación con ellos. Otros métodos de estabilización utilizados fueron tomados de los satélites pequeños desarrollados por AMSAT como la estabilización magnética mediante histéresis.

En la actualidad se comienzan a utilizar los métodos de estabilización empleados en los primeros satélites comerciales como la estabilización por gradiente de gravedad y mediante el uso de torques magnéticos. De igual forma hay varios proveedores de componentes CubeSat con los que se pueden adquirir ruedas inerciales para implementar la estabilización triaxial. Los dispositivos más utilizados son los magnetómetros, los sensores de sol y los giroscopios.

Hay varios dispositivos y sistemas de estabilización desarrollándose especialmente para los CubeSats basados en el uso de la tecnología MEMS (Microelectromechanical Systems) que prometen ser de gran utilidad debido a sus reducidos tamaño y masa.

3.4.5. Control térmico

En la mayoría de los proyectos CubeSat no se requiere un control térmico activo pues mediante estrategias de control térmico se puede mantener a un CubeSat dentro de un rango de temperaturas de entre

los -30°C y los 10°C . El factor más importante a considerar en el diseño del subsistema de control térmico de un CubeSat es que los demás subsistemas deben de tener terminales conductoras de calor que lo puedan distribuir hacia las superficies del satélite en donde, mediante el uso de materiales especiales, se pueda conseguir un buen control de las condiciones térmicas del CubeSat.

Un previo análisis y modelado de todos los factores involucrados, como el calor interno generado por los componentes del satélite, calor externo provocado por el Sol y las fases de eclipse, es esencial para obtener un buen diseño del control térmico de un CubeSat. La mayoría de los CubeSats opera en un rango de temperaturas que va de los -20°C a los 30°C sin utilizar un subsistema complejo de control térmico.

3.4.6. Telemetría y comando

El subsistema de telemetría y comando de los CubeSat es muy similar estructuralmente al de los satélites comerciales pero la capacidad de procesamiento demandada es mucho menor. El uso de componentes COTS ha facilitado en demasía el desarrollo y eficacia de este subsistema a la vez que el de los proyectos CubeSat en general. Por ejemplo, se pueden utilizar procesadores provenientes del mercado de teléfonos celulares, iPads y otros dispositivos móviles dando al desarrollador del proyecto diversas posibilidades de elección.

En la actualidad, se comienzan a diseñar estos subsistemas con procesadores avanzados de doble núcleo lo cual permitirá ampliar la capacidad de procesamiento del satélite y, a su vez, probar este tipo de tecnología en un ambiente espacial para después poder emplearse en proyectos satelitales comerciales y en diversas misiones científicas.

3.4.7. Propulsión

El subsistema de propulsión, dentro de la tecnología CubeSat, es tal vez el subsistema menos desarrollado de todos, esto debido a la dificultad y los problemas que se presentan al miniaturizar los sistemas de propulsión convencionales ocupados en los satélites más grandes. Al reducir el tamaño de los sistemas se reducen, evidentemente, las dimensiones de cada uno de sus componentes, sin embargo, lo que no se puede reducir es el tamaño de los elementos ajenos al sistema mismo, es decir, en el caso de un sistema de propulsión, lo que no se podría reducir es el tamaño de las moléculas de los componentes químicos involucrados en los diferentes procesos de combustión, de ionización, eléctricos, etc., al igual que los altos voltajes necesarios para poder activar las diferentes válvulas e interruptores de los sistemas de propulsión miniaturizados. Esto hace que un sistema de micropropulsión sea costoso y complejo y, por ende, que no sea considerado para utilizarse en proyectos CubeSat desarrollados por universidades, sin embargo, los intereses gubernamentales e industriales en los satélites CubeSat van en incremento y con ello las posibilidades de desarrollo de la tecnología CubeSat, incluida la micropropulsión.

Hasta el día de hoy, ha habido escasos proyectos CubeSat implementando un sistema de propulsión. Uno de estos proyectos fue el CanX-2 que usó, de manera exitosa, un sistema de propulsión de gas licuado (SF_6). También se han desarrollado otros sistemas de propulsión parecidos implementados en otros picosatélites no pertenecientes al estándar CubeSat. A continuación, enlistamos algunos métodos de propulsión desarrollados o en desarrollo para utilizarse en proyectos CubeSat futuros [15]:

- **Sistemas de butano**

Combinan el uso de propelente líquido con la simplicidad de un sistema de gas frío. Capaz de realizar algunas maniobras de proximidad. Tienen un impulso específico y un delta-v limitado. Listos para usarse en CubeSats.

- **Propulsores de plasma con micro-impulso**

Se basa en la propulsión por plasma ocupada en microsátélites. Los impulsos totales del sistema son limitados y su operación sólo puede darse de manera intermitente. Ocupado para apuntamiento de precisión y para un delta-v pequeño. Listos para su uso en CubeSats.

- **Sistemas monopropelentes**

Propulsores de hidracina miniaturizados que ofrecen un incremento en el impulso específico y en el delta-v necesarios para realizar órbitas de transferencia. Debe de optimizarse su consumo de energía para que pueda ser integrado en proyectos CubeSat.

- **Sistema de propulsión Ion**

Ofrece un incremento considerable en el impulso específico. Requiere potencias de 50 W por lo cual su uso en CubeSats es hasta cierto punto prohibitivo. CubeSats de 3U con arreglos de paneles solares podrían alcanzar estas potencias.

- **Propulsor coloidal**

Su relación propulsión-potencia mayor que la de los sistemas químicos y su menor impulso específico comparado con los propulsores de Ion lo colocan en un rango de desempeño intermedio que lo hace útil para aplicaciones de observación terrestre.

- **Propulsores electrosprays Ion**

Los micro-electrosprays son los primeros propulsores MEMS propuestos hace más de 30 años y desarrollados durante la última década. Dan mayores ventajas en cuanto a su reducido tamaño. Puede utilizar diferentes modos de operación obteniendo un rango amplio en su impulso específico. Se podría utilizar para control de altitud. Es una tecnología en desarrollo. El MIT, en su Laboratorio de Propulsión Espacial, está desarrollando este tipo de propulsión basándose en la extracción y aceleración de iones pesados usando fuertes campos eléctricos en la interface existente entre un propelente y el vacío para generar la propulsión deseada. La ausencia de válvulas e interruptores hacen que este método se ajuste a los requerimientos de masa y tamaño de los proyectos CubeSat [5].

- **Propulsores con microcavidades**

Son el equivalente electrotérmico de los arreglos de electrosprays, operando con un menor impulso específico y un mayor nivel de propulsión. Tiene aplicaciones en el control de altitud. Usa propelentes gaseosos que requieren un sistema de válvulas miniaturizado. Es una tecnología en desarrollo.

Una vez que se desarrollen los subsistemas de propulsión se podrán explotar muchas de las capacidades de la tecnología CubeSat relacionadas con la modificación de las trayectorias orbitales, el control de posición y la exploración interplanetaria. Sin embargo, la integración de estos subsistemas representará un incremento representativo en la complejidad y en el costo de desarrollo de un CubeSat haciendo que los proyectos relacionados con las aplicaciones de estos subsistemas sean del tipo gubernamental o comercial, lo cual permitiría una mayor investigación y un mayor desarrollo de este tipo de subsistemas y, posteriormente, la optimización de su costo y eficacia. De igual forma, el hecho de que los proyectos CubeSats comiencen a ser útiles para el gobierno y para la industria representa una oportunidad en su evolución pues la inversión económica que podría presentarse significaría un desarrollo tecnológico inherente.

3.5. CARGA ÚTIL DE UN CUBESAT

El estándar CubeSat se ha visto involucrado en el desarrollo de diversos proyectos cuyas cargas útiles han sido del todo diversas brindando una gran gama de aplicaciones más allá del cumplimiento del objetivo educativo que el diseño y construcción de un CubeSat plantea dentro de un entorno universitario. Ciertamente la carga útil de un satélite CubeSat se ve limitada por las condiciones de tamaño y peso que el estándar dicta, sin embargo, la gran variedad de enfoques que un proyecto CubeSat puede tener y el éxito alcanzado por muchos de estos, ha permitido que las aplicaciones de un CubeSat se vayan ampliando y que se comience a pensar en los proyectos CubeSat no solamente como proyectos educativos sino también como proyectos de índole comercial y gubernamental. Desde las misiones dedicadas a comprobar y verificar el desempeño de diferentes componentes y dispositivos en un entorno espacial hasta las misiones científicas relativas a la astrobiología y al análisis de la ionósfera, los proyectos CubeSat pueden ser considerados como verdaderos aportes de la tecnología satelital hacia el desarrollo de la tecnología en general. Las innovaciones en torno a la tecnología CubeSat han permitido que los desarrolladores demuestren las capacidades de estos satélites utilizando cargas útiles basadas en electrónica miniaturizada, en MEMS y en avances tecnológicos de sensores, microprocesadores y microcontroladores. A continuación mencionaremos algunas de las aplicaciones en las que los proyectos CubeSat se han enfocado:

- Demostración tecnológica
- Micropropulsión
- Observación de la Tierra y del espacio
- Detección de sismos
- Radio amateur
- Comunicaciones
- Astrobiología
- Demostración de dispositivos y componentes satelitales
- Análisis ionosféricos
- Navegación
- Astrofísica
- Arte

Desde el primer lanzamiento en el 2003 ha habido más de 230 proyectos CubeSat desarrollados. A continuación describiremos de manera muy general diversos proyectos CubeSat en relación con su aplicación, ordenados cronológicamente en función a la fecha de su lanzamiento:

- **Quakesat: Detección de sismos [16]**

Lanzamiento

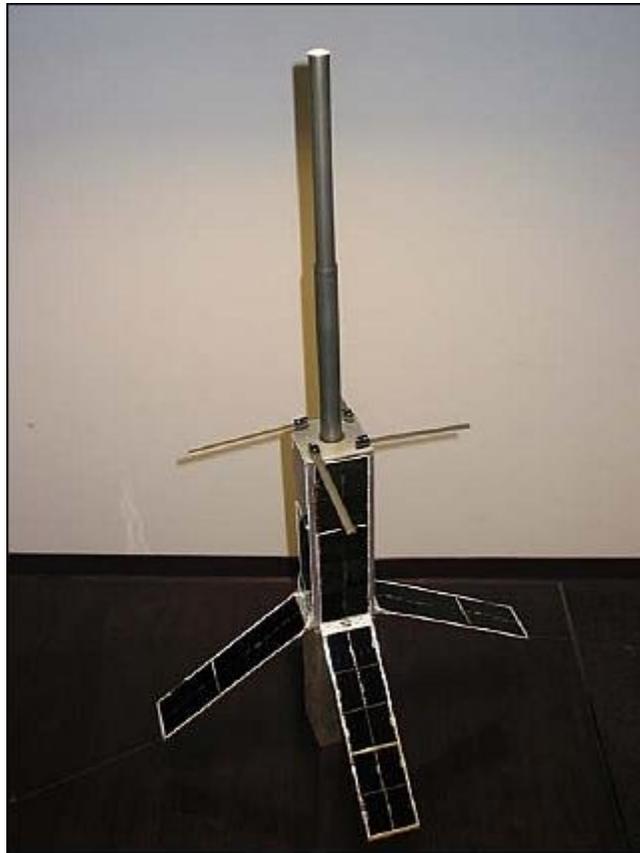
Construido por estudiantes de la Universidad de Stanford y por la agencia Quakefinder utilizando componentes COTS. Fue lanzado el día 30 de junio del 2003 por un vehículo lanzador Rockot desde el cosmódromo de Plesetsk, Rusia, junto con otros cinco Cubesats en lo que fue el primer lanzamiento CubeSat y puesto en una órbita helio-síncrona con una altura de 830 km y una inclinación de 98.73°. Estuvo funcionando hasta diciembre del 2004. Era un CubeSat de 3U y tenía una masa 4.5 kg.

Objetivos de la misión

Detectar, registrar y adquirir información de señales electromagnéticas de muy baja frecuencia (ELF) para ser usada en técnicas de predicción de actividad sísmica.

Carga útil

-Magnetómetro: usado para medir las señales ELF. Era un magnetómetro compuesto por dos bobinas de 25,000 vueltas cada una y un preamplificador de bajo ruido. Tenía una sensibilidad de 10 pT pudiendo registrar señales ELF entre 1 Hz y 1000 Hz. Tenía una longitud de 30.5 cm, un diámetro de 1.9 cm y una masa de 822 g.



*Imagen 3.9
Satélite Quakesat*

- **GeneSat-1: Astrobiología [17]**

Lanzamiento

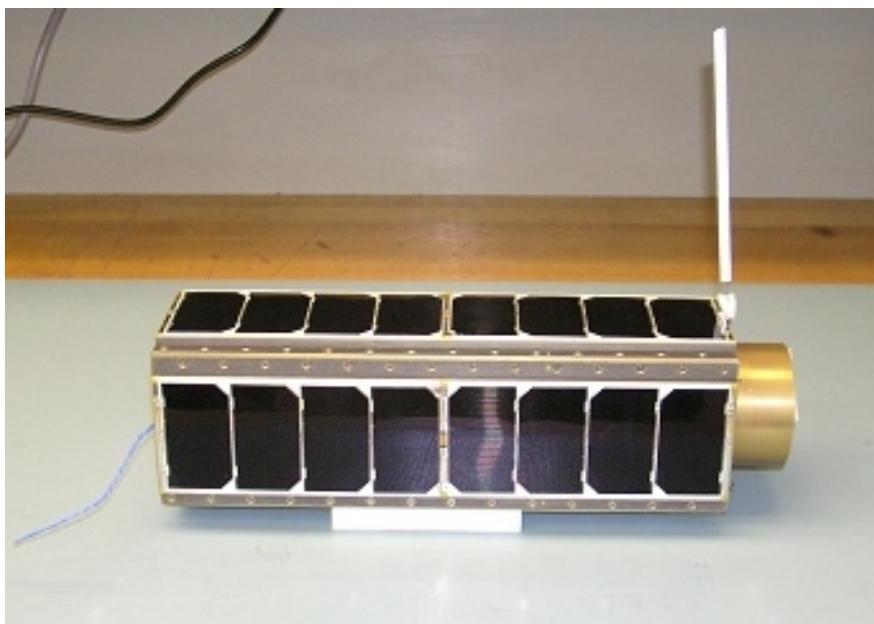
El GeneSat-1 es un proyecto desarrollado por la NASA en colaboración con la Universidad de Santa Clara, Cal Poly y la Universidad de Stanford. Fue lanzado el 16 de diciembre del 2006 como segunda carga en un vehículo lanzador Minotauro desde las instalaciones aéreas de NASA Wallops, Virginia, EUA. Fue desplegado mediante el P-POD en una órbita circular de 460 km de altura con una inclinación de 40.5°. Era un CubeSat de 3U desarrollado con base al QuakeSat y tenía una masa de 4.1 kg. El satélite reentró a la atmósfera terrestre en agosto del 2010.

Objetivos de la misión

El objetivo principal del proyecto es estudiar los efectos de la microgravedad en cultivos biológicos, y diferentes bacterias, en particular la bacteria E. coli.

Carga útil

Plataforma de experimentos genéticos: plataforma autónoma para desarrollar experimentos genéticos sobre la bacteria E. coli. Consta de una serie de sistemas compuestos por diversas válvulas, filtros, microconductos, membranas, cavidades y otros elementos que mantienen en buenas condiciones a los organismos analizados. Cuenta con varios componentes COTS como sensores de presión, humedad, temperatura y un emisor de radiación para poder monitorear los diversos cultivos que se estudian en el experimento. Además tiene un sistema óptico para detectar proteínas (Green Fluorescent Protein) relacionadas con el metabolismo de las bacterias.



*Imagen 3.10
Satélite GeneSat-1*

- **CanX-2: Demostración tecnológica, micropropulsión, demostración de dispositivos y componentes satelitales [18]**

Lanzamiento

El proyecto CanX-2 (Canadian Advanced Nanosatellite eXperiment-2) fue desarrollado por el Instituto para Estudios Aeroespaciales y el Laboratorio de Vuelos Espaciales de la Universidad de Toronto (UTIAS/SFL), Canadá. Se trata de un CubeSat 3U con una masa de 3.5 kg que fue lanzado el 28 de abril del 2008 en un vehículo lanzador PSLV desde el centro espacial de Satish Dhawan, India, como carga secundaria. Se usó el sistema XPOD (eXperimental Push Out Deployer) para su despliegue. Fue colocado en una órbita helio-síncrona a una altura de 635 km y una inclinación de 97.4°.

Objetivos de la misión

El objetivo principal del CanX-2 era probar diversas tecnologías esenciales para el desarrollo del proyecto posterior que involucraba a los CubeSats CanX-4 y CanX-5. CanX-2 sirvió para mitigar los riesgos de esta última misión. Las tecnologías a prueba eran un sistema de propulsión de gas frío, una rueda inercial como parte de un sistema de control de altitud triaxial y un receptor GPS.

El objetivo secundario era proveer un rápido acceso al espacio a la comunidad científica canadiense, esto incluyó diferentes experimentos universitarios y un espectrómetro atmosférico.

Carga útil

-Sistema de propulsión nanosatelital (NanoPs): desarrollado por UTIAS/SFL. Era un sistema propulsor de gas frío/combustible líquido que usaba hexafluoruro (SF_6) como propelente. Tenía una masa de 0.5 kg, un empuje de 50-100 mN, un impulso específico de 500-1000 ms y un delta v de 35 m/s.

-Cámaras CMOS/APS: llevaba una cámara a color y otra monocromática con tecnología CMOS, cada una con su propio sistema de lentes. La cámara monocromática servía para realizar experimentos mediante el seguimiento de estrellas mientras que la cámara a color se utilizaba para tomar fotografías de la Tierra o de la Luna.

-Espectrómetro Argus 1000: era un microespectrómetro que funcionaba en el rango de 900 a 1700 nm con una resolución espectral de 6 nm. Su objetivo era detectar gases de efecto invernadero. Era capaz de observar la absorción provocada por el dióxido de carbono, metano, monóxido de carbono, fluoruro de hidrógeno y el agua de tal forma que podía determinar los niveles de contaminación en el aire.

-Receptor GPS (GOE): consiste en un receptor GPS y una antena direccional que utilizando información de las estaciones terrenas del sistema GPS así como algunos de sus métodos de procesamiento podía conocer las propiedades atmosféricas de la ionósfera y la tropósfera. Diseñado por el Departamento de Ingeniería Geomática de la Universidad de Caligari, tenía como objetivo medir el índice de ocultación refractivo de la atmósfera.

-Rueda inercial desarrollada por UTIAS/SFL.

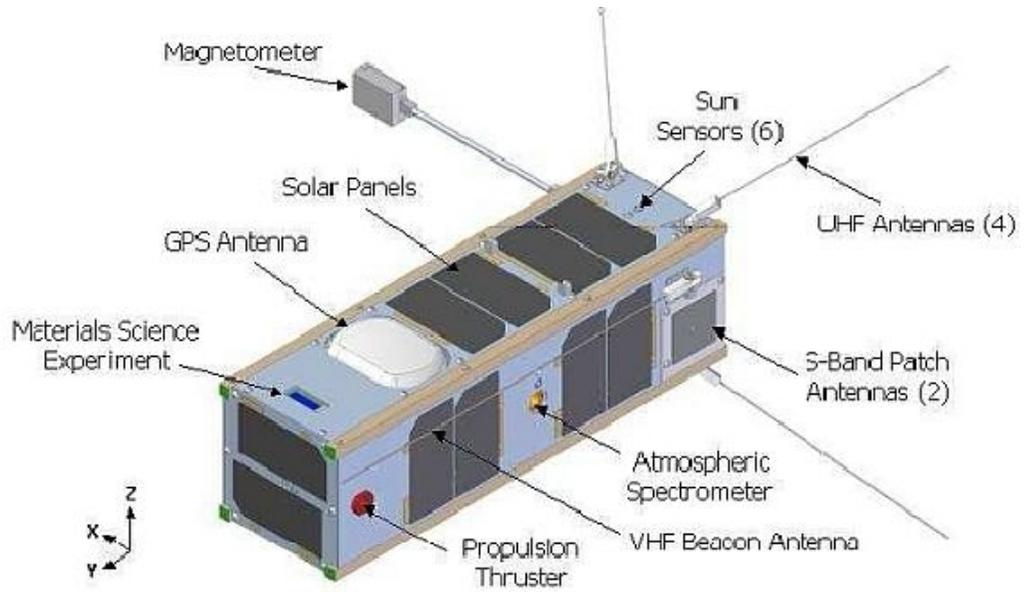


Imagen 3.11
Esquema del CubeSat CanX-2

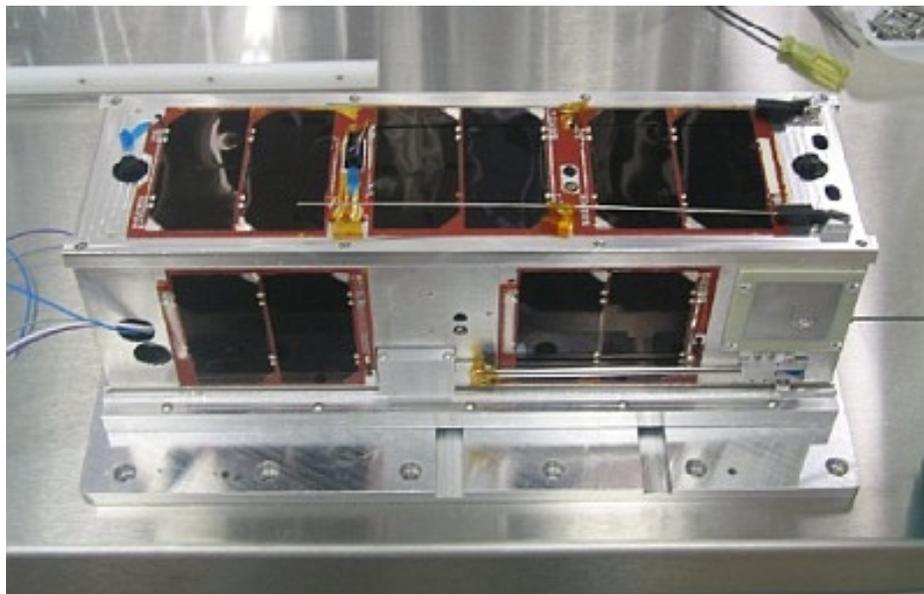


Imagen 3.12
CubeSat CanX-2

- **Delfi-C³: Radio amateur, demostración de dispositivos y componentes satelitales [20]**

Lanzamiento

Diseñado por estudiantes de la Universidad Tecnológica de Delft, Holanda, a partir de noviembre del 2004 y lanzado el 28 de abril del 2008 en un vehículo lanzador PSLV desde el centro espacial de Satish Dhawan, India, y puesto en una órbita helio-síncrona de 860 km de altura y de una inclinación de 97.94°. Es un CubeSat de 3U que actualmente se encuentra en funcionamiento.

Objetivos de la misión

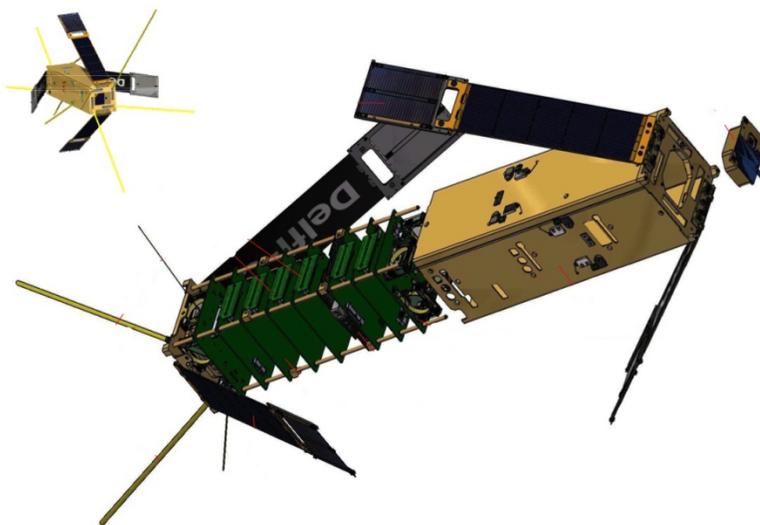
- Involucrar a estudiantes en un proyecto espacial.
- Demostración de cuatro arreglos de celdas solares
- Demostración de dos sensores de sol inalámbricos
- Probar una plataforma de radio amateur

Carga útil

-Celdas solares de capa delgada: Su objetivo era demostrar el funcionamiento de celdas de costo y masa reducidos para proyectos espaciales futuros. Consisten en una capa fotovoltaica de diferentes materiales (cobre, indio, galio selenio) depositada en una capa de titanio. Las celdas tienen una eficiencia de 12%.

-Sensores de sol inalámbricos: contaba con dos sensores independientes del resto del satélite. Generaban su propia energía por medio de una celda solar y mantenían un enlace inalámbrico con el subsistema de telemetría y comando utilizando un transceiver modificado de componentes COTS operando a 915 MHz, permitiendo que los sensores fueran colocados sin la necesidad de tener interfaces de energía o de datos. Eran más pequeños que los sensores comunes, tenían dimensiones de 60 mm x 40.5 mm x 17.8 mm y una masa de 75 g.

-Plataforma de Radio Amateur: construida usando COTS consistía en dos radios amateurs, una de ellas con un transpondedor lineal el cual sería ocupado para brindar comunicación a los operadores de radio amateur como lo hizo anteriormente el CubeSat DO-64. Su enlace ascendente era de 435 MHz y el descendente de 146 MHz con una tasa de transferencia de datos de 1200 bps, una modulación BPSK y un protocolo AX.25. El transpondedor sólo funcionó durante pocos meses [21].



*Imagen 3.13
Esquema del CubeSat Delfi-C³*

- **Jugnu: Observación de la Tierra, demostración tecnológica, navegación [22]**

Lanzamiento

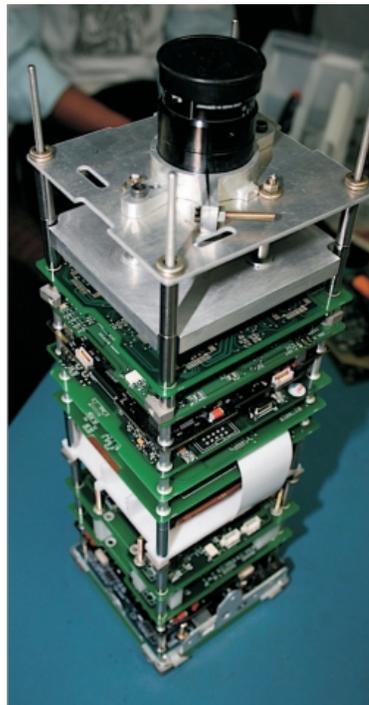
Diseñado y desarrollado por el Instituto Tecnológico de la India, el proyecto comenzó en 2008 con solamente la participación de tres estudiantes y finalizó involucrando a 45 estudiantes y a 14 profesores de diferentes disciplinas. Es un CubeSat de 3 kg de masa. Fue lanzado el 12 de octubre del 2011 como carga secundaria en el vehículo lanzador PSLV-C18 desde el centro espacial de Satish Dhawan, India, y puesto en una órbita circular de 860 km de altura y de una inclinación de 19.96°.

Objetivos de la misión

El objetivo principal es involucrar a los estudiantes en las actividades de investigación y probar nuevas soluciones para futuros proyectos espaciales involucrando tecnología MEMS, recepción GPS y microcámaras.

Carga útil

- Receptor GPS: receptor GPS de 12 canales que provee sincronización en todos los subsistemas del satélite y determina la posición orbital de este. La precisión del sistema es de ± 20 m.
- Cámara NIR (Near Infrared Imager): su objetivo es capturar imágenes infrarrojas (750-850 nm) de la superficie de la Tierra. Tiene una resolución espacial de 197 m x 197 m sobre píxel teniendo un área de captura de 103 km x 77 km.
- Medidor de unidad inercial IMU: Su objetivo es medir las vibraciones en el satélite, además de probar el funcionamiento de sensores MEMS en el espacio.



*Imagen 3.14
CubeSat Jugnu sin estructura externa*

- **Xatcobeo: Análisis ionosféricos, demostración tecnológica, demostración de dispositivos y componentes satelitales [23]**

Lanzamiento

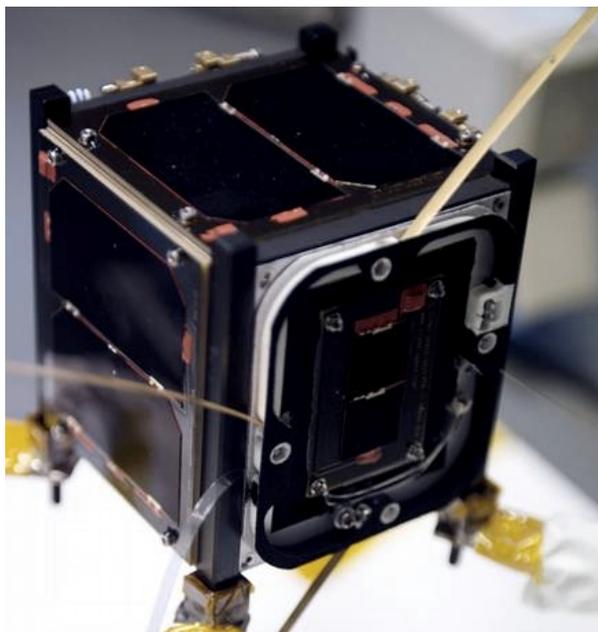
El proyecto Xatcobeo es un esfuerzo colaborativo entre la Universidad de Vigo y el Instituto Nacional de Tecnología Aeroespacial (INTA), ambos de España. Fue desarrollado por estudiantes de Vigo con ayuda de profesores e investigadores del INTA. Fue lanzado el 13 de febrero del 2012 como segunda carga del vehículo lanzador Vega desde el sitio de lanzamiento de Kourou en la Guyana Francesa. El lanzamiento no tuvo costo para la Universidad pues el proyecto formó parte del programa Vega promovido por la Agencia Espacial Europea (ESA). Fue desplegado mediante el sistema P-POD en una órbita elíptica con un perigeo de 354 km, un apogeo de 1450 km y una inclinación de 69.5°.

Objetivos de la misión

- Proveer experiencia a los estudiantes
- Verificación de un nuevo sistema para medir la cantidad de radiación ionizante
- Desarrollo de un nuevo software reconfigurable para radio
- Determinar un sistema desplegable de paneles solares

Carga útil

- Software reconfigurable SRAD (Software-defined Reconfigurable Radio): su objetivo es demostrar y evaluar un software reconfigurable y reprogramable en vuelo.
- Mecanismo desplegable de paneles solares PDM (Panel Deployment Mechanism): consiste en un set de dos paneles solares desplegables, uno de un solo panel solar y el otro de dos paneles solares.
- Sensor de radiación RDS (Radiation Dose Sensor): su objetivo es medir la cantidad de ionización de la radiación entrante.



*Imagen 3.15
CubeSat Xatcobeo*

- **STRaND-1: Demostración de dispositivos y componentes satelitales, micropropulsión [24]**

Lanzamiento

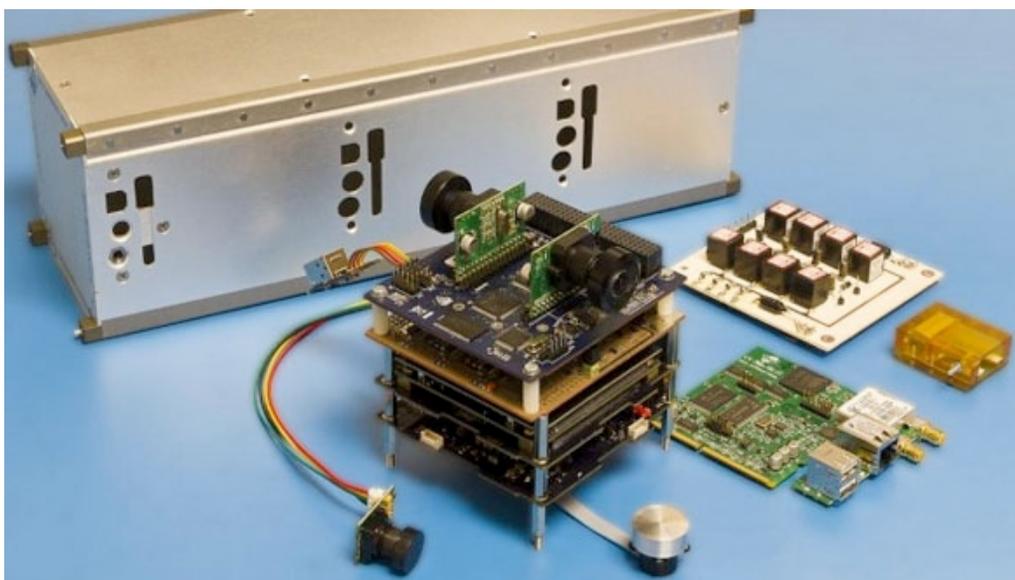
Diseñado y desarrollado por Tecnología Satelital de Surrey (SSTL, Surrey Satellite Technology Limited) y por el Centro Espacial de la Universidad de Surrey en el Reino Unido. Fue lanzado el 25 de febrero del 2013 por el vehículo lanzador PSLV desde el centro espacial de Satish Dhawan, India, y puesto en una órbita helio-síncrona de 786 km de altura y una inclinación de 98.55°. Es un CubeSat de 3U con una masa de 4.3 kg desarrollado con diversos componentes COTS.

Objetivos de la misión

El objetivo principal de STRaND-1 es comprobar la utilización de un Smartphone en la operación de diversos sistemas del satélite, con lo cual se convertiría en el primer proyecto en poner un teléfono celular en órbita [25]. Además, tiene como objetivo secundario, ser el primer nanosatélite en ocupar sistemas de propulsión butano y de propulsión con plasma.

Carga útil

-Smartphone: la carga útil principal del satélite es un Smartphone Nexus One de Google con un sistema operativo Android. Aporta varias características que pueden acoplarse a diversos componentes del satélite como cámaras, transceivers, acelerómetros y procesadores. Se pueden tomar fotografías con la cámara del celular así como interactuar con él a través de diversas aplicaciones como las apps iTesa, Scream in Space y 360.



*Imagen 3.16
Componentes del STRaND-1*

- **OSSI-1: Arte [26]**

Lanzamiento

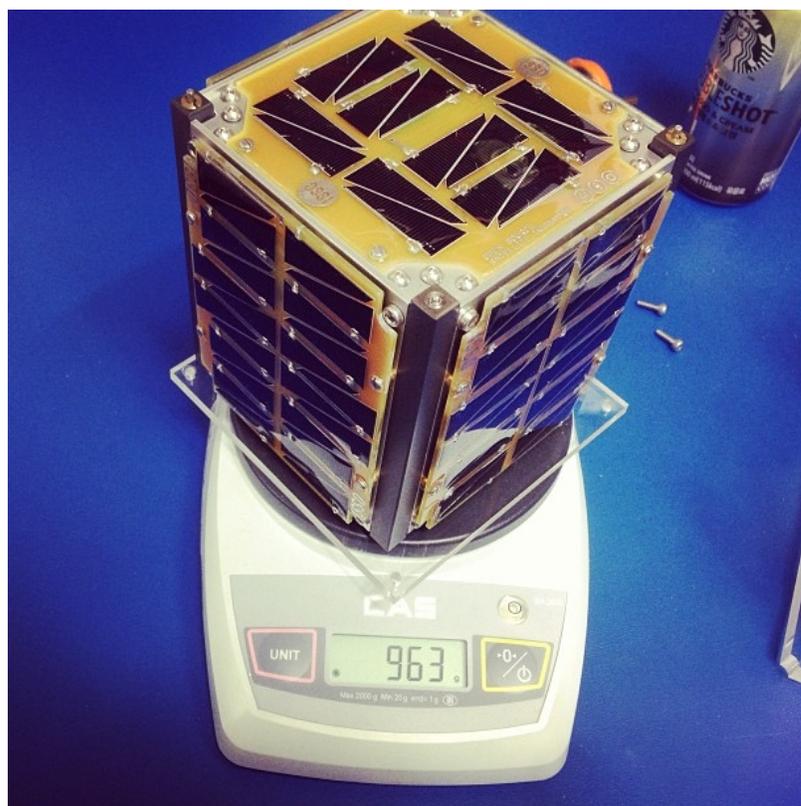
Desarrollado por la iniciativa Open Source Satellite desde el 2009, dirigida por el coreano Song Hojun, OSSI es un proyecto CubeSat de 1U logrado gracias a donaciones obtenidas a lo largo de la promoción del proyecto en diferentes conferencias satelitales y gracias a la venta de productos relativos al mismo. Fue lanzado el 19 de abril del 2013 desde el cosmódromo de Baikonour, Kazajstán.

Objetivos de la misión

- Desarrollar un satélite con recursos no gubernamentales
- Construir un satélite con componentes COTS
- Operar un satélite en conjunto con artistas
- Fundar un programa satelital con eventos culturales
- Demostrar que un programa satelital privado es posible

Carga útil

- Detector de señales cósmicas con generador de números aleatorios
- Detector de partículas con generador de números aleatorios: Los números generados serán transmitidos a tierra y serán usados para desarrollar gráficas en computadora, así como para promover una lotería o rifa. También se buscará transmitir mensajes de un punto a otro de la Tierra.



*Imagen 3.17
CubeSat OSSI-1*

- **ExoplanetSat: Astrofísica, observación del espacio [27]**

Lanzamiento

Proyecto desarrollado por el MIT y el laboratorio Draper, EUA. Su lanzamiento estará a cargo del programa ELaNa de la NASA en una fecha aún por definir. El CubeSat de 3U y una masa de 5.5 kg será llevado dentro de un P-POD hasta una órbita circular de 650 km de altura.

Objetivos de la misión

- Demostrar la capacidad de los nanosatélites en aplicaciones astrofísicas, en particular buscando planetas fuera del sistema solar.
- Observar la estrella Alpha Centauri
- Observar exoplanetas conocidos
- Buscar sistemas solares parecidos al nuestro en los que pueda haber planetas como la Tierra

Carga útil

- Cámara con detectores CMOS y CDD

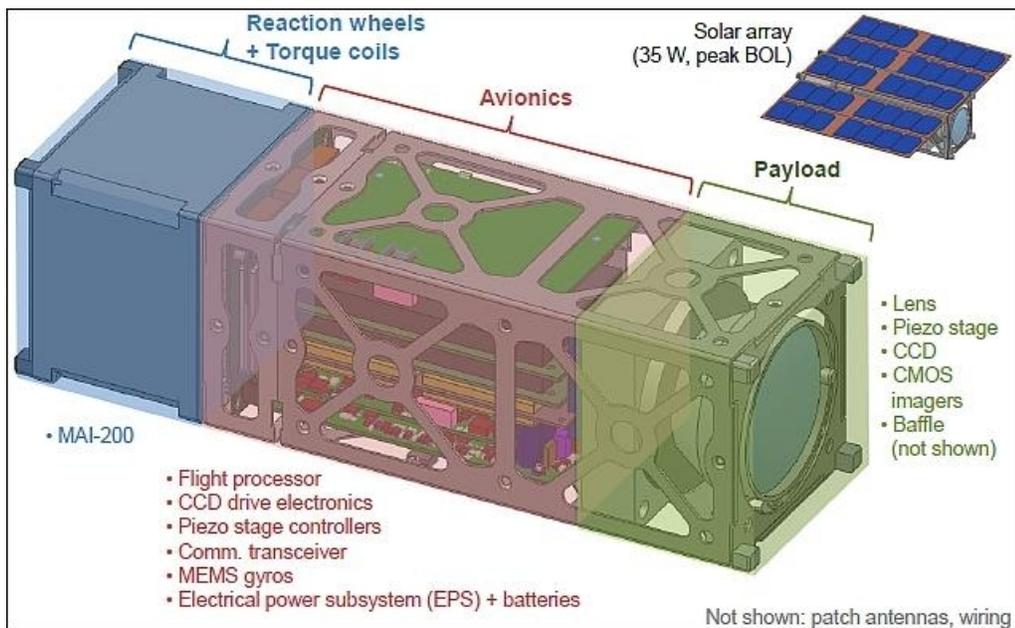


Imagen 3.18
Esquema del CubeSat ExoplanetSat

3.6. PUESTA EN ÓRBITA DE UN CUBESAT

Los CubeSats, al ser una carga secundaria dentro del vehículo lanzador, dependen de la decisión de los desarrolladores de la carga primaria, usualmente un satélite muchísimo más grande que un CubeSat, para poder ser aceptados dentro del lanzamiento. Esta decisión conlleva numerosos riesgos hacia la carga primaria pues un error en el almacenaje de un CubeSat dentro del cohete podría significar daños importantes sobre la carga primaria. Sin embargo la utilización del P-POD ha aumentado en gran manera la seguridad y facilidades de manejo de los CubeSats reduciendo así los riesgos existentes.

De esta forma, al ser los CubeSats una carga secundaria, los desarrolladores de proyectos CubeSats deben de diseñarlos pensando en que la órbita final de los satélites estará determinada por la carga primaria, es decir, los proyectos CubeSats deben de lograr adaptarse a algunas de las características de la carga primaria y deben de ser diseñados para poder funcionar dentro de un rango de alturas orbitales un tanto amplio. Los desarrolladores de un proyecto CubeSat, tomando en cuenta estas condiciones, lo único que pueden hacer es aceptar o declinar el ofrecimiento de un lanzamiento con características orbitales definidas y a las cuales su proyecto podría acoplarse.

Como ya habíamos dicho, Cal Poly puede fungir como intermediario entre los desarrolladores y la empresa lanzadora, por lo cual, una vez que el CubeSat es entregado a Cal Poly, los desarrolladores sólo podrán tener contacto con su satélite ya que esté en órbita. Además de Cal Poly existen empresas proveedoras de servicios de lanzamiento que funcionan como intermediarias. Ejemplos de estas empresas son Tyvak e ISIS.

3.7. ESTACIÓN TERRENA DE UN CUBESAT

Al igual que en el desarrollo de satélites CubeSats, el desarrollo de estaciones terrenas para estos proyectos implica la utilización de componentes COTS. La mayoría de las estaciones terrenas para CubeSats son en realidad diseños basados en transmisores y receptores de radio amateur debido a que los enlaces ascendentes y descendentes de un CubeSat utilizan en su mayoría frecuencias que son utilizadas en aplicaciones de radio amateur. Una estación terrena típica consiste de una antena Yagi-Uda, de un receptor y de algún software que sirve para rastrear y controlar al satélite. Usualmente este software es desarrollado por los propios desarrolladores del proyecto. Como vimos en el capítulo 1, la función de la estación terrena es comandar las funciones del satélite, monitorear su estado y controlar sus características de telemetría con el fin de que el proyecto pueda cumplir con sus objetivos. En la Imagen 3.19 mostramos un diagrama de una estación terrena de la Universidad de Kentucky [28].

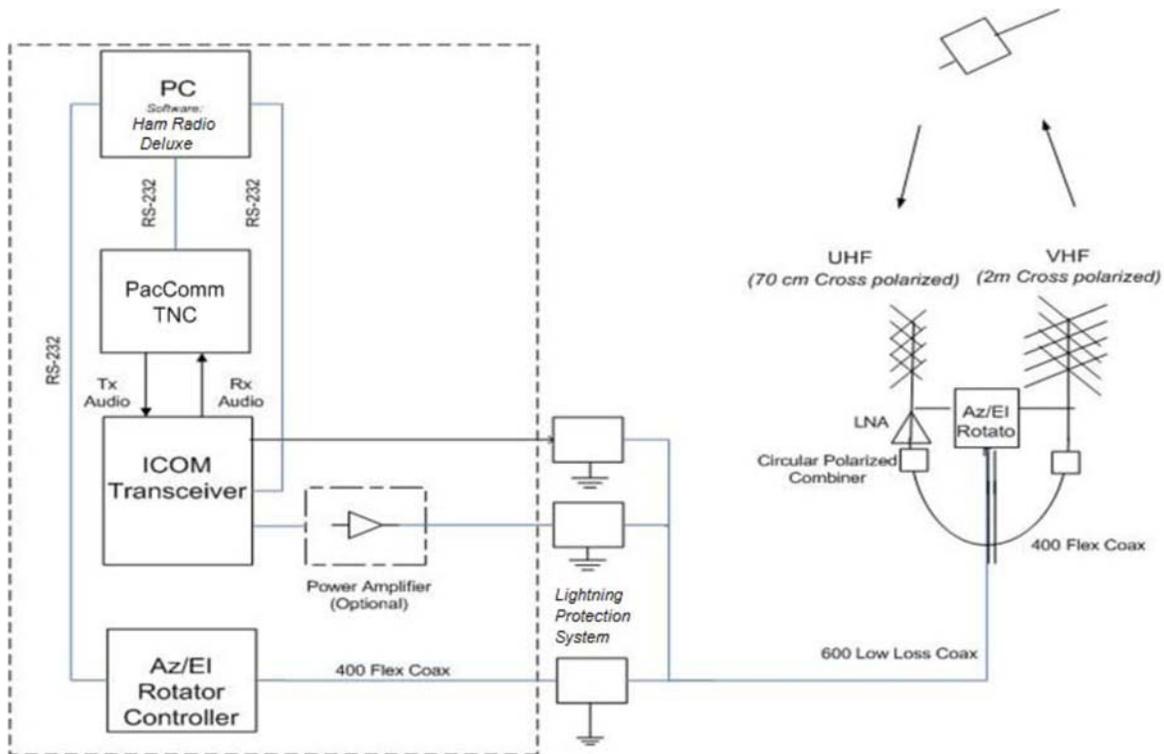


Imagen 3.19
Diagrama de una Estación Terrena para CubeSats

3.7.1. GENSO

La Red Global Educativa para Operaciones Satelitales (GENSO, Global Educational Network for Satellite Operations) es un proyecto coordinado por el Departamento de Educación de la ESA y por el AMSAT bajo la tutela del Consejo Internacional de Educación Espacial (ISEB, International Space Education Board) el cual tiene representantes de diversos Departamentos de Educación como la Agencia Espacial Canadiense (CSA, Canadian Space Agency), la Agencia de Exploración Aeroespacial Japonesa (JAXA, Japan Aerospace Exploration Agency), la ESA y la NASA.

El objetivo principal de este proyecto es establecer una red global de estaciones terrenas, tanto de universidades como de radio amateurs, para poder adquirir información de diferentes satélites en órbita. Para lograr esto, GENSO fue diseñado como un sistema distribuido por todo el mundo conectado mediante el internet.

Dentro de la comunidad satelital CubeSat, GENSO es un proyecto de gran importancia pues hasta antes de su implementación una universidad sólo podía tener contacto con su satélite durante 20 o 30 minutos cada día mientras que ahora, gracias al acceso que esta red provee hacia cientos de estaciones terrenas alrededor del mundo, se puede tener un contacto de varias decenas de minutos con algún satélite en particular. Esto permite, incluso, poder controlar un satélite sin importar su ubicación. La Imagen 3.20 muestra la cobertura global de la red GENSO en el 2012.

Además, GENSO ofrece una buena administración para poder utilizar los recursos de cada una de las estaciones terrenas interconectadas, predecir las trayectorias satelitales y controlar el satélite. La información adquirida de determinado satélite por alguna de las estaciones terrenas de la red es proveída a la universidad o al desarrollador del satélite después de algunos minutos aunque también es posible poder establecer enlaces de comunicación para la transmisión y recepción de comandos y de telemetría en tiempo real [29]. GENSO será parte de proyectos colaborativos CubeSat como QB50 y HumSat. A continuación mencionaremos algunos de los beneficios de GENSO:

- Mediciones de la desviación orbital del satélite
- Acceso al satélite en cualquier momento sin importar su ubicación
- Disminución de la tasa de errores de bit en la recepción de información
- Rápida determinación orbital después del lanzamiento
- Incremento en el tiempo de vida del satélite y en las ganancias del proyecto debido al mayor contacto que se puede tener con el satélite y a la mayor cantidad de ajustes y de acciones de control sobre él

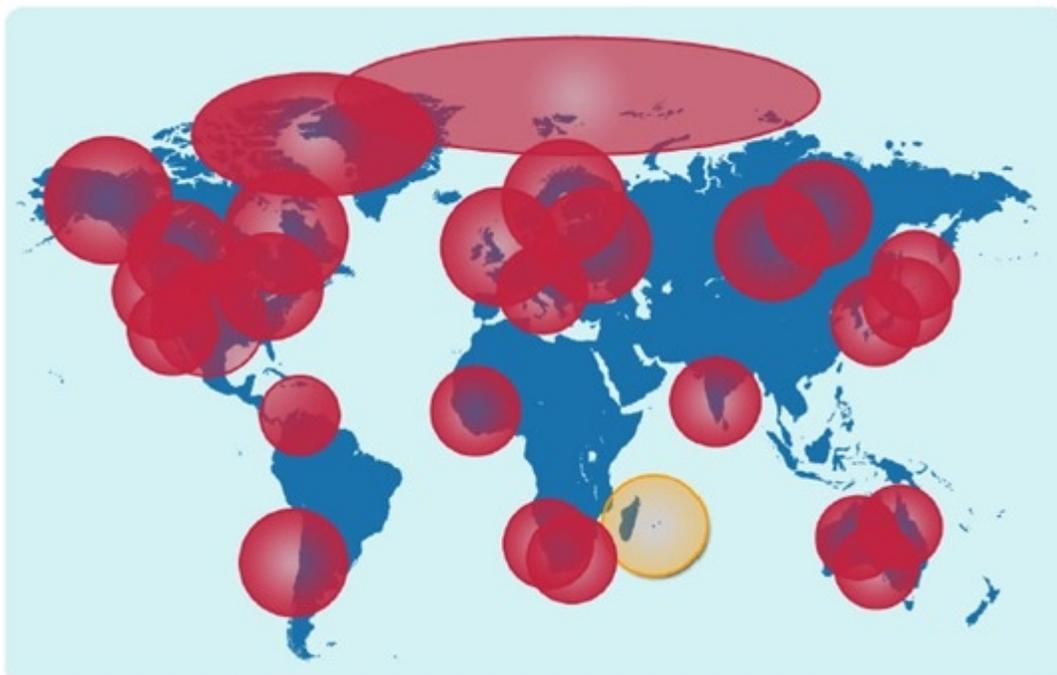


Imagen 3.20

Mapa de cobertura global de GENSO en 2012

3.7.1.1. Funcionamiento

El acceso a la red GENSO es posible a través de dos programas de computadora o aplicaciones, los cuales están relacionados directamente con la función que determinado usuario realice dentro de esta red. Hay dos tipos de usuarios: los operadores de alguna estación terrena y los controladores de determinada misión que serían los desarrolladores de un proyecto satelital en específico. Los operadores de estaciones terrenas se conectan a la red GENSO mediante la aplicación Servidor de Estación Terrena (GSS, Ground Station Server) y los controladores de la misión se conectan mediante la aplicación Cliente para Control de Misión (MCC, Mission Control Client). El acceso a la red es controlado por el Servidor de Autenticación de GENSO (AUS, Authentication Server), el cual verifica que los usuarios dentro de la red tengan permitido el acceso.

El proceso de adquisición de información proveniente de determinado satélite se da cuando este transmite información a alguna estación terrena de la red, entonces la estación guarda la información recibida con ayuda de la aplicación GSS. Después el GSS notifica al AUS de la información que ha recibido del satélite y, a su vez, el AUS notifica al MCC propietario del satélite. De este modo se crea un enlace directo entre el MCC acabado de notificar y el GSS que recibió la información del satélite, la cual es mandada al MCC. La información puede ser analizada y reenviada a cualquier otro GSS o MCC dentro de la red [30].

A continuación daremos una breve descripción de las aplicaciones involucradas en el funcionamiento de la red:

- **AUS**
Es el núcleo de la red. Es un elemento centralizado que provee los enlaces y la organización necesaria para mantener unidos a todos los elementos de la red. Está bajo el control del operador de red para el Nodo de Operaciones Europeo en la Universidad de Vigo en España.
Las funciones del AUS son validar la identidad de los diferentes GSS y MCC que se conectan a la red, mantener actualizada la información referente a las características y estados de todas las estaciones terrenas y satélites vinculados con la red y distribuir estas listas a los GSS y MCC que lo soliciten. Además guarda información sobre los enlaces creados entre los GSS y los diferentes satélites con los que se logran comunicar.
- **GSS**
Esta aplicación permite participar a las estaciones terrenas pertenecientes a la red GENSO en el rastreo y establecimiento de enlaces descendentes con los diferentes satélites vinculados a la red.
La aplicación es también usada para transmitir telecomandos a los satélites, siempre y cuando la estación tenga las autorizaciones y permisos correspondientes, ya sea desde la estación terrena perteneciente a los controladores de la misión del satélite al cual se le envían los comandos o desde alguna otra estación que haya sido autorizada por los controladores. Esto sirve para poder transmitir y recibir información al y del satélite sin importar en dónde se encuentre, uno de los mayores beneficios de la red GENSO.
- **MCC**
La aplicación MCC permite a los satélites participantes de la red GENSO ser automáticamente rastreados por todas las estaciones terrenas disponibles de la red las cuales podrán recibir información la cual será transferida al MCC correspondiente sin importar su ubicación.

3.7.1.2. Componentes básicos

La red GENSO está diseñada para ser tan flexible como sea posible, sobre todo tratándose de los componentes que pueden constituir sus estaciones terrenas. La aplicación GSS se puede adaptar fácilmente a un equipo típico de radio amateur.

Los componentes de una estación terrena que pueden adaptarse a los requerimientos de la red GENSO se enlistan a continuación [31]:

- Rotores
 - Control M2 para rotor
 - Control GS-232 para rotor Yaesu
 - Control para rotor SPID
- Radios
 - Radio Icom CIV (e.g. IC-910)
- TNC (Controlador de nodo terminal)
 - K9612 Kantronics
 - K9612+ Kantronics full dúplex para 1200bps y 9600bps
 - KPC3 Kantronics
 - PK93 Timewave
 - DSP2232 Timewave
 - TNC7 Multi NTG
- Computadora
 - PC con procesador >1GHz
 - 1 GB de memoria RAM
 - ROM con espacio libre >100MB
 - Puertos USB
 - Tarjeta de sonido
- Internet
 - Al menos 256 kbps para subida de datos
 - Dirección IP pública

La Imagen 3.21 muestra el diagrama de bloques de la estación terrena diseñada por la Universidad Estatal de Nuevo México, la cual es compatible con la red GENSO.

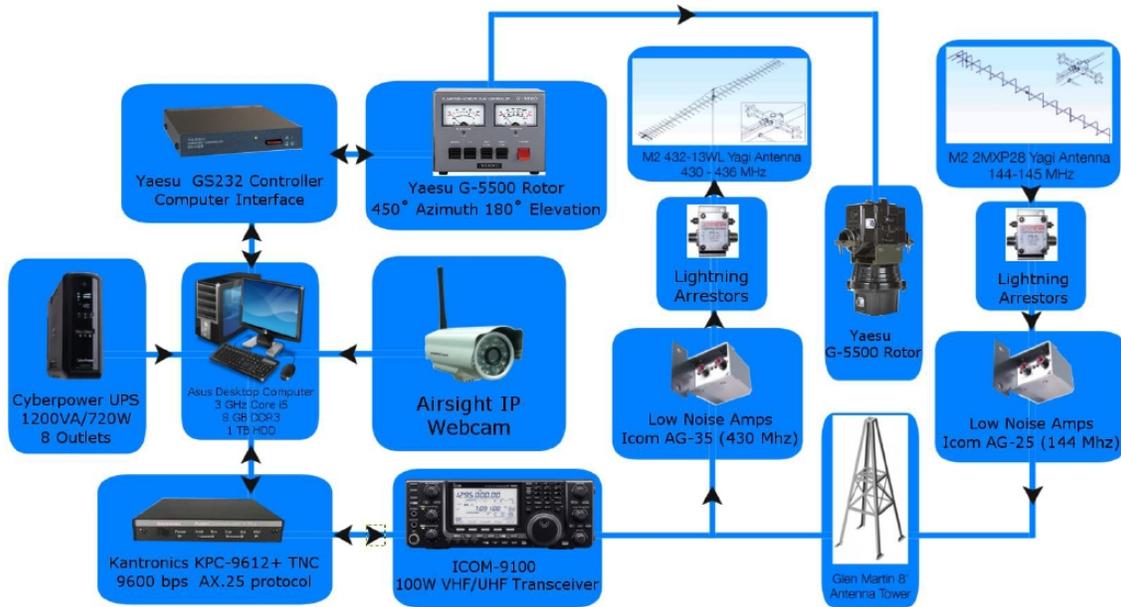


Imagen 3.21

Diagrama de bloques de una estación terrena GENSO [34]

3.7.1.3. Frecuencias y modulación

Estos parámetros no están estrictamente estipulados por GENSO. Las frecuencias y esquemas de modulación utilizados dependen de las capacidades de la estación terrena. En general, podemos decir que las frecuencias de recepción y transmisión y la modulación deben ajustarse al tipo de proyectos utilizados o monitoreados por la red, en este caso, satélites universitarios, en su mayoría satélites CubeSat de órbita LEO que utilizan bandas UHF, VHF y S. Las frecuencias más comunes son:

- 144-146 MHz VHF en enlaces ascendentes y descendentes
- 435-438 MHz UHF en enlaces ascendentes y descendentes
- 2.4 GHz S en enlaces descendentes
- 1.2 MHz L en enlaces ascendentes

Usualmente se utiliza el protocolo AX.25 con una tasa de transferencia de 1200 bps con modulaciones AFSK, FM o SSB o de 9600 bps con modulación FSK [32].

CAPÍTULO 4. REQUERIMIENTOS DE UN CUBESAT

En este capítulo mencionaremos las principales especificaciones y requerimientos, físicos, eléctricos, operacionales, regulatorios y administrativos, que un proyecto CubeSat debe de cumplir para poder ser puesto en órbita bajo la normativa del estándar CubeSat. También podremos observar las diferentes pruebas de evaluación necesarias para garantizar que el proyecto satelital podrá ser sometido a las diferentes condiciones de lanzamiento. Finalmente se hace mención de las diferentes estancias regulatorias en torno a los proyecto satelitales y al proceso regulatorio por el cual un proyecto CubeSat debe de pasar.

4.1. ESPECIFICACIONES DE DISEÑO DE UN CUBESAT

Los proyectos CubeSat tienen diversas especificaciones que permiten tener un control en la seguridad y en el desarrollo de los mismos. Estas especificaciones engloban diferentes parámetros dentro del diseño de un CubeSat, desde sus dimensiones, materiales y masa hasta algunos detalles de su operación y uso de frecuencias. Todos estos datos y especificaciones se encuentran contenidos en el documento “CubeSat Design Specification” el cual establece todos los parámetros de diseño y seguridad necesarios para poder desarrollar un proyecto CubeSat. A continuación se realizará una enumeración precisa de los puntos y especificaciones establecidos en la última actualización de este documento [1], que fue publicada el 20 de febrero del 2014.

4.1.1. Requerimientos generales

- Todos los componentes del CubeSat deberán permanecer unidos a este durante el lanzamiento, el despliegue y la operación del satélite con el fin de no crear más desechos espaciales.
- No se permiten mecanismos o componentes pirotécnicos o explosivos.
- Cualquier sistema de propulsión deberá ser diseñado, integrado y verificado de acuerdo al manual AFSPCMAN 91-710 volumen 3.
- Los sistemas de propulsión deberán tener por lo menos 3 maneras de ser desactivados.
- La energía química almacenada no podrá exceder los 100 Watt-hora.
- El uso de materiales peligrosos deberá ser acorde al manual AFSPCMAN 91-710 volumen 3.
- Los materiales del CubeSat deben de tener una baja emisión de gases para prevenir la contaminación de otros satélites y del vehículo lanzador durante la integración, las pruebas y el lanzamiento. Para esto es necesario que la pérdida total de masa de un CubeSat sea menor al 1.0% y que el CVCM (Collected Volatile Condensable Material) sea menor al 0.1 %. El CVCM se refiere a la cantidad de material emitido por una muestra colocada sobre una superficie a 125°C y recolectado a 25°C después de un periodo de 24 horas. [2]

4.1.2. Requerimientos físicos

- Se usará el sistema de coordenadas mostrado en la Imagen 4.1, en donde la cara Z del CubeSat será la primera en entrar en el P-POD.
- Las dimensiones del CubeSat se muestran en la Imagen 4.2
 - * La base de un CubeSat (cara Z) deberá medir 100.0 ± 0.1 mm por lado.
 - * La altura de un CubeSat 1U será de 113.5 ± 0.1 mm.
 - * La altura de un CubeSat 2U será de 227.0 ± 0.1 mm.
 - * La altura de un CubeSat 3U será de 340.5 ± 0.1 mm.
- Ninguno de los componentes exteriores del CubeSat deberá exceder un límite de 6.5 mm a partir de la superficie de cualquiera de sus caras.
- Ninguno de los componentes exteriores del CubeSat deberá tener contacto con cualquiera de las caras interiores del P-POD a excepción de los rieles.
- Cualquier componente exterior, como los paneles solares y las antenas desplegables, del CubeSat deberá estar contenido por este y no por los rieles o caras internas del P-POD.

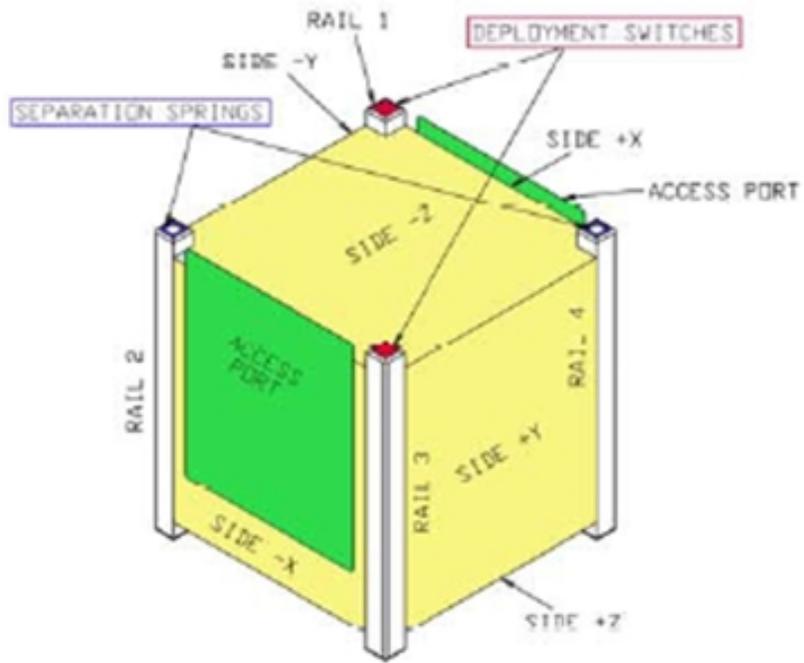


Imagen 4.1
Dibujo de un CubeSat 1U

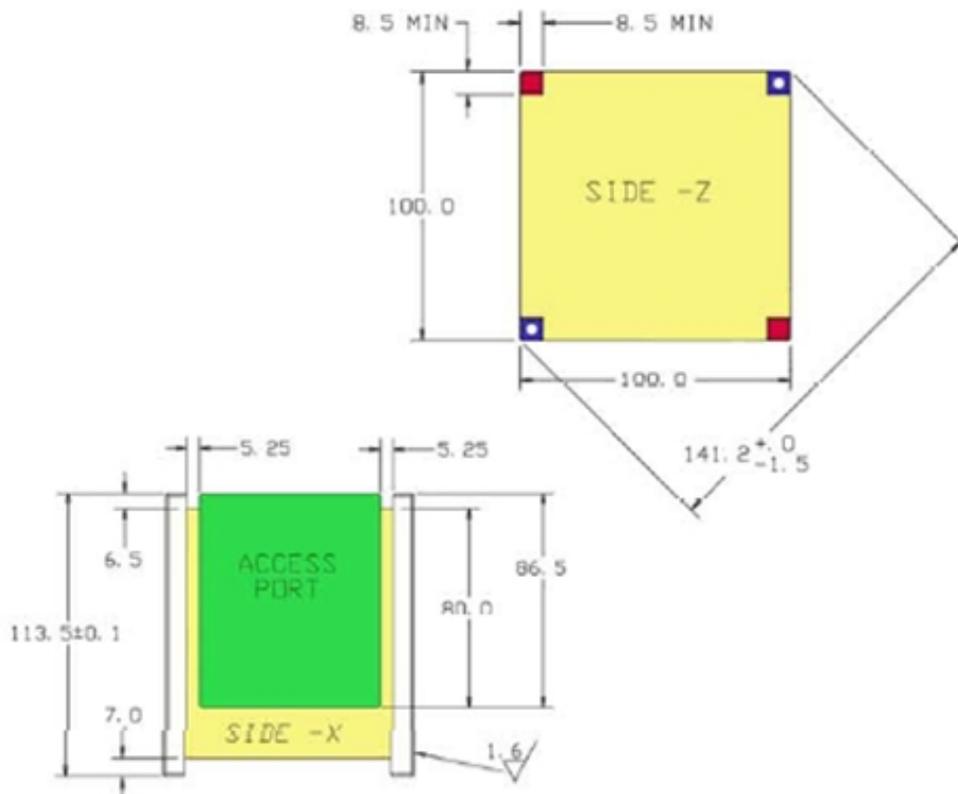


Imagen 4.2
Especificaciones de las dimensiones de un CubeSat 1U

- Las dimensiones de los rieles del CubeSat se muestran en la Imagen 4.3.
 - * Los rieles deberán tener una anchura mínima de 8.5 mm.
 - * Los rieles deberán tener una rugosidad superficial menor a 1.6 μm .
 - * Los bordes de los rieles deberán estar redondeados con un radio de al menos 1 mm.
 - * Los bordes de los rieles en la cara Z del CubeSat deberán tener un área de contacto mínimo de 6.5 mm x 6.5 mm con los rieles del CubeSat vecino dentro del P-POD.
 - * Al menos 75% de los rieles del CubeSat deberá tener contacto con los rieles del P-POD.

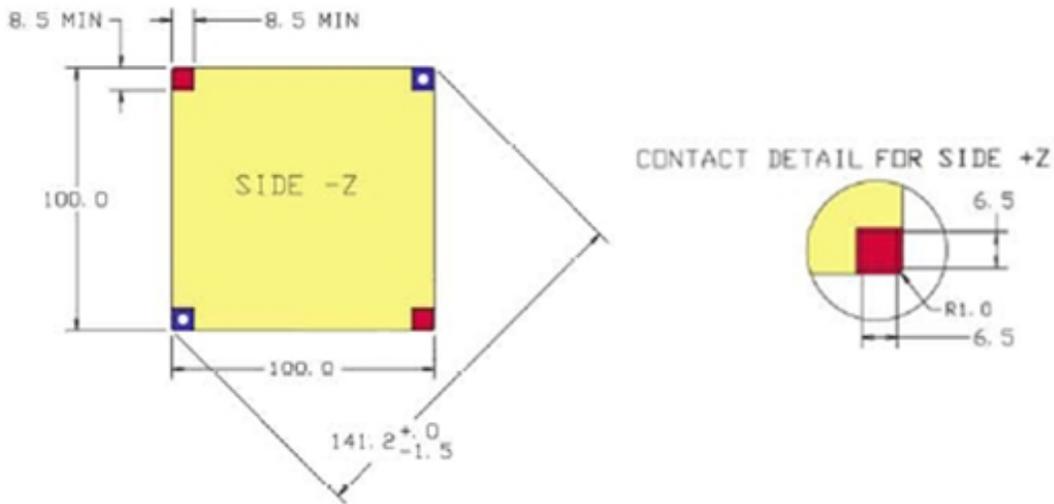


Imagen 4.3
Dibujos mostrando las dimensiones de los rieles de un CubeSat

- La masa de un CubeSat 1U no puede exceder los 1.33 kg.
- La masa de un CubeSat 1.5U no puede exceder los 2.00 kg.
- La masa de un CubeSat 2U no puede exceder los 2.66 kg.
- La masa de un CubeSat 3U no puede exceder los 4 kg.
- El centro de gravedad de un CubeSat deberá estar localizado dentro de una esfera de 2 cm de radio con centro en el centro geométrico del CubeSat.
- Para la fabricación de la estructura del CubeSat y de los rieles se deberá de usar aluminio 7075, 6061 5005 o 5052.
- Los rieles y las áreas que tengan contacto directo con los CubeSats vecinos deberán ser de aluminio anodizado para prevenir la unión o soldadura de cualquier parte del CubeSat con el P-POD o los otros CubeSats debida a la presión o a las bajas temperaturas.
- Los CubeSats deberán usar resortes en los bordes de sus rieles con el fin de proveer una separación con los otros CubeSats durante su despliegue. Los resortes de separación en los CubeSats de 3U no son requeridos. Las zonas en donde deben de colocarse los resortes se muestran en la Imagen 4.4:

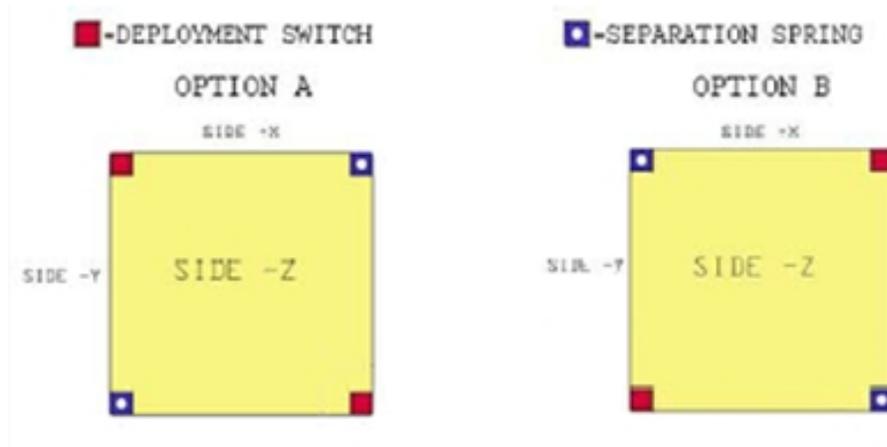


Imagen 4.4
Opciones de colocación de los resortes de separación

- Los resortes de separación, al estar comprimidos, deberán de estar por debajo del nivel de la superficie del CubeSat.
- Los resortes de separación, sin estar comprimidos, deberán de estar por lo menos 0.4 cm por encima del nivel de la superficie del CubeSat.
- Los resortes deberán de ser de acero inoxidable con una fuerza inicial de 0.14 lbs y final de 0.9 lbs.
- Las dimensiones del resorte de separación se muestran en la Imagen 4.5:

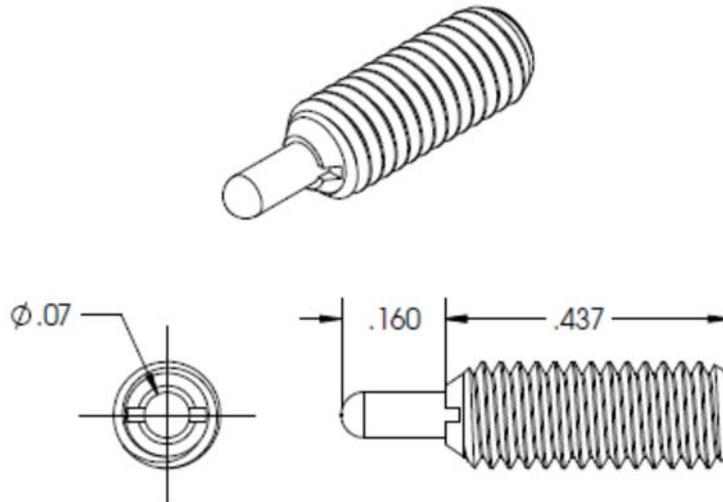


Imagen 4.5
Dimensiones del resorte de separación

4.1.3. Requerimientos eléctricos

- Ningún componente electrónico del CubeSat deberá estar activado, incluso los relojes de tiempo real, durante el lanzamiento con el fin de prevenir cualquier tipo de interferencia con el vehículo lanzador o con la carga primaria. Las baterías de los CubeSats deberán estar desactivadas o descargadas.
- Los CubeSats deberán tener un switch de despliegue en por lo menos un borde de un riel como se muestra en la Imagen 4.4. Este switch tiene la función de desactivar toda la energía del CubeSat cuando está activo. El switch deberá estar centrado en y al nivel de la superficie del borde del riel. Si el switch es activado y desactivado nuevamente los temporizadores de transmisión y despliegue deberán ser seteados a $t=0$.

- Para permitir cualquier ajuste en los CubeSats después de que estos hayan sido integrados en el P-POD sus terminales y conectores, incluyendo el pin RBF (Remove Before Flight) deberán de estar dispuestos cerca de los paneles de accesos indicados en las imágenes 4.1 y 4.2 con color verde.
- Para el caso de los triple CubeSats la disposición de los paneles de acceso se muestran en la Imagen 4.6 y 4.7:

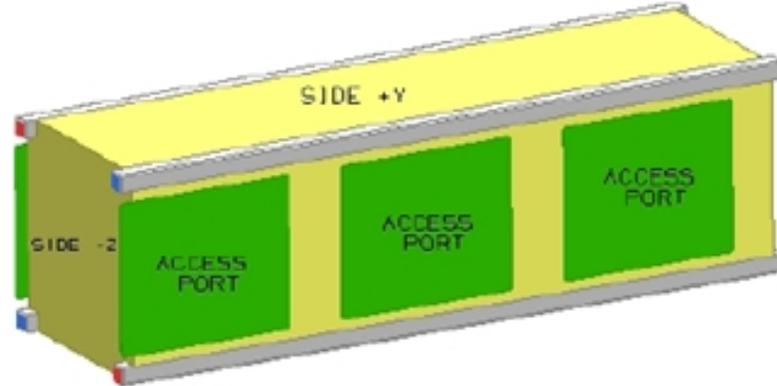


Imagen 4.6
Disposición de los paneles de acceso en un CubeSat 3U

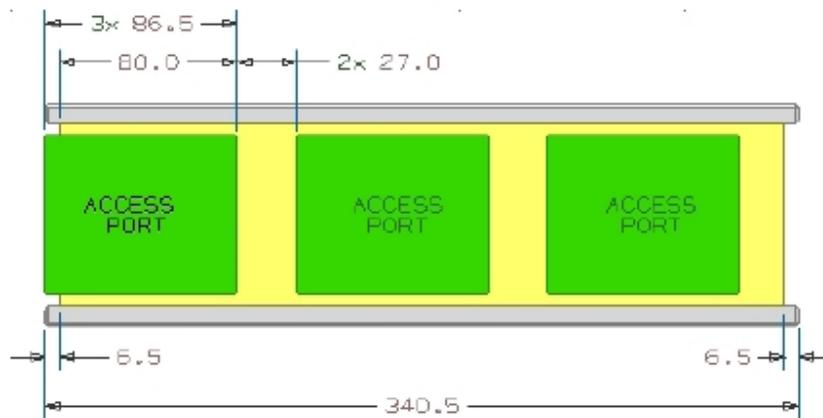


Imagen 4.7
Disposición de los paneles de acceso en un CubeSat 3U (vista lateral)

- Los ajustes y las verificaciones, cuando los CubeSats estén dentro del P-POD, deberán hacerse mientras que el switch de despliegue esté activado.
- Los CubeSats deberán de incluir un pin RBF (Remove Before Flight) el cual deberá suspender toda la energía del satélite cuando esté insertado en él.
- El pin RBF será removido del CubeSat después de su integración en el P-POD. El CubeSat deberá tener sus baterías totalmente descargadas.
- El pin RBF deberá ser accesible desde cualquiera de los paneles de acceso antes mencionados.
- Una vez que el pin esté totalmente insertado en el satélite no podrá sobresalir más de 6.5 mm sobre el nivel de los rieles.
- Se recomienda que el CubeSat tenga 3 modos de desactivación de la transmisión de RF.

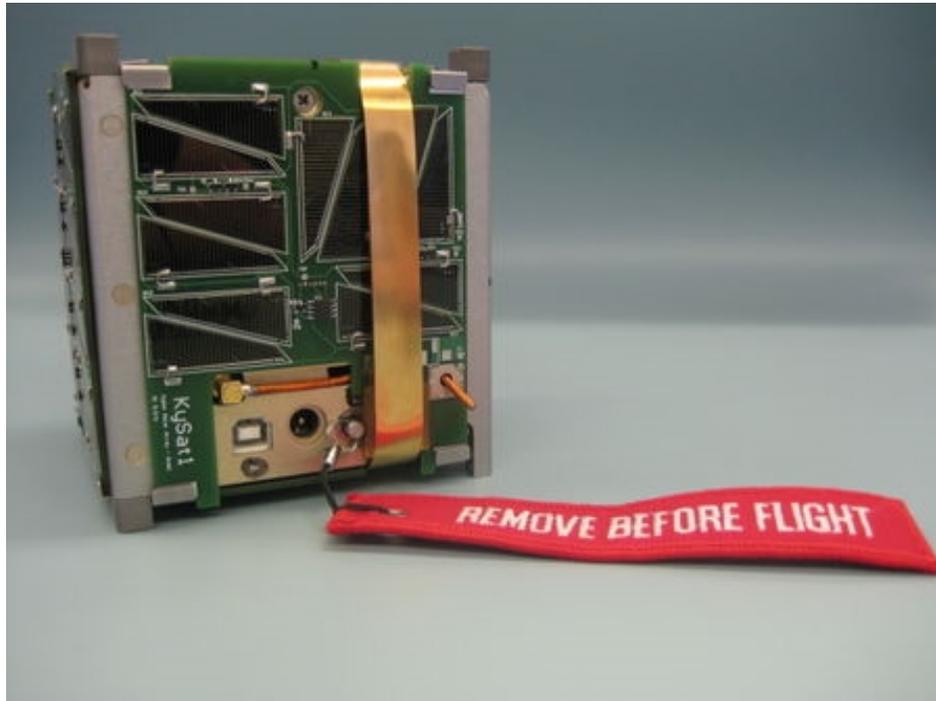


Imagen 4.8
Pin RBF en el CubeSat KySat-1

En la Imagen 4.9 se muestra el lado Z del CubeSat KySat-1, desarrollado por estudiantes de la Universidad de Kentucky, en la cual se pueden observar los detalles de los rieles, los resortes de separación y el switch de despliegue:



Imagen 4.9
CubeSat KySat-1

4.1.4. Requerimientos operacionales

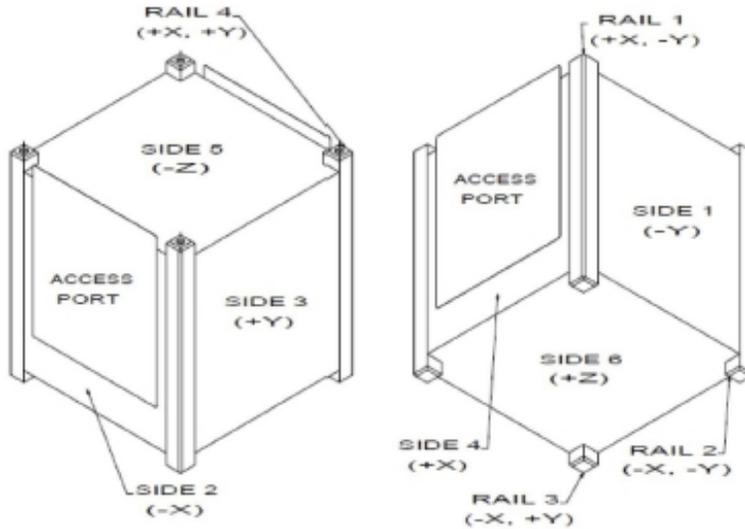
- Los CubeSats deben de poder desactivarse mediante una señal de apagado.
- Todos los elementos desplegables tales como mástiles, antenas o paneles solares deberán esperar un mínimo de 30 minutos antes de ser desplegados después de la eyección del CubeSat.
- No se podrá transmitir ningún tipo de señal proveniente del CubeSat desde el momento de su integración en el P-POD y hasta 45 minutos después de haber sido desplegado de este.
- Todos los transmisores de radio con potencias mayores a 1mW deberán de esperar por lo menos 30 minutos después de la eyección para poder transmitir.
- Los operadores deberán obtener permisos para el uso de frecuencias. En el caso de frecuencias de radio amateur se requiere obtener permiso de la IARU (International Amateur Radio Union).
- Los CubeSats deberán cumplir con las restricciones y permisos impuestos por su país de origen.
- Se deberán diseñar conforme a los requerimientos NPR 8715.6 para disminuir el impacto de desechos espaciales.
- Los CubeSats podrán permanecer en órbita durante un lapso máximo de 25 años.
 - * Los desarrolladores deberán de obtener y proveer documentación sobre un plan de mitigación de desechos espaciales de la FCC (Federal Communications Commission) o de alguna otra agencia local.
 - * El análisis de mitigación de desechos espaciales deberá cumplir las especificaciones de la NASA DAS (Debris Assessment Software).
- Cal Poly deberá de realizar por lo menos una comprobación de las características del CubeSat antes de ser integrado en el P-POD. Una verificación final se realizará antes del lanzamiento.
- Se deberá de usar una lista de control en la cual se verifique que las dimensiones del CubeSat cumple con las especificaciones establecidas. Esta lista es la CAC (CubeSat Acceptance Checklist) y se muestra en la Imagen 4.10 y 4.11, tanto para CubeSats de 1U como para los de 3U:

1U CubeSat Acceptance Checklist

Project: _____ Date/Time: _____ Engineers: _____
 Organization: _____ Location: _____
 Satellite Name: _____ Satellite S/N: _____

Mass ($1.0^{+0.5}_{-0.2}$ kg)	_____	RBF Pin (≤ 6.5 mm)	_____
Spring Plungers (Depressed)	Functional Y / N	Rails Anodized	Y / N
	Flush with Standoff Y / N		
Deployment Switches (Depressed)	Functional Y / N	Deployables Constrained	Y / N
	Flush with Standoff Y / N		

Mark on the diagram the locations of the RBF pin, connectors, deployables, and any envelope violations.



Authorized By: _____
 IT #1: _____
 IT #2: _____
 Passed: Y / N

List Item	As Measured					Required
Width [x-y]	Side 1 (-Y)	Side 2 (-X)	Side 3 (+Y)	Side 4 (+X)		
+Z	_____	_____	_____	_____		$100.0^{+0.1}_{-0.1}$ mm
Middle	_____	_____	_____	_____		$100.0^{+0.1}_{-0.1}$ mm
-Z	_____	_____	_____	_____		$100.0^{+0.1}_{-0.1}$ mm
Height [x-y]	Rail 1 (+X, -Y)	Rail 2 (-X, -Y)	Rail 3 (-X, +Y)	Rail 4 (+X, +Y)		113.5 ± 0.5 mm
	_____	_____	_____	_____		
+Z Standoffs	Rail 1 (+X, -Y) length x width ____ x ____	Rail 2 (-X, -Y) length x width ____ x ____	Rail 3 (-X, +Y) length x width ____ x ____	Rail 4 (+X, +Y) length x width ____ x ____		≥ 6.5 mm
-Z Standoffs	____ x ____	____ x ____	____ x ____	____ x ____		≥ 6.5 mm
Protrusions	Side 1 (-Y)	Side 2 (-X)	Side 3 (+Y)	Side 4 (+X)	Side 5 (-Z)	Side 6 (+Z)
	_____	_____	_____	_____	_____	_____
						≤ 6.5 mm

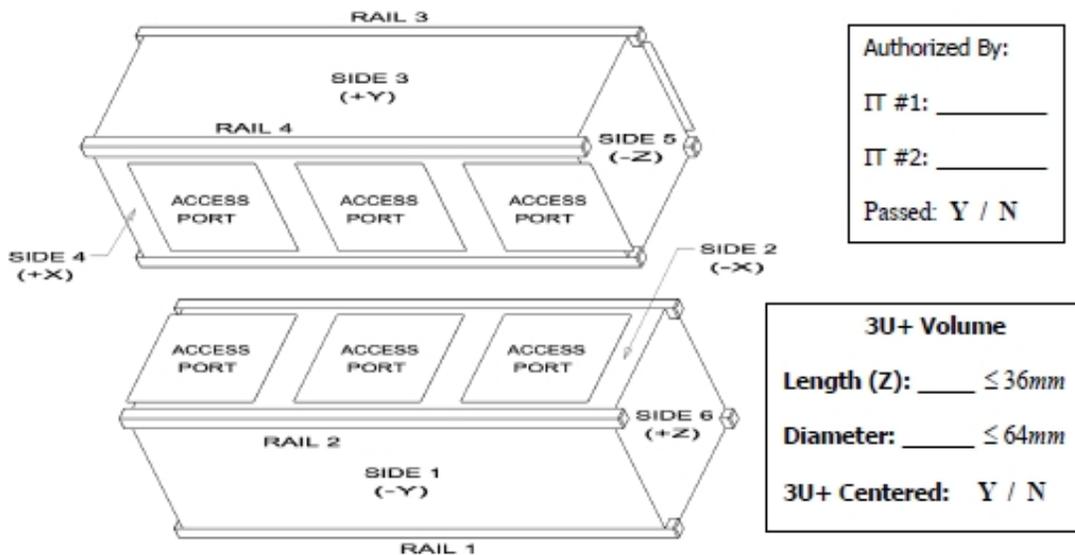
Imagen 4.10
 Lista de comprobación para un CubeSat 1U

3U CubeSat Acceptance Checklist

Project: _____ Date/Time: _____ Engineers: _____
 Organization: _____ Location: _____
 Satellite Name: _____ Satellite S/N: _____

Mass (< 4 kg)	_____	RBF Pin ($\leq 6.5\text{mm}$)	_____
Spring Plungers (Depressed)	Functional Y / N Flush with Standoff Y / N	Rails Anodized	Y / N
Deployment Switches (Depressed)	Functional Y / N Flush with Standoff Y / N	Deployables Constrained	Y / N

Mark on the diagram the locations of the RBF pin, connectors, deployables, 3U+ Protrusion, and any envelope violations.



List Item	As Measured				Required		
Width [x-y]	Side 1 (-Y)	Side 2 (-X)	Side 3 (+Y)	Side 4 (+X)			
	+Z	_____	_____	_____	100.0 ^{+0.1} _{-0.1} mm		
	Middle	_____	_____	_____	100.0 ^{+0.1} _{-0.1} mm		
	-Z	_____	_____	_____	100.0 ^{+0.1} _{-0.1} mm		
Height [x-y]	Rail 1 (+X, -Y)	Rail 2 (-X, -Y)	Rail 3 (-X, +Y)	Rail 4 (+X, +Y)			
	_____	_____	_____	_____	340.5±1.5mm		
+Z Standoffs	Rail 1 (+X, -Y) length x width	Rail 2 (-X, -Y) length x width	Rail 3 (-X, +Y) length x width	Rail 4 (+X, +Y) length x width			
	_____ x _____	_____ x _____	_____ x _____	_____ x _____	≥ 6.5mm		
-Z Standoffs	_____ x _____	_____ x _____	_____ x _____	_____ x _____	≥ 6.5mm		
Protrusions	Side 1 (-Y)	Side 2 (-X)	Side 3 (+Y)	Side 4 (+X)	Side 5 (-Z)	Side 6 (+Z)	
	_____	_____	_____	_____	_____	_____	≤ 6.5mm

Imagen 4.11
Lista de comprobación para un CubeSat 3U

4.1.5. Excepciones

En el caso de que algunas de las especificaciones establecidas en el documento “CubeSat Design Specifications” no se cumpla por el desarrollador del proyecto CubeSat se llevará a cabo un análisis para poder evaluar la modificación. Para lograr una buena evaluación se realiza el “Proceso de Excepción” con el llenado de un formulario que tiene como objetivo registrar e identificar de manera adecuada la excepción facilitando así la comunicación entre el desarrollador, el personal involucrado en la integración del CubeSat en el P-POD y la compañía que proveerá el lanzamiento. Este formulario es denominado DAR (Deviation Waiver Approval Request) y se muestra en la Imagen 4.12.

1 of 2

**CubeSat Design Specification
Deviation Waiver Approval Request (DAR)**

Date: August 1, 2009 Rev. 12

CubeSat Developers only fill out sections 1 through 9 and 15(optional). Email to: standards@cubesat.org

1. MISSION NAME:		2. DAR NUMBER:		3. DATE:	
4. INITIATOR			5. INITIATING ORGANIZATION:		
6. SPECIFIED REQUIREMENTS NUMBERS:		7. JUSTIFICATION FOR DAR:		8. WAIVER TYPE <input type="checkbox"/> DIMENSIONS or MASS <input type="checkbox"/> STRUCTURE <input type="checkbox"/> ELECTRICAL <input type="checkbox"/> OPERATIONS <input type="checkbox"/> TESTING <input type="checkbox"/> OTHER	
9. DESCRIPTION OF DEPARTURE FROM REQUIREMENTS:					
10. CSEP DISPOSITION: <input type="checkbox"/> ACCEPTED <input type="checkbox"/> REJECTED <input type="checkbox"/> CONDITIONALLY ACCEPTED		11. ACCEPT/REJECT JUSTIFICATION:			
CSEP AUTHORIZED REP.		SIGNATURE		ORGANIZATION	DATE
12. ACCEPTANCE CONDITIONS					
13. LAUNCH VEHICLE INTEGRATOR APPROVAL AUTHORITY: <input type="checkbox"/> APPROVED <input type="checkbox"/> DISAPPROVED <input type="checkbox"/> CONDITIONALLY APPROVED		14. LVI APPROVAL/DISAPPROVAL JUSTIFICATION:			
LVI AUTHORIZED REP.		SIGNATURE		ORGANIZATION	DATE
15. APPROVAL CONDITIONS					

*Imagen 4.12
Formulario DAR para control de excepciones*

Una vez que se completa el formulario DAR, el personal responsable de la integración en el P-POD deberá revisar la solicitud, resolver cualquier cuestión y determinar si se requieren otras pruebas o análisis para poder aceptar la excepción planteada. De ser así, el desarrollador deberá planear y realizar las pruebas correspondientes antes de que la excepción sea aceptada condicionalmente por el personal del P-POD. Después de esto, el análisis o verificación pasa a manos del personal de la empresa lanzadora, específicamente el administrador del lanzamiento en el cual se integrará al P-POD con el CubeSat analizado en su interior. El administrador del lanzamiento es la persona que decidirá la aceptación de la excepción o si se deben de realizar más pruebas en el CubeSat para poder ser aceptado.

4.2. REQUERIMIENTOS DE EVALUACIÓN DE UN CUBESAT

Como en todo proyecto espacial, el proceso de evaluación es esencial en el desarrollo de los proyectos CubeSats. Con este proceso se busca garantizar los niveles de seguridad que tendrán los CubeSats y el P-POD con relación al vehículo lanzador y, de igual forma, verificar las características y resistencia del satélite al ser sometido a ambientes y fenómenos parecidos a los que encontrará durante su lanzamiento y una vez puesto en órbita. Usualmente las pruebas de evaluación son establecidas por la empresa lanzadora pero de no ser así el documento “CubeSat Design Specifications” establece que las pruebas se basarán en los criterios de evaluación de las Prácticas Estandarizadas del Departamento de Defensa de los EUA a través de su documento MIL-STD-1540 (Product verification Requirements For Launch, Upper Stage, and Space Vehicles), de los criterios establecidos en el documento LSP-REQ-317.01 (Launch Services Program, Program Level Poly-Picosatellite Orbital Deployer (PPOD) and CubeSat Requirements Document) desarrollado por el Programa de Lanzamientos de la NASA y por los criterios de evaluación Goddard desarrollados por el Centro Goddard para Vuelos Espaciales de la NASA (GSFC, Goddard Space Flight Center). Los criterios Goddard se encuentran en el documento GSFC-STD-7000 [4] el cual es un Estándar para realizar Evaluaciones en Entornos Generales (GEVS, General Environmental Verification Standard) diseñado en 1996 y actualizado por última vez en el 2013.

GEVS es un estándar que provee los requerimientos y pasos a seguir para la evaluación de proyectos espaciales en los cuales se vean involucrados cargas útiles, diferentes subsistemas y componentes, y describe los métodos para implementar tales evaluaciones. Establece las bases para realizar diferentes análisis que podrán demostrar el óptimo funcionamiento de estos elementos bajo determinadas condiciones al igual que los procedimientos a seguir por los desarrolladores del proyecto en cuestión. Además describe evaluaciones y métodos analíticos para poder garantizar el cumplimiento de los requerimientos demandados.

De esta forma, un proyecto CubeSat al ser sometido a este estándar podrá ser considerado como apto para llevarse a cabo en las condiciones que algún vehículo lanzador le imponga. De igual manera, el P-POD deberá ser evaluado para garantizar su buen funcionamiento y cumplimiento de sus objetivos. Más adelante haremos una breve descripción de cada una de las pruebas establecidas en los criterios Goddard pues estos fueron los primeros en implementarse dentro de las verificaciones de proyectos CubeSat. Tanto los criterios LSP-REQ-317.01 como los MIL-STD-1540 fueron añadidos en la última versión del “CubeSat Design Specifications” del 2013.

4.2.1. Niveles de evaluación

Existen dos niveles de evaluación a los que podrán ser sometidos los dispositivos a prueba, en este caso un CubeSat, antes de ser considerados como aptos para el lanzamiento. Estos niveles son certificación y aceptación.

- **Certificación:** asegura que el diseño del satélite es aceptable y que funcionará dentro de los entornos esperados. La certificación comienza cuando el proceso de elaboración del satélite finaliza y termina cuando el satélite está listo para realizar las pruebas de aceptación. Consta de una serie de pruebas que exponen y someten al satélite a condiciones como las que habrá durante y después del lanzamiento. Los requerimientos y exigencias de las pruebas de certificación dependen de varios factores como las características propias de la misión, los requerimientos del estándar CubeSat y los requerimientos que establece la compañía lanzadora. [5]

La certificación puede ser realizada a un modelo prototipo o a un modelo de vuelo:

- * **Certificación de prototipo:** se da cuando existen dos elementos idénticos a ser probados. Un elemento será el prototipo y el otro será el protovuelo o modelo de vuelo. Esto se da cuando se construyen dos satélites con los mismos componentes y bajo el mismo diseño. El satélite prototipo será sometido a las mismas pruebas que el de protovuelo pero la intensidad y exigencias de las pruebas serán más fuertes y de una duración más larga. El desarrollo de un prototipo sirve para

Capítulo 4. Requerimientos de un CubeSat

FI-UNAM

poder encontrar errores y fallas, primeramente en este modelo, para poder hacer mejoras en el modelo de vuelo sometándolo lo menor posible a las exigencias de las diferentes pruebas.

- * Certificación de protovuelo: el protovuelo o modelo de vuelo es aquel componente que, una vez que es diseñado y construido, es evaluado, certificado y mandado al espacio [6]. Las pruebas a las que es sometido el modelo de vuelo son menos intensas y exigentes que las del prototipo. Tanto en el prototipo como en el protovuelo, las condiciones y exigencias simuladas serán siempre mayores que las esperadas. En los proyectos CubeSat existe, básicamente, sólo el modelo de vuelo.
- Aceptación: este es el último nivel por el que debe de pasar un componente que se desea mandar al espacio. En esta instancia se realizan las mismas pruebas que en la certificación del prototipo y del modelo de vuelo pero con condiciones, intensidades y exigencias iguales a las esperadas durante el lanzamiento y en el ambiente espacial. En el caso de los CubeSats, después de haberse realizado la certificación de protovuelo, se realizan las pruebas de aceptación después de haberse integrado en el P-POD. De esta forma se asegura que la integración de los CubeSats en el P-POD cumple con todas las especificaciones y, además, se pone a prueba la interacción existente entre el P-POD y los CubeSats, permitiendo conocer o prevenir cualquier daño que pueda generarse dentro del P-POD. Después de las pruebas de aceptación los desarrolladores podrán realizar análisis de sus CubeSats a través de los paneles de acceso y el personal evaluador del P-POD realizará una inspección visual. El P-POD no podrá ser abierto después de haberse realizado esta prueba a menos que alguno de los desarrolladores de alguno de los CubeSats integrados, o algún administrador del P-POD, así lo decidan. De ser así, el desarrollador del CubeSat en cuestión deberá hacerse responsable por las pruebas posteriores a las que se deberá volver a someter el P-POD y los otros CubeSats que contiene. Las pruebas que se llevan a cabo en los niveles antes descritos, siguiendo el estándar GEVS, son:

- * Resistencia estructural
- * Pruebas acústicas
- * Vibración aleatoria
- * Vibración senoidal
- * Impacto mecánico
- * Pruebas térmicas al vacío
- * Ciclos térmicos
- * Pruebas magnéticas

A continuación se presentan el diagrama de flujo, Imagen 4.13, de la evaluación de un CubeSat así como la Tabla 4.1 en la cual se indican las intensidades y duraciones de las pruebas en cualquiera de los dos niveles antes descritos:

Prueba	Certificación del prototipo	Certificación del protovuelo	Aceptación
Resistencia estructural	1.25 x carga límite	1.25 x carga límite	Carga límite
Duración	1 minuto 5 ciclos	30 segundos 5 ciclos	30 segundos 5 ciclos
Acústica	Nivel límite + 3 dB	Nivel límite + 3 dB	Nivel límite
Duración	2 minutos	1 minuto	1 minuto
Vibración aleatoria	Nivel límite + 3 dB	Nivel límite + 3 dB	Nivel límite
Duración	2 minutos/eje	1 minuto/eje	1 minuto/eje

Capítulo 4. Requerimientos de un CubeSat

FI-UNAM

Vibración senoidal	1.25 x nivel límite 2 oct/min	1.25 x nivel límite 4 oct/min	Nivel límite 4 oct/min
Impacto mecánico	2 impactos 1.4 x nivel límite 2 por cada eje	2 impactos 1.4 x nivel límite 1 por cada eje	1 impacto Nivel límite 1 por cada eje
Vacío térmico	Temperatura máxima +10°C Temperatura mínima -10°C	Temperatura máxima +10°C Temperatura mínima -10°C	Temperatura máxima +5°C Temperatura mínima -5°C
Ciclos térmicos	Temperatura máxima +25°C Temperatura mínima -25°C	Temperatura máxima +25°C Temperatura mínima -25°C	Temperatura máxima +20°C Temperatura mínima -20°C
Magnéticas	Dependiendo de la misión	Dependiendo de la misión	Dependiendo de la misión

Tabla 4.1
Pruebas especificadas por el estándar GEVS

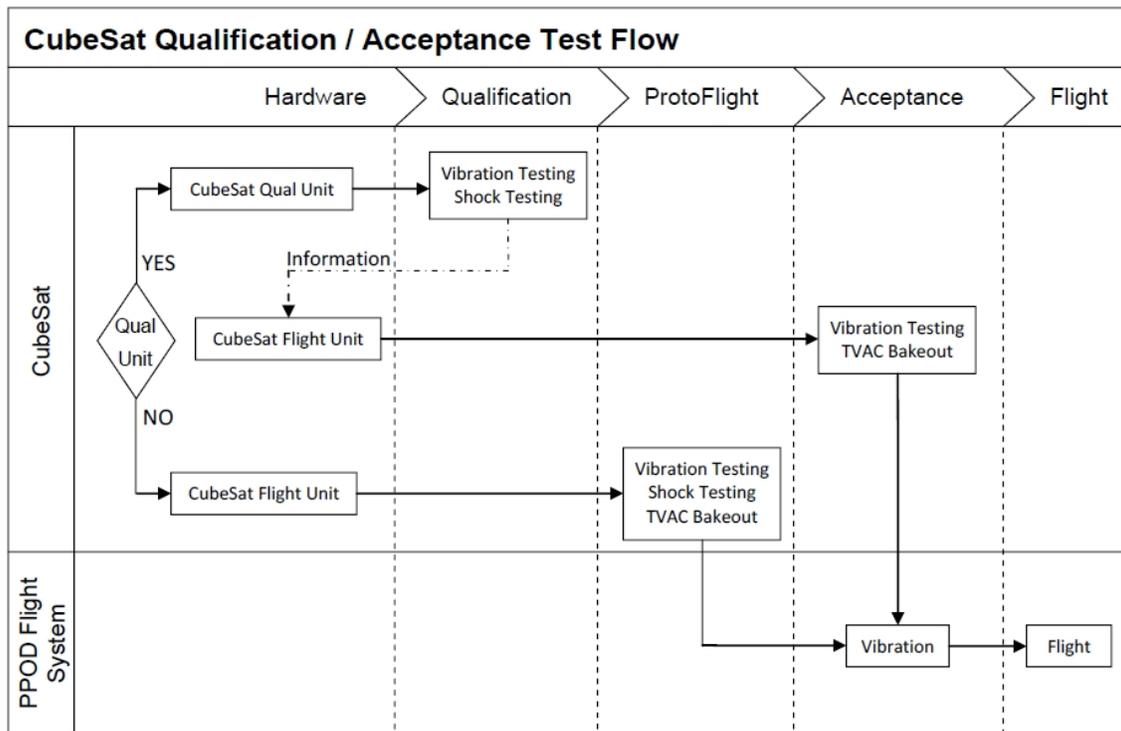


Imagen 4.13
Diagrama de Flujo para los Requerimientos de Evaluación de un CubeSat [1]

Estas pruebas son especificadas por GEVS y se llevarán a cabo siempre que el personal del vehículo lanzador no indique otra cosa pues este es el que estipula las condiciones y procedimientos a seguir para que el P-POD,

con los CubeSats en su interior, sea aceptado como carga secundaria. Además de las pruebas de certificación de modelo de vuelo y de aceptación el documento “Cubesat Design Specifications” hace énfasis en tres pruebas en particular: las pruebas de vibración aleatoria, de horneado térmico al vacío, de impacto mecánico y de inspección visual. A continuación describiremos brevemente la naturaleza de estas pruebas.

4.2.1.1. Vibración aleatoria

Durante el lanzamiento, las diferentes cargas útiles del vehículo lanzador se ven sometidas a fuertes vibraciones hasta el momento de su puesta en órbita. Es por eso que es necesario aplicar pruebas que puedan simular las condiciones vibratorias a las que se verán expuestos los satélites de determinado proyecto espacial. Estas pruebas son útiles para comprobar si el satélite bajo análisis podrá resistir la fase de lanzamiento. El objetivo de una prueba de vibración es reproducir bajo condiciones de laboratorio las condiciones dinámicas a las que se expondrá el satélite. Si la prueba se hace de manera eficaz se podrá comprobar si el satélite evaluado funcionará apropiadamente después de su lanzamiento. Hay varios tipos de pruebas de vibración pero la que más se asemeja a las condiciones del vehículo lanzador es la prueba de vibración aleatoria, la cual puede realizarse en una mesa vibratoria.

Esta evaluación somete al satélite a una excitación en un rango determinado de frecuencias, tal y como lo haría el cohete, que va desde los 20 hasta los 2000 Hz. La energía correspondiente a cada frecuencia es limitada a cierto nivel y las amplitudes que pueden llegar a tener se rigen bajo el comportamiento de una distribución gaussiana. Para lograr proveer el carácter aleatorio a la prueba el ancho de banda total de frecuencias se divide en secciones o tiras de frecuencias más pequeñas y las características de amplitud de cada franja son estipuladas por los operadores de la prueba. Los niveles de amplitud son dados en unidades de Grms²/Hz, donde G es la Constante de Gravitación Universal expresada en rms.

Los requerimientos de la prueba están especificados en gráficas de Densidad Espectral de Potencia (PSD) o Aceleración Espectral de Potencia (ASD). Esto puede ser evaluado relacionando la amplitud con la frecuencia. Las gráficas de PSD están en un formato logarítmico y la información que proveen consiste de puntos de prueba o de interés a los cuales se llega con cierta frecuencia a determinada amplitud, amplitud vs frecuencia, o pendiente vs frecuencia en donde la pendiente es la diferencia en dB que hay en una octava, siendo una octava el intervalo entre una frecuencia dada y el doble de esta frecuencia. Estas pruebas pueden ser especificadas también con puntos de interés dados en unidades de frecuencia/amplitud.

Dentro de las especificaciones de la prueba se deberá incluir la duración del experimento así como las tolerancias permitidas, típicamente dadas en ±dB. Es común comenzar el experimento con un nivel bajo de amplitud e incrementar la ganancia gradualmente [7].

El estándar GEVS marca los siguientes requerimientos, reunidos en la Tabla 4.2, en cuanto a esta prueba:

Frecuencia [Hz]	PSD [G ² /Hz]	
	Aprobación	Aceptación
20	0.026	0.013
20-50	+6 dB/oct	+6 dB/oct
50-800	0.16	0.08
800-2000	-6 dB/oct	-6dB/oct
2000	0.026	0.013
Total	14.1 G _{rms}	10.0 G _{rms}

*Tabla 4.2
Requerimientos dados por GEVS para la prueba de vibración aleatoria*

4.2.1.2. Horneado térmico al vacío

Este tipo de prueba es aplicada a todos los componentes y subsistemas que se compongan de materiales contaminantes o de materiales que hayan sido clasificados como una fuente importante de contaminación. Es importante que el satélite se mantenga en un nivel de descontaminación alto pues muchos de sus elementos suelen ser muy sensibles a cualquier factor externo. Es por eso que se busca lograr el mayor grado de descontaminación en el satélite durante todo su desarrollo.

El horneado térmico al vacío, Thermal Vacuum Bakeout en inglés, es un proceso que busca reducir a un nivel aceptable las cantidades de gases emitidos por los componentes en contacto directo con la instrumentación que pueda ser muy sensible a la contaminación molecular.

Este procedimiento consiste en exponer a la más alta temperatura permitida los diferentes componentes a prueba dentro de una habitación limpia capaz de producir vacío. Esta temperatura deberá estar por lo menos 10°C por arriba de la máxima temperatura esperada en el lanzamiento. Durante el horneado los niveles de emisión de gases son monitoreados usando una microbalanza de cuarzo controlada por temperatura y una muestra de control que es un dispositivo óptico sensible a la contaminación. Estos elementos deberán permanecer a una temperatura de 10°C por debajo de la temperatura a la cual será sometido el dispositivo sensible a la contaminación (espejos, lentes ópticos, detectores, celdas solares, sensores) una vez estando en órbita. La aprobación de la prueba dependerá de la información dada por la muestra de referencia y por la microbalanza.

Durante la prueba, el CubeSat es limpiado y puesto en una cámara de vacío con una presión inicial de 10^{-4} Torr. La temperatura es incrementada de 25°C a 70°C en intervalos no mayores a 5°C por minuto. De este modo los componentes del CubeSat desprenderán gases que están retenidos o absorbidos en ellos y que de no ser por el procedimiento se desprenderían en algún momento durante el lanzamiento o el desarrollo de la misión en órbita. Puede haber dos configuraciones con respecto a esta prueba. En la primera el CubeSat será sometido a una temperatura de 70°C durante 3 horas dentro de la cámara, en la segunda se expondrá a una temperatura de 60°C durante 6 horas [8].

4.2.1.3. Impacto mecánico

La prueba de impacto mecánico consiste en someter al CubeSat a diferentes impactos físicos que este recibirá durante su lanzamiento, puesta en órbita y etapa de funcionamiento. Hay dos tipos de impactos: los autoinducidos y los externos.

Los impactos autoinducidos son aquellos que se generan por las características intrínsecas del CubeSat. Por ejemplo, si el satélite cuenta con un sistema de despliegue de celdas solares, el impacto autoinducido en este caso sería el que es ocasionado durante este despliegue. De esta manera las pruebas de impacto autoinducido se aplicarán a cada uno de los componentes o dispositivos del CubeSat que puedan generar un movimiento y por ende un impacto. Estas pruebas serán realizadas dos veces cuando el CubeSat esté en funcionamiento antes de su integración final.

Los impactos externos son aquellos que pueden ser ocasionados por la interacción entre el satélite y su entorno, durante su lanzamiento y puesta en órbita. De esta forma, el CubeSat deberá ser sometido a impactos en cada uno de sus tres ejes (X, Y y Z, tomando como referencia su centro geométrico) de magnitud de hasta 1.4 veces la esperada. [4]

4.2.1.4. Inspección visual

En esta prueba se busca verificar que las dimensiones y parámetros físicos de los CubeSats sean los especificados en el documento “CubeSat Design Specifications”. Para esto se hace una inspección visual apoyándose en las listas de aceptación CAC.

4.3. ESPECIFICACIONES REGULATORIAS DE UN PROYECTO CUBESAT

Poner en órbita un satélite es un proyecto que requiere de mucha dedicación, planeación, organización y tiempo, además de ser un proyecto en el cual se ven involucrados muchos organismos e instituciones, desde los desarrolladores del satélite hasta los responsables del vehículo lanzador. Una de las etapas esenciales en el desarrollo de un proyecto satelital es la etapa regulatoria. La regulación satelital es un proceso que sirve para administrar y organizar de manera adecuada los recursos de un país o de una región en materia orbital y de asignación de frecuencias. Así, en el caso de los satélites geoestacionarios, los desarrolladores deben de pedir los permisos correspondientes al gobierno de su país para poder colocar el satélite en la posición geoestacionaria deseada. En el caso de los satélites con órbitas diferentes a las GEO no es necesario hacer el trámite anterior, pues el satélite no se mantendrá en una posición fija sobre la Tierra sino que orbitará por encima de gran parte de su superficie y no sólo de un punto en particular. En estos casos sólo se requiere un permiso para poder utilizar ciertas frecuencias que nos servirán para mantener un diálogo con nuestro satélite. El organismo que regula estos factores es la UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones) con ayuda de algunas otras organizaciones.

Además, realizar el procedimiento regulatorio desde el inicio de nuestro proyecto nos permitirá conocer las frecuencias precisas con las cuales entablaremos los enlaces de comunicación, lo cual se ve reflejado de múltiples formas en el desarrollo de nuestro proyecto. Trabajar en el desarrollo y diseño de nuestro satélite y de nuestra estación terrena, desde una etapa temprana, conociendo los parámetros de las frecuencias y los enlaces que utilizaremos se traduce en enlaces de comunicación eficientes, características físicas y de ganancia de nuestras antenas adecuadas, una correcta selección de los requerimientos de potencia de transmisión y de codificación y modulación de las emisiones, diseño óptimo del receptor y generación y almacenamiento de potencia adecuados en nuestro satélite, culminando en el éxito de la misión.

Hablando en particular de los proyectos CubeSat, la mayoría de estos satélites utiliza frecuencias pertenecientes a las comunicaciones por radio amateur, principalmente las frecuencias pertenecientes a las bandas VHF y UHF, las cuales son coordinadas por la IARU, organismo responsable de la Radio Amateur.

A lo largo de este subcapítulo haremos, primeramente, una breve introducción a los organismos relacionados con el procedimiento regulatorio de los proyectos CubeSat, para después explicar los puntos principales de tal procedimiento. Finalizaremos mencionando los pasos a seguir para llevar a cabo la etapa regulatoria de un proyecto CubeSat.

4.3.1. Organizaciones regulatorias

4.3.1.1. Unión Internacional de Telecomunicaciones

La Unión Internacional de Telecomunicaciones (UIT) es una agencia especializada de la Organización de las Naciones Unidas que se ve relacionada con tecnologías de la información y la comunicación (TIC). Fue creada en 1865 para controlar la interconexión internacional de las redes telegráficas. La organización se convirtió en un organismo especializado de la ONU en 1947 teniendo su sede en Ginebra, Suiza.

La UIT se encarga principalmente de atribuir el espectro radioeléctrico y las posiciones orbitales alrededor del mundo, elabora normas técnicas que garantizan la interconexión continua de las redes y las tecnologías, desarrolla estándares que facilitan la interconexión eficaz de las infraestructuras de comunicación nacionales con las redes globales, permitiendo un perfecto intercambio de información desde cualquier país, mejora el acceso a las TIC en las comunidades de escasos recursos, además de fomentar el desarrollo de nuevas aplicaciones tales como internet, el correo electrónico y los servicios multimedia.

Engloba a 193 Estados Miembros y a más de 700 empresas privadas, que trabajan juntos para desarrollar sistemas de telecomunicaciones mejores y más asequibles, y para ponerlos a disposición del mayor número posible de personas.

Está compuesta por tres sectores:

- UIT-T: Sector de Normalización de las Telecomunicaciones.
- UIT-R: Sector de Normalización de las Radiocomunicaciones.
- UIT-D: Sector de Desarrollo de las Telecomunicaciones de la UIT.

La UIT se encarga de supervisar diferentes servicios de comunicación tales como los servicios de radio amateur. El sector de Radiocomunicaciones de la UIT es el encargado de administrar el espectro internacional de radiofrecuencias y las posiciones orbitales de los satélites [9].

4.3.1.2. Unión Internacional de Radioaficionados

La Unión Internacional de Radioaficionados (IARU, International Amateur Radio Union) es una confederación internacional de asociaciones nacionales de radioaficionados fundada en París, Francia, en 1925 que representa a la comunidad mundial de radioaficionados ante las instancias gubernamentales internacionales, además de poner orden y armonizar el uso de las bandas asignadas al servicio de radioaficionados. Sus funciones son las de ser un foro para debatir asuntos comunes, así como representar al conjunto de radioaficionados ante la Unión Internacional de Telecomunicaciones.

La IARU está organizada en tres Organizaciones Regionales que corresponden a las tres regiones de la Unión Internacional de Telecomunicaciones mostradas en la Imagen 4.14. La IARU está encabezada por un Consejo Administrativo el cual consiste de un Presidente, un Vicepresidente, un Secretario y dos representantes de cada una de sus tres regiones organizacionales. La Región 1 comprende a Europa, África y parte de Asia, la Región 2 involucra al continente americano y la Región 3 comprende a la mayor parte de Asia.

Una de las actividades principales de la IARU es trabajar en conjunto con la UIT con el fin de preservar y mantener en orden el espectro de frecuencias asignado a los servicios de radio amateur. IARU participa en todas las reuniones de la UIT relacionadas con la radio amateur. De esta forma la IARU es miembro tanto del sector de Radiocomunicaciones como del sector de Desarrollo de la UIT. El sector UIT-D está relacionado con temas sobre las comunicaciones de emergencia y la respuesta a desastres alrededor del mundo [10].

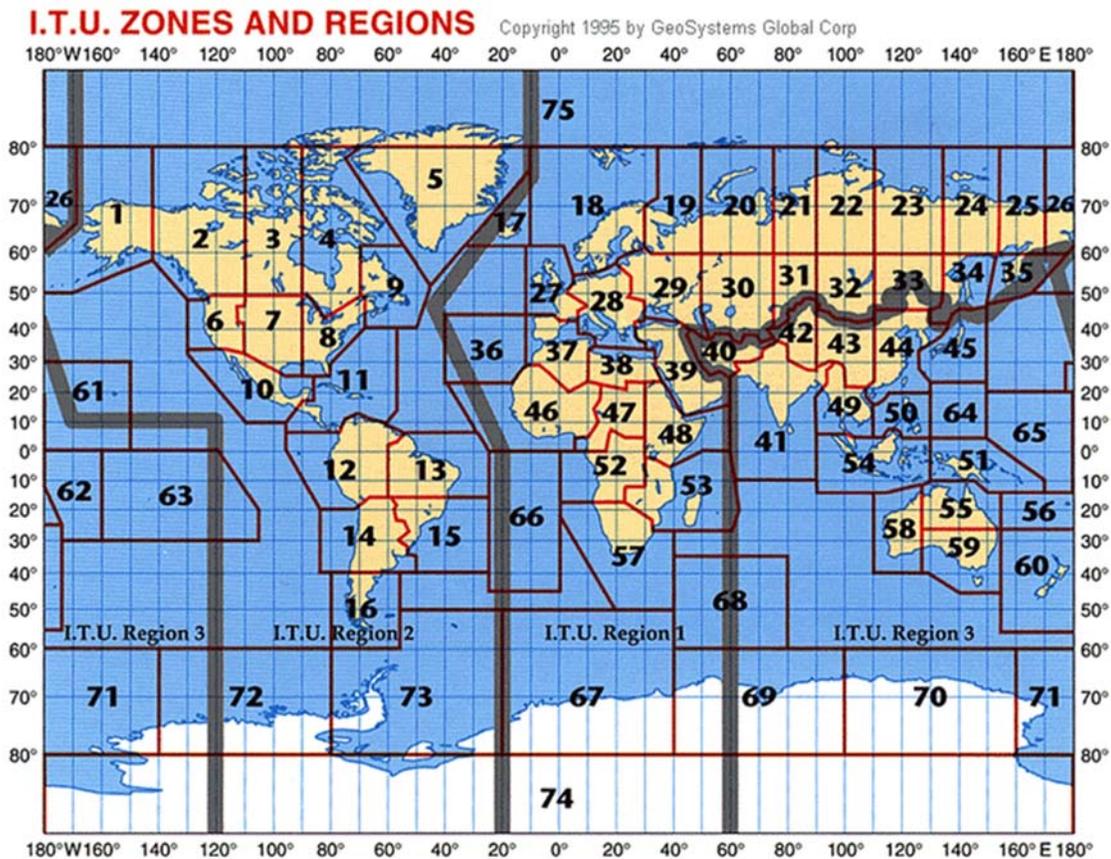


Imagen 4.14
Zonas y Regiones de la UIT [11]

4.3.1.3. AMSAT

AMSAT (Amateur Satellite Corporation) es una corporación científica y educacional creada en Washington, E.U.A. Tiene como principal objetivo diseñar, construir y organizar lanzamientos de satélites cuya carga útil sea una radio amateur. Desde su formación, en 1969, muchas organizaciones con los mismos objetivos han sido creadas a lo largo del mundo. Los proyectos son llevados a cabo con recursos no gubernamentales.

La IARU trabaja de manera directa con varias de estas organizaciones, proveyendo coordinación de frecuencias y facilitando el intercambio de información entre la comunidad satelital amateur.

4.3.1.4. Comisión Federal de Comunicaciones

La Comisión Federal de Comunicaciones (FCC, Federal Communications Commission) es una comisión estadounidense que regula las comunicaciones nacionales e internacionales por radio, televisión, internet y satélite en los Estados Unidos de América. Fue establecida por la Ley de Comunicaciones de 1934 y opera como una agencia gubernamental independiente. La Comisión está comprometida a ser una agencia responsable, eficiente y efectiva capaz de hacer frente a las nuevas oportunidades económicas y tecnológicas que vayan surgiendo [12]. La agencia tiene como objetivos principales:

- Promover la competencia, innovación e inversión en los servicios de radiodifusión.
- Promover un buen uso del espectro de radiofrecuencias.
- Revisar regulaciones relacionadas con las nuevas tecnologías.

- Proveer liderazgo en el fortalecimiento de la defensa de la infraestructura de comunicaciones de los E.U.A.

4.3.2. Tipos de servicios satelitales

Los tipos de servicios satelitales se encuentran estrechamente relacionados con el conjunto de elementos, configuraciones, equipos, organizaciones, redes y frecuencias que se utilizarán para poder comunicarse desde tierra con nuestro satélite. De esta forma podemos resaltar los servicios satelitales amateur y los servicios satelitales experimentales. Dependiendo del tipo de servicio al que nuestro satélite se acople el procedimiento de regulación y las organizaciones involucradas en tal procedimiento serán distintos.

Los procedimientos de regulación y administración que se llevarán a cabo están establecidos en la Convención Internacional de Telecomunicaciones de la UIT, tratado con el cual los Estados Miembros se obligan a ellos mismos a optimizar el uso del espectro radioeléctrico y minimizar las interferencias entre diferentes comunicaciones. Anexas a la Convención están un conjunto de regulaciones administrativas conocidas como Regulaciones de Radio las cuales forman la base legal usada por las diferentes organizaciones administrativas para regular los servicios amateur, los servicios satelitales amateur y los otros servicios de radiocomunicación. Cada una de estas organizaciones implementa las Regulaciones de Radio usando sus leyes, reglas y regulaciones locales.

Dentro de un proyecto CubeSat, es de particular interés los servicios satelitales amateur pues las características, beneficios, exigencias y limitaciones de estos servicios se acoplan muy bien con la ideología CubeSat. Una muestra clara de esto es que aproximadamente el 75% de los proyectos CubeSat llevados a cabo han utilizado servicios amateur [13]. A continuación mencionaremos las principales características de este tipo de servicios.

4.3.2.1. Servicios satelitales amateur

Comenzaremos definiendo dos conceptos básicos provenientes de las Regulaciones de Radio de la UIT:

- Servicio amateur
Servicio de radiocomunicaciones para el propósito de entrenamiento e investigaciones técnicas y de intercomunicación llevadas a cabo por amateurs que son personas debidamente autorizadas interesadas de manera técnica en la radio, con un objetivo personal y sin fines de lucro.
- Servicio satelital amateur
Servicio de radiocomunicaciones dado por las estaciones espaciales de los satélites artificiales con los mismos propósitos de los servicios amateur.

De esta forma podemos mencionar que los propósitos del servicio satelital amateur son:

- Proveer fuentes de comunicación para la comunidad de radio amateur y
- Proveer entrenamiento e investigaciones técnicas relativas a la radio técnica

en donde radio técnica significa tener una razonable posibilidad de aplicación de sistemas de comunicación de radio. Algunos factores relativos a la radio técnica incluyen:

- Protocolos de comunicación
- Métodos de determinación de altitud
- Procedimientos de comando y control
- Receptores, transmisores y transpondedores
- Antenas
- Sensores para estudiar el desempeño del satélite
- Protocolos de telemetría
- Controladores de potencia

- Computadoras, memorias, sistemas operativos y programas
- Efectos de la radiación en componentes electrónicos
- Propagación de ondas de radio
- Estudio del ambiente espacial

Para un proyecto CubeSat el uso de los servicios satelitales amateur son de gran ayuda pues se cuenta con la ayuda de todos los radioaficionados amateur alrededor del mundo para poder recibir información de nuestro satélite, siendo un ejemplo de esta aplicación la red GENSO, mencionada anteriormente, y, además, la coordinación, regulación y uso de las frecuencias asignadas se hace de manera gratuita por la organización reguladora, en este caso, la IARU. En realidad, todos los servicios amateur, como se menciona en su definición, tienen como característica intrínseca su no lucratividad en ninguno de sus niveles, es por esto que todas las personas relacionadas con la administración, regulación y uso de algún servicio amateur deberán de ser personas bajo el papel de voluntario, incluso el mismo director de la IARU. Es así que, por ejemplo, el operador de la estación terrena que tiene comunicación con el satélite amateur será alguien que no reciba ningún beneficio económico por su labor.

Otro requisito importante con el que deben de cumplir los satélites que empleen los servicios amateur es el libre acceso que deben de mantener. Esto es, cualquier operador con licencia con un equipo receptor de radio amateur en cualquier lugar del mundo deberá de ser capaz de recibir y entender toda la información proveniente de un satélite amateur y, de igual manera, todos los experimentos que se realicen en las frecuencias de radio amateur deberán poder usarse de manera gratuita por los operadores y poder llegar a estudiantes y profesores. Para poder llevar esto a cabo es necesario que la descripción técnica de todas las emisiones, códigos y formatos sea publicada y accesible para cualquiera con una conexión a internet, y que esta descripción técnica sea suficiente para permitir a cualquier operador de radio amateur hacer uso del sistema. No se debe de hacer nada intentando ocultar el significado de la transmisión satelital, excepto en el caso de las transmisiones de telecomando que controlan las funciones críticas del satélite. Las publicaciones de todas las descripciones técnicas son administradas por el AMSAT y se puede acceder a ellas desde su sitio web [14].

Finalmente, el broadcasting, servicio de radiodifusión al público en general, no puede realizarse con el empleo de los servicios satelitales amateur pues se considera una actividad con fines de lucro, con excepción del envío de boletines y de información dirigidos a operadores amateur.

4.3.2.2. Servicios satelitales experimentales

Según las Regulaciones de Radio de la UIT una Estación Experimental es aquella estación que utiliza ondas de radio a favor del desarrollo de la ciencia. Esta definición no incluye a las estaciones amateurs.

En general, podemos decir que los servicios satelitales experimentales son aquellos que se usan en misiones o proyectos que no se ajustan o no cumplen con uno o varios requisitos de los servicios amateurs. Comúnmente, en estas misiones, la transmisión de información no se da de manera abierta o el proyecto involucra algún tipo de ganancia económica.

Las licencias que pueden conseguirse para los servicios experimentales duran unos cuantos meses y tienen validez sólo en el país en el cual se obtuvieron, por lo que la comunicación entre el satélite y tierra será muy limitada. En algunos casos, los servicios experimentales pueden usar frecuencias pertenecientes a bandas de radio amateur, por lo que la IARU también se ve involucrada en la coordinación de frecuencias de estos servicios.

Los procedimientos regulatorios llevados a cabo en torno a los servicios experimentales difieren en varios aspectos con los relacionados con los servicios amateur al igual que las organizaciones involucradas. Cabe destacar que para pedir una licencia para ocupar estos servicios no se necesita ser una persona concesionaria de los servicios de radio amateur, caso contrario a lo que sucede con las licencias amateur.

4.3.3. Coordinación de frecuencias

La coordinación de frecuencias es el proceso mediante el cual se crea una comunicación con otros usuarios de frecuencias de radio con el fin de evitar causar o recibir interferencias de otras estaciones terrenas o de otros satélites que utilicen los servicios de radio amateur. La coordinación de frecuencias es un proceso esencial para el éxito de un proyecto satelital, que se logra con la ayuda de la asignación de determinadas bandas de frecuencias a proyectos desarrollados en determinadas partes del mundo y que se hace bajo la tutela de la IARU. Estas regiones son las ya mencionadas regiones de la UIT, las cuales fueron adoptadas por la IARU y que se muestran en la imagen 4.14. Las bandas de frecuencia disponibles para los servicios de radio amateur se indican en la Tabla 4.3:

Bandas de Frecuencias para Servicios de Radio Amateur	
MHz	GHz
7.0-7.1	10.45-10.5
14.0-14.25	24.0-24.05
18.068-18.168	47.0-47.2
21.0-21.45	75.5-76
24.89-24.99	76-81
28.0-29.7	142-144
144-146	144-149
435-438	241-248
1260-1270	248-250
2400-2450	
3400-3410	
5650-5670	
5830-5850	

Tabla 4.3
Bandas de frecuencias para servicios de radio amateur

La coordinación de frecuencias amateur para un satélite desarrollado en determinado país se logra mediante el apoyo de su organización nacional de satélites amateur, de su sociedad nacional de radio amateur y del Asesor Satelital designado por la IARU.

Una organización nacional de satélites amateur es una organización perteneciente al AMSAT que coordina y administra los asuntos relacionados con el AMSAT en determinado país. Por ejemplo, en América existen, además de la AMSAT-NA con sede en los E.U.A., organizaciones AMSAT en Venezuela, Chile y Argentina. En total hay 25 organizaciones nacionales AMSAT alrededor del mundo [15].

Una sociedad nacional de radio amateur es una sociedad establecida en determinado país como extensión de la IARU. Hay más de 150 sociedades miembros de radio amateur [16], siendo la de México la Federación Mexicana de Radio Experimentadores.

Finalmente, el Asesor Satelital de la IARU es la persona encargada de asistir en la planificación de los parámetros de frecuencia, telecomandos y telemetría para lograr los mejores resultados en un proyecto satelital. Para esto, otros proyectos satelitales que utilizan los servicios amateur son tomados en cuenta. El Asesor trabaja estrechamente con un grupo de asesoramiento constituido por operadores de radio amateur experimentados pertenecientes a cada una de las regiones de la IARU en el mundo.

La coordinación de frecuencias es un requisito obligatorio dentro del proceso de regulación para la utilización de servicios satelitales, ya sean servicios amateur, experimentales o de otro tipo. La diferencia es el organismo responsable de tal coordinación. En los servicios amateur la coordinación se lleva a cabo mediante la IARU mientras que en los experimentales se hace a través de la UIT.

El proceso de coordinación de frecuencias se hace con la ayuda del Asesor Satelital y de las organizaciones nacionales antes mencionadas. Para iniciar el proceso de coordinación, la IARU recomienda ponerse en contacto con estas organizaciones. Lo más importante es contactar al Asesor Satelital, el cual es el vínculo directo con la IARU, y revisar una serie de documentos con información precisa sobre los servicios satelitales amateur [17] [18], así como informarse sobre las frecuencias solicitadas actualmente por diferentes proyectos satelitales [19]. El proceso comienza formalmente cuando una Solicitud de Coordinación de Frecuencia es enviada al Asesor Satelital. La Solicitud de Coordinación de Frecuencia es un documento el cual deberá de ser llenado según las características del proyecto en cuestión con el cual la IARU podrá saber varios de los parámetros y detalles importantes de la misión para realizar una adecuada coordinación. Entre estos detalles se encuentra el lanzamiento en el cual se pondrá en órbita al satélite y qué otros satélites lo acompañan, esto se hace con el objetivo de coordinar de mejor manera las frecuencias de los CubeSats puestos en órbita en el mismo vehículo lanzador. La Solicitud de Coordinación de Frecuencia es un documento que solamente puede llenarse a través de una persona autorizada o licenciada previamente para la utilización de servicios de radio amateur, la cual acepta hacerse responsable de las actividades y transmisiones realizadas del y hacia el satélite. De este modo la coordinación de frecuencias es otorgada a un individuo y no a una institución u organización.

Una persona debidamente autorizada es una persona que posee una licencia de operador de radio amateur, la cual le permite y califica para realizar actividades y manipular el equipo necesario para transmitir y recibir información en las bandas de frecuencias amateur.

Una vez enviada la solicitud, debidamente llenada, esta será estudiada por la IARU. De estar todos los datos en orden la IARU publicará las otorgaciones de coordinación en el sitio del AMSAT [19] y enviará una carta aprobando la coordinación a la persona autorizada.

La Solicitud de Coordinación de Frecuencia se encuentra adjunta al documento “Amateur Satellite Frequency Coordination Request” [18] de la IARU. A continuación, en la Imagen 4.15 se presenta un ejemplo de Solicitud llenada. Este ejemplo puede encontrarse en el sitio cubesat.org [20].



The International Amateur Radio Union

Since 1925, the Federation of National Amateur Radio Societies
Representing the Interests of Two-Way Amateur Radio Communication

AMATEUR SATELLITE FREQUENCY COORDINATION REQUEST

(Make a separate request for each space station to be operated in the amateur-satellite service.)

Administrative information:

1	SPACECRAFT (published)	
1a	Name before launch	POPACS Risk Reduction Satellite (POPACS-RR)
1b	Proposed name after launch	POPACS Risk Reduction Satellite (POPACS-RR)
1c	Country of license	USA
2	LICENSEE OF THE SPACE STATION (published)	
2a	First (given) name	Jim
2b	Last (family) name	White
2c	Call sign	WD0E
2d	Postal address	45777 Rampart Rd., Parker, CO 80138, USA
2e	Telephone number (including country code)	1 303 840 1907
2f	E-mail address	Jim@coloradosatellite.com
2g	Licensee's position in any organization referenced in item 3a.	Systems engineer
2h	List e-mail addresses of those who should receive copies of correspondence.	Jim@coloradoservices.com , Glimoore12@aol.com , RTWlqgs@MoreheadStateU.com
3	ORGANISATIONS (published) — complete this section for EACH participating organization	
3a	Name of organisation	Colorado Satellite Services, LLC
3b	Physical address	45777 Rampart Rd., Parker, CO 80138
3c	Postal address	Same
3d	Telephone number (including country code)	1 303 840 1907
3e	E-mail address	Jim@coloradosatellite.com
3f	Web site URL	www.coloradosatellite.com
3g	National Amateur Radio Society (including contact information)	AMSAT-NA
3h	National Amateur Satellite organisation (including contact information)	AMSAT-NA
3i	Have you involved your National Amateur Satellite organization and/or National Amateur Radio Society? Please, explain.	Only with this submission

Space station information:

4	SPACE STATION (published)	
4a	Mission(s). <i>Describe in detail what the space station is planned to do. Use as much space as you need.</i>	Use self-contained, warm gas propulsion system to adjust satellite's initial circular orbit of 450 km to eccentric orbit with apogee of 1500 km and perigee of 450 km. Demonstrate use of 3D printing (a.k.a. rapid prototyping) for manufacturing small satellites. Measure flux of energetic particles in lower Van Allen Belt. Test radiation-hardened electronic components and high performance solar cells in high radiation environment over a period of five years. Test radiation hardened components for a Plug and Play satellite.
4b	Planned duration of each part of the mission.	Several days in initial orbit, one month in orbit-adjust phase, five years in energetic particle flux and rad-hard component test phase.
4c	Proposed transmitting frequency plan. <i>List each frequency or frequency band (e.g. 435-438 MHz) with output power, ITU emission designator,^{1,2} and associated antenna gain and pattern.</i>	UHF downlink in the portion of the band set aside for cubesats. Power agile between .5W and 3W. GMSK at 9k6 bps. Omni antennas. S band downlink in the portion of the band set aside for cubesats, near the bottom of the 2401 band to avoid interference from unlicensed devices. 1W fixed power, BPSK between 9k6 and 38k4 bps. Omni antenna.
4d	Proposed receiving frequency plan. <i>List each frequency or frequency band with output power, ITU emission designator,^{3,4} noise temperature, and associated antenna gain and pattern.</i>	VHF uplink. Between 145.890 and 145.995. In the portion of the band set aside for cubesats. Ground station will run 10W to 50W into a Yagi antenna with about 12db gain
4e	Physical structure. <i>General description, including dimensions, mass, antennas and antenna placement, etc. Give URL's for drawings.</i>	A 2U cubesat with four deployed solar panels – into a shuttlecock configuration. Antennas will be dipoles projecting from the sides in V and U and a single whip from one side for S.
4f	Functional Description. <i>Describe each sections function within the satellite.</i>	This cubesat carries these experiments. <ol style="list-style-type: none"> 1) a pair of experimental solar cells expected to provide up to 31% efficiency 2) An experimental coverglass film will be used on two of the 8 solar cell panels 3) A set of 'plug and play' equipment for cubesats being tested in space for the first time 4) A warm gas propulsion system capable of adjusting the orbit 5) A structure created using 'printed' or 'rapid prototyping' methods 6) The S band downlink will be used experimentally with the

¹ ITU admission designators are explained at: <http://life.itu.int/radioclub/m/ap01.htm>. (Thank you, 4U1ITU.) Effect of Doppler shift is NOT included when determining bandwidth.

² If using a frequency changing transponder, indicate the transmitting bandwidth. Effect of Doppler shift is NOT included when determining bandwidth.

³ ITU admission designators are explained at: <http://life.itu.int/radioclub/m/ap01.htm>. (Thank you, 4U1ITU.) Effect of Doppler shift is NOT included when determining bandwidth.

⁴ If using a frequency changing transponder, indicate the receiving bandwidth. Effect of Doppler shift is NOT included when determining bandwidth.

		7) 21 meter dish antenna at Moorhead State College, along with other receiving stations Other subsystem are standard for a cubesat except for the combined data handling and electrical power system board being designed by Colorado Satellite Services and the warm gas propulsion system capable of .5N
4g	Power budget. <i>Describe each power source, power consuming section, power storage, and overall power budget.</i>	TBD
5 TELECOMMAND (NOT published)		
5a	Telecommand frequency plan. <i>Provide telecommand frequencies or frequency bands, ITU emission designator(s), link power budget(s), and a general description of any cipher system, etc.</i>	Telecommand will be on the VHF uplink and is expected to be in ASCII text with minimal security features.
5b	Positive transmitter control. <i>Explain how telecommand stations can turn off the space station transmitter(s) immediately, even in the presence of user traffic and/or main computer system failure.</i> Be sure to read the paper available at: http://www.iau.org/satellite/sat-freq-coord.html .	The satellite transmitter will normally be off. Upon the proper telecommand it can be turned on for a timed period NTE 10 minutes, after which it will turn itself off. This applies to both the UHF and S band transmitters. Additionally, if the satellite has not received a command from the ground in the past 10 days it will revert to safe mode with all subsystems off except the computer and receiver.
5c	Telecommand stations. <i>List telecommand stations, including contact details, which will be established before launch, to meet the requirement for immediately turning off the space station transmitter.</i> Be sure to read: RR 22.1 and RR 25.11. Text is included in the paper available at: http://www.iau.org/satellite/sat-freq-coord.html .	Moorehead State College in Moorehead, Kentucky, USA. Colorado Satellite Services in Parker, Colorado, USA
6 Telemetry (published)		
6a	Telemetry frequencies <i>List all telemetry frequencies or frequency bands, ITU emission designators, and link budgets. Give the URL with telemetry decoding information.</i>	All telemetry will take place on the assigned UHF and S band downlink frequencies.
6b	Telemetry formats and equations. <i>Describe telemetry format(s), including telemetry equations. NOTE: Final equations must be published as soon as available.</i>	AX.25. Details are TBD however all data is expected to be in ASCII text.
6c	Is the telemetry transmission format commonly used by radio	Yes, AX.25

	amateurs? If not, describe how and where it will be published. Be sure to read: RR 25.2A. Text is included in the paper available at: http://www.iaru.org/satellite/sat-freq-coord.html .	
7	Launch plans (published)	
7a	Planned launch date	No earlier than 1 May 2011.
7b	Launch agency	Space Exploration, Inc.
7c	Launch location	Omelek Island in the Kwajalein atoll of the Marshall Island Chain
7d	Planned orbit. <i>Include planned orbit apogee, perigee, inclination, and period.</i>	Initially, 450 km circular, inclination 45 deg, 100 minute period. One month later, after orbital adjustment, 400 km perigee, 1500 km apogee, inclination 45 deg, 4 hr. period
7e	List other amateur satellites expected to share the same launch.	There are currently 17 payloads pending into the manifest for this launch. At this time we do not have details for any of them. The manifest may be released in late 2010. This launch is under the auspicious of the US Operational Responsive Space Office at Kirtland AFB, Albuquerque, NM, USA

Earth station information:

8	Typical Earth station — transmitting	
8a	Describe a typical Earth station used to transmit signals to the planned space station.	Stearable Yagi on the order of 12 dB gain
8b	Link budget. <i>Show complete link budgets for all Earth station transmitting channels, except telecommand.</i>	TBD
9	Typical Earth station — receiving	
9a	Describe a typical Earth station to receive signals from the planned satellite.	Stearable Yagi on the order of 12 dB gain. For S band, the 21 Meter dish at Moorhead State College and any dish about 3 Meters or larger
9b	Link budget. <i>Show complete link budgets for all Earth station receiving channels.</i>	Attached

Additional information:

Do not attach large files. Indicate the URL where the information is available.

10	Please, supply any additional information that may assist the Satellite Advisor to coordinate your request(s). We can use any frequency in the U, V and S bands that the IARU has designated for cubesats.
-----------	---

	<p>We intend to obtain an FCC part 5 Experimental license for this mission after coordination with the IARU. We would appreciate expedited coordination so we can order the transmitters and receiver for the satellite.</p>
--	--

Certification:

11	<p><input checked="" type="checkbox"/> The licensee of the planned space station has reviewed all relevant laws, rules, and regulations, and certifies that this request complies with all requirements to the best of his/her knowledge.</p>
	<p><input type="checkbox"/> The licensee of the planned space station has reviewed all relevant laws, rules, and regulations and disagrees with IARU interpretations of Treaty requirements. The IARU Satellite Advisor is asked to consider the following interpretation. Explanation follows.</p>

* Please tick appropriate box.

Signature:

12	<div style="display: flex; justify-content: space-between; margin-top: 10px;"> <div style="border-top: 1px solid black; width: 45%;"></div> <div style="border-top: 1px solid black; width: 45%;"></div> </div> <div style="display: flex; justify-content: space-between; margin-top: 5px;"> Signature of space station licensee. Date submitted for coordination. </div>
----	--

*Imagen 4.15
Ejemplo de Solicitud de Coordinación de Frecuencia*

4.3.4. Otros documentos regulatorios

4.3.4.1. Reporte ODAR

El control en el número de desechos espaciales poco a poco se ha convertido en una prioridad en el proceso de planeación y regulación de un proyecto espacial. Las medidas de mitigación de desechos espaciales han ayudado a prevenir la creación de nuevos desechos e impulsado el diseño de proyectos satelitales que implementan procedimientos para disminuir los efectos de contaminación en el espacio.

En 1995, la NASA fue la primera agencia espacial en establecer una serie de pasos para la mitigación de desechos espaciales. En 1997, el gobierno de los E.U.A. desarrolló un estándar para la mitigación de desechos basado en los pasos provistos por la NASA. De igual forma, otros países y organizaciones como Japón, Rusia, Francia y la Agencia Espacial Europea desarrollaron e implementaron sus propios procedimientos con base en este objetivo. En el 2002, el Comité de Inter-Agencias para la Coordinación de Desechos Espaciales (IADC, Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) adoptó un conjunto de normas diseñadas para mitigar el crecimiento en la cantidad de desechos espaciales en el cual se basaría una nueva serie de normas provista en el 2008 por la Organización de las Naciones Unidas mediante su Subcomité Técnico y Científico (STSC, Scientific and Technical Subcommittee) perteneciente al Comité sobre Prácticas Pacíficas en el Espacio Exterior (COPUOS, Committee on the Peaceful Uses of Outer Space) [21].

Es así como cada proyecto espacial debe de adaptarse y cumplir con estas normas. Una de las maneras para ayudar a probar que un proyecto satelital cumple con estas disposiciones es el reporte ODAR (Orbital Debris Assessment Report), el cual puede ser llevado a cabo mediante un programa de computadora desarrollado por la NASA: el DAS (Debris Assessment Software), que puede ser obtenido en el sitio web del Programa de Desechos Orbitales de la NASA [22].

El DAS es un software diseñado para asistir a los programas de mitigación de desechos espaciales en los reportes ODAR y que cumple con el estándar de la NASA 8719.14 “Process for limiting Orbital Debris”. El software provee a los usuarios herramientas para evaluar y verificar el cumplimiento de las normas que dicta el estándar. De no haber cumplimiento, DAS también puede ser usado para obtener opciones adecuadas de mitigación que se adapten a los requerimientos establecidos. El software le pide al usuario una serie de características y descripciones del proyecto satelital en cuestión con la cual logra hacer el análisis deseado que involucra los análisis de desechos generados por el satélite, la probabilidad de colisión con desechos espaciales existentes, el plan de desorbitamiento del satélite, el plan para el control de propulsores espaciales, entre otros. Si el proyecto cumple con los requerimientos, DAS regresa un archivo de aprobación el cual es usado como un reporte ODAR que puede ser enviado a diferentes organizaciones regulatorias.

En las siguientes referencias se pueden ver ejemplos de reportes ODAR de los proyectos CubeSat SkyCube [23] y Dove [24].

4.3.4.2. Notificación API

La Notificación SpaceCap o la Notificación API (Advance Publication Information) es una notificación que contiene información sobre determinado proyecto satelital que pide la ITU con el objetivo de tener un registro de estos proyectos y poder tener una mejor coordinación. Esta notificación es el primer vínculo entre la ITU y la organización regulatoria del país en el cual se desarrolla el satélite. La información requerida en esta notificación engloba características orbitales, bandas de frecuencia a utilizar, áreas de servicio, características de transmisión de las antenas, entre otros datos. Las características que pide el sistema de captura están enlistadas en el Apéndice 4 de las Regulaciones de Radio.

La Notificación API es provista por el Sistema de Captura SpaceCap el cual es un software que captura electrónicamente todos los datos y características relevantes relacionados con las estaciones espaciales en cuestión. SpaceCap sirve para crear notificaciones de diversos tipos como:

- Notificación de una estación espacial
- Notificación de una estación terrena
- Notificación de estaciones de Radioastronomía
- Notificaciones API para sistemas satelitales
- Notificaciones de satélites geoestacionarios
- Notificaciones de satélites para broadcast
- Notificaciones de satélites de servicio fijo

El sistema de captura puede ser adquirido en el sitio de la UIT-R [25] y algunos tutoriales pueden ser revisados en la siguiente referencia [26].

4.3.5. Procedimiento regulatorio

El procedimiento regulatorio comienza con la identificación del tipo de licencia que se quiere obtener. El tipo de licencia viene dado por el tipo de servicio satelital que se piensa ocupar. Ya hemos mencionado dos de estos servicios, amateur y experimentales, pero existe otro tipo de servicio que es uno dado por el gobierno. Los servicios experimentales y amateur son coordinados por la FCC, mientras que los gubernamentales lo son por la NTIA (National Telecommunications and Information Administration). Como ya hemos mencionado, un proyecto CubeSat es generalmente un proyecto amateur por lo que nos enfocaremos en este tipo de licencia.

La licencia de tipo amateur, así como la experimental, consta de diversos documentos regulatorios los cuales son recibidos por la FCC para después ser enviados y revisados por la administración de la UIT que es, en realidad, la organización final y definitiva en el proceso de regulación satelital. La IARU y la FCC son mediadores y organizaciones de apoyo y ayuda que vinculan a los desarrolladores con la ITU.

En el caso de una licencia amateur, el primer paso para poder realizar el proceso de regulación es que el responsable de las transmisiones tanto de la estación terrena como del satélite sea una persona autorizada con una licencia para utilizar servicios de radio amateur, la cual realizará el proceso de coordinación de frecuencias con la IARU. Una vez hecho esto se deberán de enviar los documentos de coordinación de frecuencia, la notificación ODAR y la notificación SpaceCap a la FCC, la cual se pondrá en contacto con la UIT y posteriormente otorgará la licencia amateur a la persona que realizó toda la coordinación. En el caso de los Estados Unidos algunos de los documentos importantes a revisar son las Regulaciones de la FCC parte 97 con respecto a los servicios amateur satelitales [27] y el documento de la IARU con respecto a los satélites amateur [17]. A continuación enumeraremos los pasos a seguir para obtener una licencia amateur dentro de los E.U.A. [28]:

1. Tener en cuenta que la persona que realice el procedimiento de regulación debe de tener una licencia para el uso de servicios de radio amateur.
2. Leer y entender las Regulaciones de la FCC parte 97.
3. Leer el documento de la IARU con respecto a los satélites amateur y reconocer si el proyecto satelital en cuestión se ajusta a las definiciones y limitaciones de un satélite amateur.
4. Completar y enviar la Solicitud de Coordinación de Frecuencias de la IARU llenándola lo mejor posible con la información que se tenga en el momento, posteriormente se podrán agregar detalles y hacer actualizaciones en esta solicitud. Se recibirá una respuesta en forma de carta con la aprobación del uso de determinadas frecuencias.
5. Contactar al administrativo responsable de la FCC en regulación satelital amateur y proveerle:
 - Carta de Coordinación de Frecuencias de la IARU
 - Descripción técnica del satélite

- Análisis de mitigación de desechos (ODAR) dado por el programa DAS de la NASA.
- Relación presupuestaria
- Notificación SpaceCap
- Notificaciones antes del lanzamiento, durante la estadía del satélite en el espacio y después de finalizadas las transmisiones del proyecto conforme a los requisitos marcados en las Regulaciones de la FCC parte 97.207g.

Es recomendable que el proceso se inicie una vez que se tenga información o confirmación sobre el lanzamiento del satélite. El primer paso a seguir es la obtención de la Coordinación de Frecuencias de parte de la IARU. Este paso lleva más de 30 días en ser completado. Por otra parte, el procedimiento coordinado por la FCC lleva un tiempo de entre 30 y 90 días en ser concretado.

CAPÍTULO 5. CUBESATS EN LAS UNIVERSIDADES

5.1. PROYECTOS CUBESAT DENTRO DE LAS UNIVERSIDADES

Desde el primer lanzamiento CubeSat en el 2003 hasta la actualidad (2015) se han puesto en órbita más de 230 satélites de este tipo y poco a poco se han ido comprobando los múltiples beneficios que representa el desarrollo de estos proyectos. Más de 70 universidades han desarrollado directamente por lo menos un CubeSat mientras que muchas más se han involucrado de manera indirecta en su concepción permitiendo así que la esencia del estándar, el objetivo educativo, se cumpla con gran éxito.

Sin duda, la misión e ideología del estándar CubeSat se ha superado a sí misma. Ha demostrado, además de ser una excelente plataforma académica, ser una alternativa viable para diversos proyectos espaciales, una opción mucha más económica que los grandes satélites y una oportunidad para que la sociedad tenga entrada directa a las ciencias espaciales. Gracias a las características del estándar se han y se están llevando a cabo proyectos que no hubiesen sido posibles de otra manera, se ha creado un semillero constante de ingenieros y profesionales con gran experiencia en el desarrollo de proyectos espaciales, se han hecho relaciones entre universidades, empresas y entidades gubernamentales de diferentes países, se ha inyectado un nuevo empuje a la carrera espacial al desarrollarse iniciativas y proyectos destinados a la exploración del espacio, se han creado múltiples empresas dirigidas por estudiantes que participaron en algún proyecto CubeSat durante su formación universitaria, se han creado nuevos estándares y nuevas posibilidades de la mano de la miniaturización, la creación de agencias espaciales en diferentes países ha sido fuertemente impulsada, las universidades desarrollan laboratorios y destinan ingresos a la investigación espacial, entre otros muchos beneficios. Sencillamente, el estándar CubeSat ha revolucionado la industria satelital y, posiblemente, sea uno de los pilares del desarrollo tecnológico en todo el mundo en un futuro muy cercano.

En este capítulo se estudian proyectos CubeSats desarrollados en diferentes universidades alrededor del mundo, se habla un poco del currículum satelital y espacial de estas instituciones y se mencionan algunos de los resultados que el desarrollo de los CubeSats ha dado. El estudio se hace tomando algunos ejemplos de universidades de cada uno de los continentes, con el detalle de que el continente americano se separa en dos: América del Norte y América del Sur, esto con el objetivo de visualizar el trabajo realizado en las universidades latinas y de separar el dominio avasallador que Estados Unidos de América tiene sobre los otros países. Al inicio de cada subcapítulo se muestra una tabla que contiene los proyectos CubeSat puestos en órbita en cada uno de los continentes, realizando una tabla final con todos los CubeSats puestos en órbita alrededor del mundo desde la concepción del proyecto hasta la fecha.

Finalmente, se hace mención a proyectos de constelaciones CubeSat, que junto con los proyectos de propulsión y exploración, son el futuro próximo del estándar cuyos beneficios serán totalmente palpables próximamente.

5.2. CubeSats en universidades de América del Norte

AMÉRICA DEL NORTE					
Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
Eurokot 30 Junio 2003	Canadá	CanX-1	Universidad de Toronto	1U	2
	EUA	QuakeSat-1	Universidad de Stanford	3U	
TOTAL 2003					2
Minotauro 1 11 Diciembre 2006	EUA	GeneSat-1	NASA	3U	1
TOTAL 2006					1
Dnepr 2 17 Abril 2007	EUA	AeroCube-2	AeroSpace	1U	6
	EUA	CAPE1	Universidad de Louisiana	1U	
	EUA	CP3	Cal Poly	1U	
	EUA	CP4	Cal Poly	1U	
	EUA	CSTB1	Boeing	1U	
	EUA	MAST	Universidad de Stanford	3U	
TOTAL 2007					6
PSLV-C9 28 Abril 2008	Canadá	CanX-2	Universidad de Toronto	3U	1
TOTAL 2008					1
Minotauro 1 19 Mayo 2009	EUA	AeroCube-3	AeroSpace	1U	4
	EUA	CP6	Cal Poly	1U	
	EUA	HawkSat-1	Instituto Hawk	1U	
	EUA	PharmaSat	NASA	3U	
TOTAL 2009					4
STP-S26 19 Noviembre 2010	EUA	NanoSail-D2	NASA	3U	3
	EUA	O/OREOS	NASA	3U	
	EUA	RAX-1	Universidad de Michigan	3U	
Falcon 9-002 8 Diciembre 2010	EUA	Mayflower	Universidad del Sur de California	3U	8
	EUA	Perseus (4)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	QbX (2)	Pumpkin	3U	
	EUA	SMDC-ONE	Centro Espacial Militar	3U	
TOTAL 2010					11
ELaNa-3/NPP 28 octubre 2011	EUA	AubieSat-1	Universidad de Auburn	1U	6
	EUA	DICE (2)	Universidad Estatal de Utah	1.5U	
	EUA	HRBE (E1P-2)	Universidad Estatal de Montana	1U	
	EUA	M-Cubed	Universidad de Michigan	1U	
	EUA	RAX-2	Universidad de Michigan	3U	
TOTAL 2011					6
NROL-36 13 Septiembre 2012	EUA	SMDC-ONE(2)	Comando Espacial y de Defensa (SMDC)	3U	11
	EUA	AeroCube-4 (3)	AeroSpace	1U	
	EUA	Aeneas	Universidad del Sur de California	3U	
	EUA	CSSWE	Universidad de Colorado	3U	
	EUA	CP5	Cal Poly	1U	
	EUA	CXBN	Universidad Estatal de Morehead	2U	
	EUA	CINEMA-1	Universidad de California	3U	
	EUA	Re (Stare A)	Laboratorio Nacional Lawrence Livermore	3U	
ISS 4 Octubre 2012	EUA	TechEdSat	Universidad Estatal de San José	1U	1
TOTAL 2012					12
Soyuz 19 Abril 2013	EUA	Dove-2	Planet Labs	3U	1
Antares Demo 21 Abril 2013	EUA	Phonesat 1.0 (Graham)	NASA	1U	4
	EUA	Phonesat 1.0 (Bell)	NASA	1U	
	EUA	Phonesat 2.0b (Alexander)	NASA	1U	
	EUA	Dove-1	Planet Labs	3U	
Minotauro 1 19 Noviembre 2013	EUA	Vermont Lunar CubeSat	Colegio Técnico de Vermont	1U	27
	EUA	TJ3Sat	Thomas Jefferson High School	1U	
	EUA	KySat-2	Universidad de Kentucky Universidad Estatal de Morehead	1U	
	EUA	NPS-SCAT	US Air Force- Space Test Program	1U	
	EUA	CAPE-2	Universidad de Louisiana	1U	
	EUA	DragonSat-1	Universidad Drexel Academia Naval	1U	
	EUA	PhoneSat-v2.4	NASA Centro de Investigación Ames	1U	
	EUA	SPA-1 Trailblazer	Universidad de Nuevo México	1U	
	EUA	COPPER	Universidad de San Louis	1U	
	EUA	SwampSat	Universidad de Florida	1U	
	EUA	ChargerSat-1	Universidad de Alabama	1U	
	EUA	Black Knight 1	Academia Militar West Point	1U	

Capítulo 5. CubeSats en las universidades

FI-UNAM

	EUA	ORS 1-MBD 1	Universidad Johns Hopkins/Laboratorio de Física Aplicada	3U	
	EUA	ORS 2-MBD 2	Universidad Johns Hopkins/Laboratorio de Física Aplicada	3U	
	EUA	ORSES	Operationally Responsive Space Office US Army Space and Missile Defense Command	3U	
	EUA	Prometheus 1 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	Prometheus 2 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	Prometheus 3 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	Prometheus 4 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	SENSE 1	Fuerza Aérea	3U	
	EUA	SENSE 2	Fuerza Aérea	3U	
	EUA	FireFly	Colegio Siena Universidad de Maryland Eastern Shore	3U	
	EUA	STARE-B (Horus)	Laboratorios Nacionales Lawrence Livermore	3U	
HTV-4/ISS 20 Noviembre 2013	EUA	ArduSat-1	Nanosatisfi LLC (Empresa)	1U	3
	EUA	ArduSat-X	Nanosatisfi LLC (Empresa)	1U	
	EUA	TechEdSat-3	Universidad Estatal de San José Universidad de Idaho	3U	
ISILaunch-03 Dnepr 21 Noviembre 2013	EUA	Dove-4	Planet Labs	3U	2
	EUA	Dove-3	Planet Labs	3U	
Atlas 5 6 Diciembre 2013	EUA	IPEX (CP 8)	Instituto Politécnico de California Laboratorio de Propulsión	1U	12
	EUA	MCubed-2	Universidad Michigan Laboratorio de Propulsión NASA	1U	
	EUA	CUNYSat-1	Ciudad Universitaria de Nueva York	1U	
	EUA	FIREBIRD A	Fundación del Colegio Espacial Montana	1.5U	
	EUA	FIREBIRD B	Fundación del Colegio Espacial Montana	1.5U	
	EUA	Alice	Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea	3U	
	EUA	AeroCube-5a	Corporación Aeroespacial	1.5U	
	EUA	AeroCube-5b	Corporación Aeroespacial	1.5U	
	EUA	SMDC-ONE 2.3 (Charlie)	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U	
	EUA	SMDC-ONE 2.4 (David)	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U	
	EUA	TacSat-6	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U12	
EUA	SNAP	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U		
TOTAL 2013					49
Orb-1/ISS Antares/ISS 11-28 Febrero 2014	EUA	Flock-1-1 a 28 (28 CubeSats)	Planet Labs	3U	30
	EUA	ArduSat-2	NanoSatisfi (Empresa)	2U	
	EUA	SkyCube	Southern Stars (Empresa)	1U	
ELaNa V Space X-3 Falcon 9 18 Abril 2014	EUA	ALL-STAR	Universidad de Colorado	3U	5
	EUA	PhoneSat 2.5	NASA	1U	
	EUA	KickSat	Universidad de Cornell	3U	
	EUA	TESTSat-Lite	Universidad de Taylor	2U	
	EUA	SporeSat	NASA	3U	
Dnepr UNISAT 6 19 Junio 2014	EUA	Lemur 1	Nanosatisfi (SPire)	3U	16
	EUA	Aerocube 6A	Aerospace corporation	0.5U	
	EUA	Aerocube6B	Aerospace corporation	0.5U	
	EUA	Flock 1C (11 CubeSats)	Planet Labs	3U	
	Rusia/EUA	Perseus-M 2	Dauria AeroSpace	6U	
Rusia/EUA	Perseus-M 1	Dauria AeroSpace	6U		
ISS Módulo JEM 20 Agosto-5 septiembre	EUA	Flock1B (12 CubeSats)	Planet Labs	3U	12
TOTAL 2014					63
TOTAL					155

Tabla 5.1. Proyectos CubeSat de América del Norte puestos en órbita

5.2.1. Canadá. Universidad de Toronto

La Universidad de Toronto es, tal vez, el mayor ejemplo de una universidad beneficiada por el desarrollo de proyectos CubeSat pues a pesar de que sólo ha lanzado dos de estos satélites, uno de 1U y otro de 3U, el aprendizaje y objetivos alcanzados por estos han permitido que la universidad siga desarrollando más proyectos satelitales e, incluso, lograr su propio diseño de nanosatélite, así como su propio dispositivo de despliegue, el X-POD.

Es en este caso de enorme éxito donde se puede medir y observar de manera muy clara los beneficios del desarrollo de proyectos CubeSat en varios ámbitos. Primeramente se puede hablar del objetivo educativo de los CubeSats el cual se cumple al involucrar a estudiantes de no sólo la Universidad de Toronto sino también de universidades de otros países. En segundo lugar el acceso al espacio a un bajo costo es bien logrado y no sólo eso, varios objetivos específicos de los proyectos desarrollados por esta universidad son la demostración de nuevas tecnologías con costos de desarrollo bajos. También podemos hablar del aporte científico logrado por el éxito de las diferentes cargas útiles pertenecientes a los distintos proyectos. Otro punto a considerar es el uso de proyectos CubeSat como plataformas de demostración que establecen las bases de proyectos más grandes y más costosos. Todo esto se logró y está logrando dentro del programa CanX (Canadian Advanced Nanospace eXperiment) desarrollado por el Instituto de Estudios Aeroespaciales de la Universidad de Toronto (UTIAS, University of Toronto, Institute for Aerospace Studies).

El programa CanX es un programa destinado a brindar diversas herramientas de investigación y de desarrollo de tecnologías con el fin de ampliar el acceso al espacio a través de la construcción de diversos nanosatélites y, al mismo tiempo, involucrar a estudiantes durante cada una de sus diversas etapas de desarrollo. El proyecto fue establecido en el 2001 y continua vigente en la actualidad (2015), tiempo en el cual ha logrado poner en órbita cinco satélites, de los cuales los dos primeros fueron CubeSats, y comenzar el desarrollo de otros cuatro proyectos satelitales, uno de ellos una constelación satelital [1]. El programa CanX sigue una filosofía de bajos costos, rápidos desarrollos y alta experimentación [2]. A lo largo del proyecto, muchos estudiantes y profesores, tanto de la UTIAS como de otras universidades, han sido involucrados.

Desde sus principios el programa fue basado en la tecnología CubeSat como plataforma tanto de aprendizaje como de desarrollo y prueba de nuevas tecnologías claves para los proyectos futuros del programa. De esta forma, el primer satélite del programa fue el CanX-1, un CubeSat de 1U y 1kg, cuyo objetivo principal se enfocó en la prueba de diversos dispositivos esenciales en proyectos futuros como cámaras CMOS, computadoras de a bordo y un estabilizador magnético de 3 ejes. CanX-1 fue lanzado en el primer lanzamiento CubeSat el 30 de junio del 2003 teniendo gran éxito en todas las etapas de su desarrollo permitiendo, así, que se forjaran los lineamientos de diseño, lanzamiento y control de operaciones a seguir en los proyectos CanX futuros [3].

El siguiente proyecto CanX fue el CubeSat de 3U CanX-2, el cual fue lanzado en abril del 2008 con una capacidad mucho mayor a la del CanX-1. Los objetivos principales del CanX-2 eran, en primer lugar, demostrar tecnologías básicas para los proyectos CanX-4 y CanX-5 futuros. Estas tecnologías englobaban un sistema de propulsión de gas frío, sensores y actuadores pertenecientes a un sistema de determinación y control de altitud, entre otros. En segundo lugar, CanX-2 tenía como objetivo recabar información científica que ayudaría a investigaciones de diversas universidades canadienses, como la Universidad de York, la Universidad de Calgary y la Universidad de Carleton, relacionadas con el efecto invernadero y estudios atmosféricos. Para este fin se utilizaron un espectrómetro y un sistema GPS [4].

CanX-3 es una constelación de 6 satélites desarrollados por universidades de Austria, Polonia y Canadá con el objetivo de observar las características de distintas estrellas. Este proyecto también es conocido como BRITE (BRiGht Target Explorer) y utilizará una técnica llamada fotometría diferencial con el fin de medir pequeñas variaciones de luz en las estrellas para el estudio de la estructura y evolución de estrellas masivas. Las diferentes universidades involucradas en el proyecto BRITE son la UTIAS, la Universidad de Montreal, la Universidad de la Columbia Británica, la Universidad Tecnológica de Viena y la Universidad Técnica de Graz [5]. Es en este último proyecto cuando la UTIAS utiliza un nuevo modelo de satélite parecido al CubeSat pero con dimensiones de 20 cm por lado el cual fue desarrollado e implementado por vez primera en el proyecto

CanX-6 del 2008. Esta clase de satélite fue denominado como GNB (Generic Nanosatellite Bus) y es también usado en otros proyectos del programa CanX. En febrero del 2013 se lanzaron los dos primeros satélites de la constelación desarrollados en Austria [6].

CanX-4 y CanX-5 forman parte de un proyecto desarrollado por la UTIAS y por la Universidad de Calgary cuyo objetivo es lograr que estos dos nanosatélites orbiten de manera autónoma pero uno a lado de otro alrededor de la Tierra mediante técnicas GPS que permitirán la comunicación intersatelital [7]. Al igual que el proyecto CanX-3 estos satélites están diseñados bajo el concepto GNB adquiriendo, además, todos los beneficios proporcionados por las pruebas y demostraciones que se hicieron en los proyectos anteriores. Un ejemplo de esto es el sistema de control y determinación de altitud implementado primeramente en el CanX-2 y que en este proyecto ha sido utilizado. Ambos satélites fueron lanzados el 30 de junio de 2014.

CanX-6, también conocido como NTS (Nanosatellite Tracking of Ships) y lanzado en abril del 2008, es un proyecto utilizado para detectar e identificar vehículos marítimos desde el espacio. Este proyecto fue desarrollado bajo el diseño GNB en tan solo 6 meses lo cual habla de la capacidad adquirida por UTIAS como desarrollador satelital [8].

Finalmente, CanX-7 es un proyecto de demostración enfocado en el desorbitamiento de satélites. Su objetivo es demostrar un dispositivo compacto y escalable que asegurará la entrada a la atmósfera de pequeños satélites antes de los 25 años estipulados por el IADC (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) y así ayudar en la mitigación de desechos espaciales [9].

5.2.2. Estados Unidos de América. Universidad Politécnica de California

Sin duda CalPoly ha sido una de las universidades con más influencia dentro de los proyectos CubeSat, primeramente al ser pionera en el diseño y desarrollo del estándar CubeSat, y segundo, al seguir experimentando y desarrollando diversas tecnologías en torno al proyecto como lo es el proyecto CP9. Además, resulta interesante observar la profundidad a la que los proyectos CubeSat han llegado. Inician a desarrollarse por estudiantes de maestría en el año 2000 y ahora podemos encontrar proyectos CubeSat llevados a cabo por estudiantes de preparatoria, resultado del estándar como plataforma educativa. Hasta la fecha ha desarrollado siete proyectos CubeSat y está desarrollando otros tres.

CP1 fue el primer proyecto del programa nanosatelital del CalPoly: PolySat. Era un CubeSat de 1U cuyo objetivo principal fue sentar las bases para el posterior avance del programa así como la demostración de tecnologías tales como un sensor solar y un torque magnético adherido a un panel solar. Fue lanzado en el vehículo lanzador Dnepr 1 el 26 de julio del 2006, el cual sufrió una falla no permitiendo que el satélite fuera puesto en órbita [10]. De igual forma el CubeSat CP2, el segundo proyecto del programa, fue lanzado en este vehículo por lo cual tampoco llegó a órbita. El satélite CP2 comenzó a desarrollarse en el 2003 por un equipo multidisciplinario que incluía ingenieros mecánicos, eléctricos, aeroespaciales y en computación tomando varias referencias del CP1. El objetivo principal del CP2 fue un experimento de disipación de energía así como distintas pruebas enfocadas a la comprobación y mejoramiento del estándar CubeSat [11].

En el año 2005 se comienza a desarrollar el CP3 y es puesto en órbita en abril del 2007 dentro de la misión Dnepr 2. El equipo de diseño y desarrollo del CP3 estaba compuesto por estudiantes de varias disciplinas relacionadas con la ingeniería mecánica, eléctrica, aeroespacial, de computación y física. En este proyecto se ocupó el estándar desarrollado mediante el proyecto CP2 además de ser implementados dos magnetorques para el sistema de control de altitud y cámaras para observación terrestre [12].

El CP4 fue el cuarto CubeSat desarrollado por el CalPoly y fue puesto en órbita junto con el CP3 en el 2007. El CP4 es el modelo de protovuelo del CP2 el cual también tenía como objetivo la realización de experimentos de disipación de energía [13].

Después del lanzamiento del CP4 se empieza a desarrollar, en el 2007, el CubeSat CP5, el cual sería concluido en el 2011 y puesto en órbita en septiembre del 2012 en el vehículo lanzador Atlas V. Su carga útil era un dispositivo de desorbitamiento [14].

El CP6 fue desarrollado a partir del descubrimiento de algunas fallas en el receptor del CP3 relacionadas con su sensibilidad de recepción. El CP6 es en realidad el modelo de protovuelo del CP3 pero con un amplificador de bajo ruido en el receptor para aumentar la fiabilidad en las comunicaciones, algunas diferencias en el software y una carga útil aportada por el Laboratorio de Investigaciones Navales. Su principal misión era implementar un sistema de control de altitud usando únicamente torques magnéticos adheridos en los paneles solares. Este satélite fue puesto en órbita en mayo del 2009 [15].

El CP7 es un proyecto desarrollado para demostrar el efecto que una cavidad de amortiguamiento produce en instrumentos ópticos con poca tolerancia a los movimientos e inestabilidades. Estas cavidades de amortiguamiento reducen el movimiento producido en las partículas lo cual puede aplicarse en instrumentos de alta precisión. EL proyecto no fue puesto en órbita pero fue puesto a prueba en un ambiente de microgravedad dentro del avión ZeroG en el 2009 [16].

Después se desarrollaría el CP8 o el proyecto IPEX, un CubeSat de 1U patrocinado por la Oficina de Tecnología, Ciencia y Tierra de la NASA (ESTO) diseñado para demostrar diversas tecnologías que serán utilizados en la misión HypSIIRI (HYperSpectral Infra-Red Instrument) de la NASA. La carga útil consta de diversas cámaras de baja resolución, procesadores y software, todos estos enfocados en la obtención y procesamiento de varias imágenes por minuto. Fue probado con la ayuda de globos sondas durante el 2012, los cuales le permitieron encontrarse a más de 30,000 metros de altura sobre el nivel del mar y fue lanzado en el mes de diciembre del 2013 en el cohete Atlas V [17].

CalPoly se encuentra desarrollando de igual forma el proyecto CP9, un CubeSat de 2U que junto con el CubeSat de 1U StangSat desarrollado por la preparatoria Merritt Island formarán el proyecto CP9-StangSat el cual se presenta como una misión importante dentro del desarrollo de los CubeSats. El proyecto consiste en hacer mediciones de telemetría proveniente del P-POD durante el lanzamiento. Específicamente los CubeSats registrarán información térmica y vibratoria proveniente del P-POD usando diversos instrumentos como acelerómetros. Además, uno de los principales objetivos del proyecto es demostrar tecnologías inalámbricas. Para esto, durante el lanzamiento, el StangSat transmitirá telemetría en tiempo real al CP9, violando así la prohibición de tener activos transmisores y receptores durante esta etapa. Esta misión es el primer paso en la evolución de los proyectos CubeSat, la cual intenta probar que un CubeSat no debe de tener necesariamente una radio tan compleja como para mantener comunicación con Tierra sino una radio lo suficientemente potente para mantener un enlace inalámbrico con otro satélite cercano a él (en este caso el CP9) y que fungirá como punto de enlace con las estaciones en Tierra [18].

Finalmente, el CP10 o ExoCube es un CubeSat de 3U desarrollado para realizar mediciones de la densidad de hidrógeno, oxígeno, helio y nitrógeno en la atmósfera. El satélite está en etapas de desarrollo en la CalPoly y su carga útil en la NASA. La carga útil consta de instrumentos como un analizador de neutrones y otro de iones [19].

5.2.3. Estados Unidos de América. Universidad Estatal de Morehead

La Universidad Estatal de Morehead, ubicada en Kentucky, Estados Unidos, es un gran ejemplo en el desarrollo de proyectos nanosatélites y de investigaciones enfocadas a temáticas espaciales. Su participación dentro del campo espacial está basado en 3 ejes principales: su antena parabólica de 21 metros, el Centro de Ciencias Espaciales y la experiencia en el desarrollo de proyectos espaciales de sus investigadores y profesores.

La antena de 21 metros ha representado para la Universidad de Morehead una gran base para su evolución dentro de las ciencias espaciales. Comenzó a funcionar en el 2006 enfocada a investigaciones en radioastronomía y como una estación terrena especializada en escuchar señales muy débiles provenientes de satélites en órbitas LEO. Es básicamente una de las estaciones terrenas con mayor sensibilidad para poder recibir señales de CubeSats.

Por otra parte, el Centro de Ciencias Espaciales de Morehead fue fundado en el 2009, impulsando así el desarrollo de proyectos espaciales dentro de la universidad y desarrollando múltiples programas académicos con el fin de aumentar la difusión de la cultura espacial, principalmente en astrofísica y tecnologías espaciales.

El Centro Espacial, desde su fundación, ha sido un impulsor de la tecnología nanosatelital y de los beneficios académicos que el desarrollo de estos proyectos tiene. Es también en el año 2009 cuando el Profesor Robert Twiggs se une al equipo de la Universidad de Morehead, en donde ha seguido desarrollando su trabajo en torno a los CubeSats y más recientemente a los femtosatélites.

De esta manera el Centro Espacial de Morehead ha ido construyendo una cultura de desarrollo de microsátélites y nanosatélites de la mano de una serie de colaboradores tanto académicos como gubernamentales. Profesores y estudiantes de esta universidad han desarrollado una serie de nanosatélites incluyendo los CubeSats Kysat-1 y Kysat-2 con ayuda del Programa Espacial de Kentucky, el EduSat con la Universidad de Roma y de igual manera ha formado parte del desarrollo de los nanosatélites UniSat promovido por esta, el TechSat-1 en colaboración con el gobierno estadounidense y el CubeSat CXBN (Cosmic X-Ray Background Nanosatellite) con el apoyo del sector privado al trabajar con empresas como Radiance Technologies y Honeywell. Todos estos satélites fueron diseñados, construidos, probados y validados en el Centro Espacial de Morehead por estudiantes universitarios con apoyo de profesores [20].

Lo que Morehead ha logrado es un ejemplo más de los grandes beneficios que tiene el desarrollo de tecnología nanosatelital en universidades. Los estudiantes de Morehead involucrados en estos proyectos han tenido interacción no sólo con otras universidades, en el caso de la Universidad de Roma una con una gran experiencia en el desarrollo satelital, sino también con entidades gubernamentales como lo es la NASA o del sector privado. Además se han podido desarrollar varios de los proyectos en lapsos de tiempo muy cortos permitiendo así involucrar a los estudiantes en diversas fases de la elaboración satelital: diseño de los sistemas mecánico, electrónico y de software, validación y prueba de los mismos y operación (telemetría y comando).

Otros de los puntos a resaltar de la Universidad de Morehead es la participación del Profesor Robert Twiggs quien, además de desarrollar el concepto del estándar CubeSat, sigue innovando la práctica de los proyectos satelitales y llegó a Morehead para concretar su idea de los femtosatélites denominados PocketQub, una versión miniaturizada del CubeSat, involucrando a los estudiantes y redefiniendo las posibilidades en torno a las aplicaciones satelitales. Como ya se ha mencionado, hay múltiples ideas y proyectos que se basan en la miniaturización de la tecnología y este primer paso, el desarrollo y puesta en órbita de femtosatélites, seguramente abrirá una brecha en el futuro de la tecnología espacial.

A continuación hablaremos de los nanosatélites desarrollados en Morehead con un poco más de detalles.



Imagen 5.1.

Antena de 21 metros de la Universidad de Morehead

KySat

El proyecto KySat (Kentucky Satellite) consta de dos satélites CubeSat diseñados entre las universidades de Morehead y la de Kentucky: el KySat-1 y el KySat-2. El KySat-1 es el primer satélite desarrollado por la Universidad de Morehead, mostrado en la Imagen 5.2, y tenía como objetivo principal un enfoque educativo en el cual los estudiantes fueran los desarrolladores del satélite. Su carga útil constaba de una cámara fotográfica y de una radio en banda S. La operación del satélite estaba pensada a través de frecuencias de radio amateur con el fin de que el satélite pudiese controlarse desde estaciones terrenas móviles, esto con la idea de dar la oportunidad a estudiantes de niveles menores al universitario de interactuar con el satélite, descargar imágenes y audios por ejemplo, y así difundir la cultura espacial entre jóvenes y niños.

El proyecto inició en el 2006 y al ser el primer satélite desarrollado en Morehead, también se buscaba que su desarrollo estableciera las bases para proyectos futuros [21].

El KySat-1 fue uno de los tres proyectos CubeSats seleccionados por la NASA a través del proyecto ELaNa-1 (junto con los CubeSats HERMES de la Universidad de Colorado y el Explorer 1 PRIME de la Universidad de Montana) y su lanzamiento se llevó a cabo el 4 de marzo del 2011 en el vehículo lanzador Taurus-3110 pero desafortunadamente el lanzamiento fue fallido y los satélites no pudieron ponerse en órbita.

A pesar de que su puesta en órbita no fue exitosa el proyecto KySat-1 marca el inicio de los proyectos satelitales dentro de Morehead. Con su desarrollo se construyeron la infraestructura y se desarrolló el conocimiento base necesario para diseñar, construir y validar este tipo de proyectos. De hecho, en el año 2011, se comienza a desarrollar el KySat-2, CubeSat basado en el diseño y experiencias dejadas por el KySat-1, con algunas modificaciones que optimizarían el satélite pero con sus mismos objetivos, agregando la demostración tecnológica de una computadora de vuelo, sistemas de radio, energía y estabilización diseñados por estudiantes de las universidades de Morehead y de Kentucky.

El lanzamiento y puesta en órbita del KySat 2 tuvo lugar el 19 de noviembre del 2013 junto con otros 27 CubeSats, todos a través del proyecto ELaNa [22].

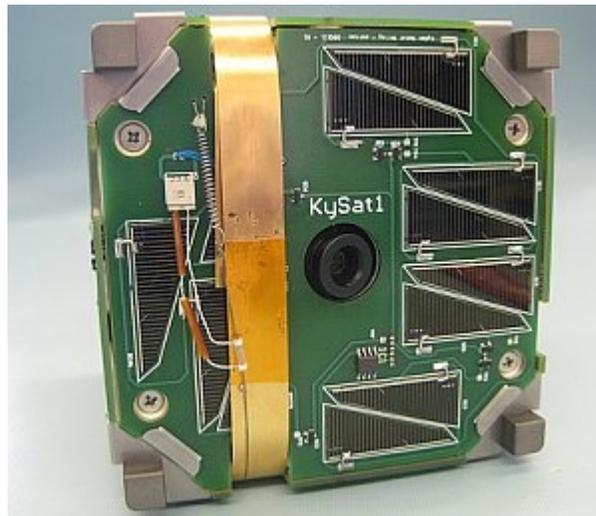


Imagen 5.2.
CubeSat KySat-1

EduSat

El proyecto EduSat es un proyecto coordinado por la Agencia Espacial Italiana y desarrollado por el Grupo de Astrodinámica de La Sapienza perteneciente a la Universidad de Roma (GAUSS) con base a los proyectos UniSat (University Satellite) llevados a cabo por esta universidad desde el año 2000. Al proyecto se integró la Universidad de Morehead aportando experiencia y conocimientos en el desarrollo satelital y elaborando, junto con la Universidad de Roma, un nuevo dispositivo para desplegar femtosatélites, el MR-FOD (Morehead Roma-Femto Orbital Deployer), el cual sería una de las cargas útiles de este satélite.

El objetivo principal del proyecto es promover la educación espacial entre estudiantes de preparatoria y fomentar e impulsar programas educativos de nivel superior. Otro de los objetivos del EduSat es desarrollar una misión espacial para diferentes experimentos científicos de bajo costo y probar tecnologías en un ambiente espacial.

Dentro de los experimentos a desarrollar y probar por EduSat estuvieron un sensor solar y un magnetómetro desarrollados por GAUSS, un sensor de temperatura elaborado por estudiantes de la preparatoria Geymonat de Italia, un sistema de desorbitamiento y el MR-FOD [23].

El EduSat fue lanzado el 17 de Agosto del 2011 desde Rusia, alcanzando así una órbita de 668 km con una inclinación de 98.8° y cumpliendo ampliamente con sus objetivos. El MR-FOD fue probado y validado para su posterior uso en los proyectos Eagle.

CXBN

Este CubeSat de 2U tenía como objetivo principal optimizar la medición de rayos cósmicos usando un detector constituido de Telurio de Cadmio y Zinc. El satélite fue desarrollado en su totalidad por Morehead mientras que el sensor fue elaborado por la Universidad de California en Berkeley. Otras de las carga útiles del CXBN incluían diversos sensores de sol, un sistema rastreador de estrellas, microprocesadores MSP 430 y un arreglo de celdas solares plegable.

El proyecto fue iniciado en enero del 2011 y fue terminado en enero del 2012 lo cual habla de una gran evolución y toma de experiencia por parte de Morehead (El KySat-1 fue elaborado en 4 años mientras que el KySat-2 en 2 años). La antena de 21 metros de Morehead es ocupada como receptor de la señal del CXBN [24].

Fue lanzado el 13 de septiembre del 2012 a través del programa ELaNa-6 desde California alcanzando una órbita elíptica de 770km x 480 km con una inclinación de 64°.

Después de su puesta en órbita el satélite fue monitoreado durante varios meses sin embargo no fue posible realizar el experimento científico enfocado a la medición de las rayos cósmicos debido a que la SNR (Signal to Noise Ratio) era demasiado baja por lo cual se tenía una cantidad muy pequeña de datos. El proyecto CXBN tiene contemplado un segundo CubeSat, el CXBN-2, el cual contará con diversas mejoras basadas en la experiencia del CXBN-1.

TechSat-1

Este proyecto fue una iniciativa de la Universidad de Morehead y del Centro Espacial de Kentucky, y posteriormente el gobierno estadounidense a través de la SMDC (Space and Missile Defense Command) se involucró en el mismo. Inicialmente, el objetivo del TechSat-1 era desarrollar una plataforma CubeSat capaz de generar 50 Watts de potencia y con una capacidad para almacenar 75w/min/órbita.

Las cargas útiles del satélite son un multiprocesador desarrollado por la compañía Honeywell y un sistema de generación de energía proveído por Tethers Unlimited [25]. El CubeSat aún sigue en desarrollo.

RAMPART

RAMPART (RAPidprototyped MemS Propulsion And Radiation Test CUBEflow SATellite) es un CubeSat de 2U desarrollado por la Universidad de Morehead en colaboración con diferentes universidades e instituciones de los Estados Unidos como la Universidad de Montana y la Universidad de Arkansas.

El objetivo de RAMPART es la demostración tecnológica de un sistema de propulsión y uno de estabilización magnética, así como el diseño y elaboración de estructuras satelitales mediante métodos conocidos como 3D-printed. Estos métodos de elaboración de materiales representan múltiples ventajas como menor complejidad, costos y tiempo de elaboración al hacer uso de materiales más baratos adaptados para soportar condiciones espaciales.

El satélite será colocado en una órbita inicial de 500 km y con su sistema de propulsión alcanzará una órbita elíptica de 1200 km x 500 km a 45°, cerca de uno de los cinturones de radiación de Van Allen. Además, el RAMPART contará con sensores para medir flujos de partículas y probará nuevos dispositivos resistentes a la radiación. El proyecto está esperando respuesta del proyecto ELaNa para ser coordinado en algún lanzamiento futuro.

UNISAT

UniSat nace como un programa microsatelital experimental en la Universidad de Roma “La Sapienza” en 1997. Fue fundado por la Agencia Espacial Italiana con el objetivo principal de involucrar a estudiantes en las diferentes etapas del desarrollo satelital, involucrando así a diversas universidades italianas.

A principios del 2011 la Universidad de Morehead, con el apoyo de la Universidad de Roma, la Agencia Espacial Italiana y la Agencia Espacial Europea, se une al proyecto UniSat y se comienza a desarrollar lo que sería el quinto microsátélite del proyecto. Sin embargo es en este año cuando la Escuela de Ingeniería Aeroespacial es cerrada y el grupo GAUSS se transforma en una empresa privada [26].

De esta forma, el UniSat 5 es el primer nanosatélite desarrollado por el equipo GAUSS como compañía, teniendo como objetivo principal la demostración tecnológica de dispositivos desarrollados por investigadores universitarios, la creación de plataformas satelitales para ser usadas en el futuro y proveer experiencia y entrenamiento a estudiantes universitarios. El satélite tiene como cargas útiles principales [27]:

- GlioSat, un experimento biomédico que tiene como objetivo investigar los efectos de la microgravedad y de la radiación en células de Glioblastoma. El experimento es a su vez desarrollado por GAUSS y por el Centro de Ciencias Espaciales de Morehead.
- Un sistema de observación de alta definición que tiene como objetivo hacer observaciones de la Tierra. Está compuesto por una cámara, un telescopio y transceptores en banda S y banda C, todos ellos fabricados con componentes COTS.
- 4 MRFOD, el sistema de despliegue de Femtosatélites probado en el proyecto EduSat, el cual contiene los PocketQub Eagle-1, Eagle-2 (\$50Sat), WREN y QBScout-1
- PEPPOD (Planted Elementary Platform for Picosatellite Orbital Deploying), es un sistema de despliegue de CubeSats desarrollado por estudiantes el cual permitirá el despliegue de CubeSats. Este sistema fue diseñado por GAUSS y tiene como objetivo desplegar los CubeSats PUCPSat-1, HumSat-d, I-Cube1, Dove-4 y el e-St@r-2.

El UniSat 5 fue lanzado el 21 de noviembre del 2013 en el vehículo lanzador Dnepr junto con 19 CubeSats y 4 PocketQubs.

EAGLE

En el año 2009 el Profesor Robert Twiggs propuso un nuevo estándar satelital con dimensiones aún más pequeñas que las del CubeSat. Este estándar sería denominado PocketQub y su unidad básica, 1Q, sería la de un cubo de 5 cm por lado con una masa menor a 175 gramos.

Algunas de las aplicaciones de un PocketQub son:

- Sistemas de sensores
- Constelaciones satelitales

Y entre sus ventajas se encuentran su bajo costo económico, su capacidad de redundancia y su fácil coordinación [28].

De esta forma, la Universidad Estatal de Morehead comenzó a desarrollar el proyecto Eagle, tal vez el primer proyecto femtosatelital de la historia.

Eagle consta de 2 femtosatélites: el Eagle-1 o BeakerSat-1 y el Eagle-2 o \$50Sat (Imagen 5.3). Ambos satélites fueron lanzados el 21 de noviembre del 2013 con ayuda del UniSat 5 y desplegados por el sistema MR FOD junto con otros tres femtosatélites: el WREN, de la compañía STADIKO de Alemania, el QubeScout S1, de la Universidad de Maryland, EUA, y el Pocket-PUCP de la Pontificia Universidad Católica del Perú. Estos 5 femtosatélites son los primeros PocketQubs en ser puestos en órbita.

El Eagle-1 es un PocketQub de 2.5Q (5cmx5cmx12.5cm) el cual tiene como objetivo el demostrar un sistema de desorbitamiento femtosatelital mientras que el Eagle-2 de 1.5Q (5cmx5cmx7.5cm) tiene como objetivo verificar si un sistema de radio, con potencia de 100 mWatts, el HOPE RFM22 es capaz de transmitir y recibir información desde el espacio. El Eagle-2 es producto de la colaboración entre el Profesor Robert Twiggs y 3 radio amateurs, Howie DeFelice, AB2S, Michael Kirkhart, KD8QBA, y Stuart Robinson, GW7HPW por lo cual también fue denominado MO-76. Tuvo un costo de \$250 dólares, tomando en cuenta sólo el valor de sus componentes [29].



*Imagen 5.3.
PocketQub \$50Sat*

5.3. CUBESATS EN UNIVERSIDADES DE ASIA

ASIA					
Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
Eurockot 30 Junio 2003	Japón	Cute-1 (CO-55)	Instituto de Tecnología de Tokio	1U	2
	Japón	XI-IV (CO-57)	Universidad de Tokio	1U	
TOTAL 2003					2
SSETI Express 27 Octubre 2005	Japón	XI-V (CO-58)	Universidad de Tokio	1U	1
TOTAL 2005					1
M-V-8 22 Febrero 2006	Japón	Cute 1.7+APD (CO-56)	Instituto de Tecnología de Tokio	2U	1
TOTAL 2006					1
PSLV-C9 28 Abril 2008	Japón	Seeds-2 (CO-66)	Universidad de Nihon	1U	1
TOTAL 2008					1
ISILaunch 01/ PSLV-C14 23 Septiembre 2009	Turquía	ITUpSAT-1	Universidad Técnica de Estambul	1U	1
TOTAL 2009					1
H-IIA F17 20 Mayo 2010	Japón	Hayato (KSAT)	Universidad de Kagoshima	1U	3
	Japón	Negai-Star	Universidad de Soka	1U	
	Japón	Waseda-SAT2	Universidad de Waseda	1U	
NLS-6/PSLV-C15 12 Julio 2010	India	StudSat	Instituto de Tecnología Nitte Meenakshi/ Equipo Studsat	1U	1
TOTAL 2010					4
PSLV-C18 12 Octubre 2011	India	Jugnu	Instituto Tecnológico de Kanpur	3U	1
TOTAL 2011					1
ISS 4 Octubre 2012	Vietnam	F-1	Universidad de Hanoi	1U	4
	Japón	FITSat-1	Instituto de Tecnología de Fukuoka	1U	
	Japón	RAIKO	Universidad de Tohoku	2U	
	Japón	WE-WISH	Meisei Electric	1U	
TOTAL 2012					4
Soyuz 19 Abril 2013	Corea del Sur	OSSI-1	Satélite Ciudadano del coreano Song Hojun	1U	1
Long March 2D 26 Abril 2013	Turquía	Turksat-3USAT	Universidad Técnica de Estambul	3U	1
HTV-4/ISS 20 Noviembre 2013	Vietnam	Pico Dragon	Centro Nacional Satelital de Vietnam	1U	1
ISILaunch-03 Dnepr 21 Noviembre 2013	Pakistán	ICUBE-1	Instituto de Tecnología Espacial de Pakistán	1U	4
	Singapur	Velox-PII	Universidad Tecnológica Nanyang	1U	
	Corea del Sur	CINEMA 2 (KHUSAT-1)	Universidad de Kyung Hee	3U	
	Corea del Sur	CINEMA 3 (KHUSAT-2)	Universidad de Kyung Hee	3U	
TOTAL 2013					7
H-2A-202 28 Febrero 2014	Japón	ITF1	Universidad de Tsukuba	1U	4
	Japón	Opusat/cozmoz	Universidad de la Prefectura de Osaka	1U	
	Japón	INVADER (ARTSat1)	Universidad de Arte de Tama	1U	
	Japón	KSAT-2	Universidad de Kagoshima	1U	
Dnepr UNISAT 6 19 Junio 2014	Israel	Duchifat	Centro Científico Herzliya	1U	7
	Iraq/Italia	Tlgrisat	La Sapienza	3U	
	Rusia/EUA	Perseus-M 2	Dauria AeroSpace	6U	
	Rusia/EUA	Perseus-M 1	Dauria AeroSpace	6U	
	Singapur	POPSAT-HIP	MicroSpace Rapid	3U	
	Taiwan	PACE	Universidad Cheng Kung	2U	
	Ucrania	PolyITAN	Universidad Nacional Técnica de Ucrania	1U	
PSLV-CA 30 Junio 2014	Singapur	VELOX-1 NSAT	Universidad Tecnológica de Nanyang	3U	1
TOTAL 2014					12
TOTAL					34

Tabla 5.2. Proyectos CubeSat de Asia puestos en órbita

5.3.1. Japón. Instituto Tecnológico de Tokio

El Instituto Tecnológico de Tokio, conocido como Tokyo Tech, es una universidad japonesa pionera en el desarrollo de satélites CubeSat al poner en órbita su primer proyecto de este tipo, el CUTE 1, en el primer lanzamiento CubeSat del 2003. A través de su Laboratorio de Sistemas Espaciales (LSS, Laboratory for Space Systems) el Instituto Tecnológico de Tokio ha desarrollado y puesto en órbita 3 proyectos CubeSat y en la actualidad se encuentra desarrollando su cuarto nanosatélite, esta vez un proyecto de aproximadamente 40 kg.

El Laboratorio de Sistemas Espaciales del Tokyo Tech comenzó a desarrollar y estudiar sistemas robóticos espaciales desde 1992. Sus proyectos incluyen investigaciones enfocadas a sistemas espaciales reconfigurables, dispositivos inteligentes usados por astronautas y sistemas robóticos para agrupaciones satelitales. Desde 1998 comenzó a desarrollar sistemas satelitales y a estar relacionado con las operaciones de las estaciones terrenas [30].

Tokyo Tech comenzó a fomentar el desarrollo de la tecnología espacial desde 1998 a través del proyecto ARLISS (A Rocket Launch for International Student Satellite), un proyecto propuesto por el Profesor Twiggs en el cual se buscaba que estudiantes tuvieran la oportunidad de relacionarse con el diseño satelital. Este proyecto, también conocido como CanSat, consistía en que, varios grupos de estudiantes, desarrollaran un dispositivo que simulará el funcionamiento de un satélite del tamaño de una lata de refresco. El dispositivo era lanzado a más de 40 km de altura con la ayuda de cohetes y eran probados y controlados desde tierra. Su diseño debe de contemplar sistemas de comunicaciones y diversos sensores. De esta manera el Instituto Tecnológico de Tokio comenzó a fomentar el aprendizaje de la tecnología espacial en sus estudiantes para más tarde concretizar estos esfuerzos en el desarrollo de nanosatélites [31].

Los primeros tres nanosatélites puestos en órbita por el Instituto fueron pensados bajo el concepto CubeSat, cada uno con mayores capacidades que el anterior, lo cual habla de una evolución en el saber hacer y el cómo hacer que los estudiantes y la institución misma ha adquirido gracias al estándar CubeSat hasta llegar a la realización de un satélite mucho más grande, el proyecto Tsubame.

Otro de los puntos importantes en el desarrollo satelital de Tokyo Tech fue la temprana concepción de un sistema de despliegue satelital diferente al P-POD, el CSS (Cute Separation System).

A continuación se detallaran un poco más los nanosatélites desarrollados por el Instituto Tecnológico de Tokio.

Cute I

El CUTE-I (Cubical Tokyo Tech Engineering Satellite-I) es un proyecto CubeSat de 1U realizado por el Laboratorio de Sistemas Espaciales en cooperación con el Laboratorio de Robótica y Teleoperaciones Espaciales de Tokio. Fue desarrollado y diseñado por estudiantes usando componentes COTS e implementado un sistema de comunicaciones de radio amateur, por lo cual este satélite es también conocido como OSCAR-55.

Sus objetivos principales fueron la demostración del sistema de comunicaciones empleando diferentes protocolos (AX.25 y SRTL), el monitoreo y control del sistema de telemetría (termómetros, acelerómetros, giroscopios, sensores de sol) y el monitoreo y control del sistema de celdas solares desplegable.

El CUTE-I fue lanzado y puesto en una órbita de 820 km con una inclinación de 98.7° en la primera misión de lanzamiento CubeSat el día 30 de Junio del 2003 desde Plestsk, Rusia [32].

CUTE-1.7+APD

El CUTE-1.7+APD (Avalanche Photodiode) es un proyecto CubeSat de 2U desarrollado por el Laboratorio de Sistemas Espaciales del Tokyo Tech. Fue desarrollado por estudiantes utilizando dispositivos comerciales como elementos de los diferentes subsistemas del satélite. De esta forma, la computadora de a bordo era un PDA (Asistente Digital Personal).

Los objetivos de la misión eran la demostración de la PDA como computadora de a bordo, la demostración del sistema de control de altitud usando magnetorques y del sistema de comunicaciones que también pertenecía al servicio de radio amateur, por lo cual el CubeSat también era conocido como OSCAR-56. Además una de las misiones específicas era la demostración del módulo APD desarrollado por el Laboratorio Kawai de Tokio y la demostración de un sistema de propulsión.

El lanzamiento del CUTE-1.7+APD se llevó a cabo el 22 de febrero del 2006 desde el Centro Espacial de Uchinoura, Japón y fue puesto en una órbita elíptica de 800kmx185km y una inclinación de 98.4°.

Después del lanzamiento el satélite transmitió su señal durante algunos días pero en marzo del 2006 dejó de responder a los comandos enviados desde tierra y las demostraciones tecnológicas no pudieron completarse por lo cual comenzó a desarrollarse el CUTE-1.7+APD 2 [33].

Cute 1.7+APD II

El CUTE 1.7+APD-2 surge de las experiencias aprendidas en los dos proyectos CubeSat anteriores. Desarrollado y construido por estudiantes del Laboratorio de Sistemas Espaciales del Tokyo Tech a partir del 2006.

Sus dos objetivos principales eran demostrar una metodología de desarrollo de microsátélites basada en el uso de dispositivos comerciales como un PDA y radios amateur usados como sistema de comunicaciones y la demostración tecnológica de diferentes investigaciones llevadas a cabo por el Instituto, incluyendo un sistema de control de altitud y un sensor basado en el funcionamiento del fotodiodo de avalancha (APD).

Para el desarrollo de este satélite se tomaron en cuenta los factores que influyeron en los problemas que presentó el proyecto CUTE 1.7+APD, en particular se amplió la estructura del satélite, teniendo dimensiones de 22x18x11 cm y masa de 3kg, para mejorar así su suministro de energía y se reforzó contra radiación la PDA que funge como computadora de abordo.

Este satélite fue lanzado el 28 de abril del 2008 desde el Centro Espacial de Satish Dhawan de la India y puesto en una órbita de 635 km y una inclinación de 97.94°. En la actualidad (2015) continua en operación [34].

Tsubame

El cuarto proyecto satelital del Instituto Tecnológico de Tokio es el TSUBAME, un proyecto realizado por el Laboratorio de Sistemas Espaciales y que es el primero en ser un microsátélite al tener dimensiones de 50x50x40 cm y tener una masa de 50 kg.

Su objetivo principal es la demostración del sistema diseñado por estudiantes para desarrollar proyectos satelitales de aproximadamente 50kg utilizando componentes COTS tales como microprocesadores, memorias y baterías, mientras que sus dos misiones principales son la observación de rayos gamma y rayos x con ayuda de un sistema de control de altitud y la demostración de un sistema de propulsión.

El lanzamiento de Tsubame fue el 6 de noviembre del 2014 desde Yasny, Rusia. Su órbita tiene una altitud de 504 km y una inclinación de 97.4°.

5.3.2. India. Consorcio StudSat (STUDENT SATellite)

En el 2007 se realizó el Congreso Astronáutico Internacional en Hyderabad, India. En este congreso, uno de los participantes fue el Director del Proyecto de Pequeños Satélites promovido por la Organización de Investigación Espacial de la India (ISRO, Indian Space Research Organisation) Raghava Murthy el cual participó con una exposición enfocada al desarrollo de pequeños satélites. Un grupo de 4 estudiantes se acercó a Raghava Murthy después de su conferencia y se estableció la cuestión que daría inicio al proyecto StudSat: ¿Podría un grupo de estudiantes construir y poner en órbita un satélite? [35]

StudSat es un proyecto satelital dirigido por estudiantes de diferentes Colegios de Ingeniería de Hyderabad y Bangalore. El Consorcio de StudSat consiste de siete universidades de la India que se comprometieron a desarrollar y soportar el desarrollo de un satélite de manera colaborativa. Por su parte, la ISRO se comprometió a proveer el lanzamiento del satélite en un cohete PSLV. El consorcio está formado por las siguientes universidades [36]:

- Instituto de Tecnología de Nitte Meenakshi, Bangalore
- Instituto de Tecnología de Ramaiah, Bangalore
- Colegio de Ingeniería de Rashtreeva Vidyalava, Bangalore
- Instituto de Tecnología de B.M.S.
- Instituto de Tecnología Chaitanya Bharathi, Hyderabad
- Instituto de Ingeniería Aeronáutica, Hyderabad
- Instituto Tecnológico y Científico de Vignan, Hyderabad

Como se mencionaba, la idea del proyecto surgió en el 2007 de la iniciativa de 4 estudiantes pertenecientes a diferentes universidades hindúes y terminó con la colaboración de más de 40 estudiantes de 7 universidades distintas y con el apoyo del ISRO.

El proyecto satelital inició su desarrollo en el 2008, con el objetivo de construir un nanosatélite que promoviera la tecnología espacial en las instituciones educativas y que promoviera la investigación y el diseño de satélites pequeños a través de las diferentes universidades del país.

Fue así que el consorcio StudSat comenzó a desarrollar el CubeSat de 1U StudSat-1 el cual fue puesto en órbita durante el 2010 y que se consolidó como el primer picosatélite de la India en llegar al espacio. Después del éxito que tuvo el proyecto, otras universidades en la India comenzaron a desarrollar proyectos nanosatelitales como el proyecto Pratham de 3.5 kg en Bombay, Jugnu en el Instituto de Tecnología de Kanpur y el Anusat de 40 kg de la Universidad Anna en Chennai [37].

Además, el control y rastreo de los satélites se hizo a través del proyecto NASTRAC (Nitite Amateur Satellite Tracking Centre), una estación terrena desarrollada en el Instituto de Tecnología de Nitte Meenakshi por el mismo consorcio StudSat [38].

Actualmente (2014) el consorcio StudSat sigue en pie, desarrollando su segundo proyecto, el StudSat-2, que consta de dos nanosatélites llamados StudSat-2A y StudSat-2B, cada uno con dimensiones de 30x30x20 cm y con una masa de 10 kg, los cuales serán empleados para comunicaciones intersatelitales y observación de la Tierra.

StudSat-1

El StudSat-1 es un CubeSat de 1U y de 1.3 kg desarrollado por el consorcio StudSat a partir del 2008. Su realización ocupó año y medio y estuvieron involucrados 40 estudiantes de las 7 diferentes universidades pertenecientes al consorcio. Su carga útil consistía de una cámara CMOS con el objetivo de realizar observación de la Tierra. La cámara podía tomar fotografías monocromáticas con una resolución espacial de 95 metros.

Fue lanzado y puesto en órbita el 12 de julio del 2010 a bordo de un cohete PSLV-C15 desde el Centro Espacial de Satish Dhawan en la India. Su órbita era helio-síncrona de una altitud de 635 km y una inclinación

de 97.71°. La misión del StudSat-1 se concluyó con éxito 3 meses después de haber sido lanzado, en octubre del 2010 [36].

5.3.3. Corea del Sur. Universidad Kyung Hee

La Universidad de Kyung Hee se ha visto fuertemente impactada por una iniciativa del gobierno coreano que busca desarrollar nuevos campos de investigación, conocimientos y tecnologías en colaboración con instituciones de otros países. Esta iniciativa denominada WCU (World Class University) da pie a la creación de la Escuela de Investigación Espacial en el 2009 como parte de la Universidad de Kyung Hee, fomentando así un proyecto denominado Exploración Espacial en Órbita Lunar.

El proyecto Exploración Espacial en Órbita Lunar es el resultado de una nueva corriente encabezada por instituciones pertenecientes a los EUA, China, India y Japón que consiste en la búsqueda de programas espaciales en torno a la exploración de Marte y la Luna. Es así como el gobierno coreano anuncia su intención de apoyar proyectos enfocados en estos programas y promueve un proyecto postulado por la Universidad de Kyung Hee que consiste en realizar estudios científicos relacionados con la Luna. De esta manera, se forma un consorcio con instituciones de EUA y Londres y se comienzan a construir dos nanosatélites en Corea, dándoles la oportunidad a los estudiantes de participar en el proyecto y promoviendo así la cultura base del estándar CubeSat, esta vez, unida a una colaboración internacional y, además, como plataforma de prueba para misiones espaciales futuras [39].

El proyecto en el cual se ve sumergida la Universidad de Kyung Hee es el proyecto CINEMA el cual se detallará a continuación.

CINEMA (CubeSat for Ions, Neutrals, Electrons & MAgnetic fields)

CINEMA es una misión nanosatelital internacional realizada en colaboración de diferentes instituciones con el objetivo de proveer diversas lecturas de fenómenos y factores espaciales, esto es, monitorear de manera detallada diversas partículas energéticas como los ENAs (Átomos Energéticos Neutros) desde una posición de órbita baja. Para lograr este tipo de lecturas el proyecto debe de considerar diversos puntos de lectura haciendo que sea preciso desplegar una pequeña formación satelital que posea múltiples puntos de observación. Dentro del proyecto se busca la participación e interacción de los estudiantes los cuales son guiados por profesores e ingenieros experimentados [40].

Las instituciones que integran el consorcio del proyecto CINEMA son:

- El Laboratorio de Ciencias Espaciales de la Universidad de California, Berkeley
- Colegio Imperial de Londres, Londres
- La Universidad Kyung Hee, Corea
- Centro de investigación de la NASA

Uno de los objetivos finales de CINEMA es demostrar tecnologías que serán utilizadas posteriormente en misiones de exploración lunar que se llevarán a cabo en el 2020. Algunos de los sensores contenidos en los CubeSats del proyecto CINEMA son diferentes magnetómetros que podrán ser ocupados para medir el campo magnético de la Luna [41].

Los nanosatélites que conforman el proyecto CINEMA son 3 CubeSats de 3U cada uno, uno de ellos desarrollado por la Universidad de California, el CINEMA-1, y los otros dos desarrollados por la Universidad Kyung Hee, CINEMA 2 y 3, también conocidos como KHUSAT-1 y KHUSAT-2 respectivamente. La

constelación es conocida como TRIO-CINEMA (Triplet Ionospheric Observatory- CINEMA), sin embargo un cuarto satélite está siendo desarrollado por la Universidad de California.

Los CubeSats CINEMA son satélites idénticos. Su carga útil consiste de magnetorques desarrollados por el Colegio Imperial de Londres y un sistema que consiste de 32 detectores de partículas desarrollado por la Universidad de California.

El primero de los CubeSat, el CINEMA 1, fue puesto en órbita en septiembre del 2012, mientras que los CINEMA 2 y 3 el 21 de noviembre del 2013 en un cohete Dnepr-1 desde Rusia y serán puestos en una órbita de 600 km con una inclinación de 97.5° .

El proceso de desarrollo duró aproximadamente 3 años en los cuales 45 estudiantes estuvieron involucrados, 25 de ellos pertenecientes a la Universidad de California, 10 estudiantes de Corea y 8 más de Puerto Rico [42].

5.4. CUBESATS EN UNIVERSIDADES DE EUROPA

EUROPA					
Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
Eurockot 30 Junio 2003	Dinamarca	AAU1 Cubesat	Universidad de Aalborg	1U	2
	Dinamarca	DTUsat-1	Universidad Técnica de Dinamarca	1U	
TOTAL 2003					2
SSETI Express 27 Octubre 2005	Noruega	NCube-2	Universidad de Ciencia y Tecnología de Noruega	1U	2
	Alemania	UWE-1	Universidad de Wurzburg	1U	
TOTAL 2005					2
PSLV-C9 28 Abril 2008	Dinamarca	AAUSat-II	Universidad de Aalborg	1U	3
	Alemania	Compass-1	Universidad de Ciencia Aplicada Aachen	1U	
	Holanda	Delfi-C3 (DO-64)	Universidad Tecnológica de Delft	3U	
TOTAL 2008					3
ISILaunch 01/ PSLV-C14 23 Septiembre 2009	Alemania	BEESAT-1	Universidad Técnica de Berlín	1U	4
	Turquía	ITUpSAT-1	Universidad Técnica de Estambul	1U	
	Suiza	SwissCube	Escuela Politécnica Federal de Laussane	1U	
	Alemania	UWE-2	Universidad de Wurzburg	1U	
TOTAL 2009					4
NLS-6/PSLV-C15 12 Julio 2010	Suiza	Tisat-1	Universidad de Ciencias Aplicadas de Suiza	1U	1
TOTAL 2010					1
Vega VV01 13 Feb 2012	Italia	e-st@r	Universidad Politécnica de Turín	1U	7
	Romania	Goliat	Universidad de Bucarest	1U	
	Hungría	Masat-1 (MO-72)	Universidad de Tecnología y Economía de Budapest	1U	
	Polonia	PW-Sat	Universidad Tecnológica de Warsaw	1U	
	Francia	ROBUSTA	Universidad Montpellier II	1U	
	Italia	UniCubeSat-GG	Universidad de Roma	1U	
España	Xatcobeo	Universidad de Vigo	1U		
TOTAL 2012					7
PSLV-C20 25 Feb 2013	Dinamarca	AAUSAT3	Universidad de Aalborg	1U	2
	Reino Unido	STRaND-1	Universidad de Surrey	3U	
Soyuz 19 Abril 2013	Alemania	BEESAT-2	Universidad Técnica de Berlín	1U	3
	Alemania	BEESAT-3	Universidad Técnica de Berlín	1U	
	Alemania	SOMP	Universidad Técnica de Dresden	1U	
Long March 2D 26 Abril 2013	Turquía	Turksat-3USAT	Universidad Técnica de Estambul	3U	1
Vega VV02 7 Mayo 2013	Estonia	ESTCube-1	Universidad de Tartu	1U	1
ISILaunch-03 Dnepr 21 Noviembre 2013	España	HUMSAT-D	Universidad de Vigo	1U	9
	Reino Unido	FUNcube-1(AO 73)	AMSAT Reino Unido	1U	
	Noruega	HiNcube	Colegio Universitario de Narvik	1U	
	Alemania	First-MOVE	Universidad Técnica de München	1U	
	Alemania	UWE-3	Universidad Julius-Maximilians de Würzburg	1U	
	Reino Unido	TRITON-1	Innovative Solutions In Space (Empresa)	3U	
	Holanda	Delfi-n3xt	Universidad Técnica de Delft	3U	
	Holanda	OPTOS	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial	3U	
Dinamarca	GOMX-1	Universidad de Aalborg	2U		
TOTAL 2013					16
Orb-1/ISS Antares/ISS 11-28 Febrero 2014	Lituania	LituaniaSAT-1	Universidad Tecnológica de Kaunas	1U	2
	Lituania	LitSat-1	Asociación Espacial de Lituania	1U	
Dnepr UNISAT 6 19 Junio 2014	Bélgica	QB50p1 (Funcube-3)	Instituto von Karman	2U	4
	Bélgica	QB50p2	Instituto von Karman	2U	
	Dinamarca	DTUSat 2	Universidad Técnica de Dinamarca	1U	
	Iraq/Italia	TIgrisat	La Sapienza	3U	

Soyuz-2-1b 8 Julio 2014	Reino Unido	UKube1	Agencia Espacial del Reino Unido	3U	1
TOTAL 2014					7
TOTAL					42

Tabla 5.3. Proyectos CubeSat de Europa puestos en órbita

5.4.1. Alemania. Universidad de Wurzburg

La Universidad Julius Maximilians de Wurzburg, Alemania, ha estado relacionada con el desarrollo de proyectos CubeSats y con la formación de plataformas educativas en torno a las ciencias espaciales. Dentro de sus actividades podemos encontrar el diseño y construcción de tres satélites CubeSat, el primero de ellos lanzado en octubre del 2005, y el desarrollo actual de un cuarto proyecto.

Además, la Universidad de Wurzburg está involucrada en el desarrollo de recursos humanos especializados en las ciencias espaciales, ejemplo de esto es el programa de maestrías en Ciencias Espaciales que junto con otras universidades e instituciones de Europa, como el Centro Espacial de Kiruna en Suecia o la universidad francesa Paul Sabatier, ha logrado establecer a través del Programa Erasmus Mundus.

La universidad es cuna del proyecto nanosatelital UWE (Universität Würzburg's Experimentalsatellit), que hasta el momento cuenta con 3 satélites desarrollados y puestos en órbita, mientras que un cuarto proyecto será concluido en el 2015. Es aquí donde la Universidad de Wurzburg ha comenzado a involucrarse con la siguiente etapa en el desarrollo de la tecnología nanosatelital la cual está basada en la micropropulsión pues gracias a esta se harán posibles formaciones nanosatelitales y de este modo se podrán llevar a cabo diferentes proyectos que en la actualidad no son posibles.

A continuación desarrollaremos más a detalle los 4 proyectos CubeSat que la Universidad de Wurzburg ha trabajado.

UWE-1

El UWE-1 es el primer proyecto CubeSat de esta universidad. Era un CubeSat de 1U, diseñado y desarrollado por estudiantes de Wurzburg y de Fachhochschule Weingarten. Sus objetivos principales, basados en la ideología CubeSat, eran aumentar la interacción de los estudiantes con la tecnología satelital, promover su interés en las áreas técnicas y multidisciplinarias y proveerles de experiencia de primera mano.

La misión de este satélite fue demostrar la comunicación satelital basada en diversos protocolos de internet tales como TCP, UDP, STCP y HTTP. El lanzamiento del UWE-1 fue el 27 de octubre del 2005 desde el cosmódromo de Plesetsk en Rusia y su misión fue completada con éxito una semana después de alcanzar su órbita.

UWE-2

El UWE-2 fue un CubeSat de 1U diseñado y desarrollado por estudiantes de la Universidad de Wurzburg. El objetivo de este satélite era demostrar un sistema de control de altitud que funcionaba con sensores hechos con MEMS. Fue puesto en una órbita de 720 km de altitud y una inclinación de 98.28° el 23 de septiembre del 2009 desde la India [43].

UWE-3

La misión principal del UWE-3 era el uso en tiempo real de un sistema de determinación de altitud y de un sistema de control satelital diseñados con base al uso de diversos sensores, torques magnéticos y ruedas de inercia. También, el UWE-3, tenía como objetivo demostrar una plataforma satelital que podría ser usada en proyectos satelitales futuros con la cual se buscaba incrementar la eficacia y disminuir la masa del sistema. Parte de este sistema era la computadora de a bordo del UWE-3 que tenía la capacidad de restablecer su

configuración inicial en caso de tener problemas en algún momento de la misión y así evitar perder el control del satélite en algún momento. De la misma manera, la plataforma facilita las pruebas y validaciones del satélite, así como el replazo o adición de algún elemento en particular del satélite incluso después de haber sido integrado. El proyecto fue impulsado por la Agencia Espacial Alemana siendo lanzado el 21 de noviembre del 2013 [44].

UWE-4

El proyecto UWE-4 forma parte del siguiente nivel dentro del proyecto CubeSat. Es el primero dentro del proyecto UWE en incorporar un sistema de propulsión y está en desarrollo actualmente. La capacidad de cambiar los parámetros orbitales de una manera controlada representa la posibilidad de poder realizar misiones de alcances diferentes involucrando especialmente constelaciones de satélites.

El UWE-4 está basado en las tecnologías y experiencias adquiridas por los tres CubeSats precedentes como el sistema de determinación de altitud y diversos sensores. Además contará con sensores de sol, magnetorques, giroscopios y un sistema de propulsión que permitirá control de altitud tenue y hasta cambios de órbita.

El desarrollo y validación del sistema eléctrico de propulsión fueron realizados en la Universidad de Wurzburg y uno de los objetivos principales del UWE-4 será el análisis de las propiedades del sistema propulsión. Este proyecto es promovido por el Programa de Tecnología Espacial de Bayern dentro de la iniciativa “Sistemas de propulsión innovadores para formaciones satelitales basados en propulsores al vacío”.

Además de este último CubeSat, el proyecto UWE contará con más desarrollos nanosatelitales con el objetivo de establecer una constelación satelital en el futuro [45].

5.4.2. España. Universidad de Vigo

La Universidad de Vigo fue fundada hace apenas poco más de 20 años, en 1990, como consecuencia de la segregación de los medios de la Universidad de Santiago de Compostela. Esta universidad española, a pesar de su corta edad, ha desarrollado toda una ideología competitiva y productiva en torno a sus plataformas educativas, no perdiendo de vista el hecho de que el paso siguiente a la universidad es la industria, y ha dado un gran peso específico al sector aeroespacial debido a la gran revolución que actualmente está teniendo esta área de la tecnología.

Su introducción en la carrera espacial la logra diseñando y desarrollando su primer satélite que fue puesto en órbita en febrero del 2012, el CubeSat Xatcobeo, que es considerado como el primer CubeSat europeo que cumple con las exigencias de la Agencia Espacial Europea (ESA) [46].

Posteriormente, con base a las experiencias adquiridas gracias a Xatcobeo, forma parte clave del proyecto HUMSAT, un proyecto internacional de constelaciones nanosatelitales promovido por la ONU y la ESA y cuyo objetivo es, entre otros, brindar soporte y ayuda en caso de desastres naturales en todo el mundo. Es aquí donde la Universidad de Vigo se consolida como la universidad líder del proyecto, desarrollando el primer satélite de esta iniciativa y fungiendo como punto central del proyecto de estaciones terrenas GENSO, mediante las cuales la constelación HUMSAT se intercomunicará [47].

Este segundo proyecto nanosatelital nombrado HUMSAT-Demo, fue desarrollado en tan sólo año y medio, tiempo que contrasta con los cuatro años necesarios para desarrollar el Xatcobeo y que habla del avance y de la experiencia que la universidad ha ido adquiriendo.

El HUMSAT-D comienza a desarrollarse también cubierto con la ideología CubeSat, por más de 100 estudiantes y profesores pertenecientes a la Universidad de Vigo y esta vez, al igual que con el Xatcobeo, también siguiendo los estándares de la ESA, lo cual significaría la formación de una plataforma satelital

desarrollada bajo las exigencias del sector industrial y, de esta forma, la formación de ingenieros con este tipo de experiencias familiarizados con los estándares que sigue el sector espacial actualmente [48].

Este CubeSat fue puesto en órbita el 21 de noviembre del 2013 con ayuda del UNISat-5 desarrollado por la Universidad de Roma y la Universidad de Morehead y tuvo un costo de 600,000 euros mientras que el Xatcobeo costó más de un millón de euros. Esto representa una gran inversión en el sector satelital de parte de la Universidad de Vigo que no sólo ha limitado sus alcances al nivel educativo sino que también ha promovido entre sus estudiantes una ideología enfocada al desarrollo empresarial e industrial de sus capacidades y experiencias.

Ejemplo de lo anterior es su iniciativa de incubadoras de empresas Incuvi en la cual se busca promover proyectos empresariales propuestos por estudiantes y apoyarlos durante su primer año de operaciones. Una de las propuestas seleccionadas en su primer concurso realizado en el 2012 fue Gravity Space, una idea creada por uno de los estudiantes participantes del proyecto Xatcobeo que tiene como objetivo comercializar dispositivos de despliegues de antenas para satélites CubeSat, precisamente el dispositivo de despliegue ocupado en el Xatcobeo [49].

Pero además de estos impulsos enfocados a estudiantes, la Universidad de Vigo está rompiendo esquemas y está llevando sus posibilidades a niveles industriales. Esto es consecuencia de su visión para identificar campos de explotación potenciales como la monitorización de mareas rojas, seguimiento de catástrofes naturales, seguridad o infraestructuras, hasta redes comerciales de sensores, de control de pesca y tráfico marítimo. Todos ellos mercados propicios para atender con satélites de hasta 75-100 kg en los próximos años [50].

La creación por parte de la Universidad de Vigo de la primera empresa aeroespacial que desarrollará satélites de hasta 50 kilogramos a través de acuerdos con socios internacionales es otro de los esfuerzos por posicionarse en un mercado emergente para el que se calcula una demanda a corto plazo de entre 120 y 200 lanzamientos anuales. Con esto se busca cerrar el ciclo que se ha venido forjando desde Xatcobeo, es decir, introducir a los estudiantes involucrados en los proyectos satelitales hechos por la universidad dentro del sector aeroespacial comercial, en este caso, mediante una empresa creada y promovida por la propia universidad. Esta iniciativa se piensa concretar entre el 2015 y el 2016 y recibirá el nombre de SBAI (Incubadora España de Negocias del Espacio) siendo apoyada por el consorcio Zona Franca de Vigo [51].

Pero la Universidad de Vigo no sólo se ha preocupado de desarrollar oportunidades y generar iniciativas en el sector privado, también ha seguido trabajando sus diferentes plataformas educativas y sus proyectos nanosatelitales y actualmente está en proceso de desarrollar un par más de proyectos satelitales y de generar una Maestría Aeroespacial con ayuda de otras universidades de América y Asia [52].

En cuanto a los proyectos satelitales, uno es denominado FemtoXat, el cual busca desarrollar un femtosatélite con una masa de sólo 200 gramos construido sobre una pequeña placa y cuyo objetivo es la de ser un repetidor ocupado dentro de la constelación HUMSAT, mientras que el otro proyecto está enfocado a la constelación nanosatelital japonesa Uniform. En este último la Universidad de Vigo pretende integrar un nanosatélite de 75 kg, el G-Xat, en la constelación japonesa Uniform, con el objetivo de tener una mayor fuente de información y poder monitorear diversos factores como temperaturas y consumo de productos energéticos en Galicia, lugar donde se encuentra la universidad de Vigo [53].

Todo lo anterior es una muestra de la capacidad que el desarrollo de tecnologías nanosatelitales tiene dentro de una universidad y del gran impacto que está puede tener tan to para sí misma como para la sociedad en la cual se encuentra. Las posibilidades que ofrece el desarrollo de proyectos CubeSat son muchas y con mucho potencial y es sólo cuestión de tiempo de pasar de trabajar con satélites universitarios de 1 kg a trabajar con proyectos industriales más grandes, de 50 kg o más. Y eso es, resumidamente, lo que Vigo ha hecho, crear un sector aeroespacial con base a estudiantes y experiencias descubiertos en el desarrollo de proyectos CubeSat.

5.4.3. Francia. Universidad de Montpellier 2

La Universidad de Montpellier 2 ha mostrado un grado de evolución en su propuesta de desarrollo satelital y espacial los últimos años. Sus primeros acercamientos con la tecnología satelital fueron generados gracias a proyectos satelitales de otras universidades y en los cuales Montpellier tuvo una participación importante. En este primer punto, fue la Universidad de Arizona que en colaboración con Montpellier diseñó y desarrolló un CubeSat denominado SACRED lanzado en el 2006. La Universidad de Montpellier fue la encargada del desarrollo de la carga útil de este proyecto lo cual marcó su primera introducción y primer contacto con la tecnología nanosatelital. Es en el 2006 cuando decide comenzar a desarrollar un proyecto CubeSat propio, lo cual tendría un gran impacto dentro de la universidad. Este proyecto CubeSat, denominado ROBUSTA, fue comenzado en el 2006 y finalizado hasta el 2012, estuvieron involucrados más de 250 estudiantes y profesores, y se dio pie a la creación y desarrollo de diversos proyectos en paralelo [54].

En el 2011, fue creada una maestría en ingeniería espacial dentro de la universidad con el objetivo de generar recursos humanos para la creciente industria espacial del país. La maestría incluiría proyectos prácticos relacionados estrechamente con la tecnología espacial siendo impulsados por diferentes empresas espaciales y forjando así ingenieros mejor preparados en este ámbito.

Más tarde, en noviembre del 2012, se crea la fundación Van Allen dentro de la universidad con el apoyo de las empresas 3D Plus, Astrium e Intespace y con el objetivo de impulsar proyectos nanosatelitales realizados por estudiantes de la universidad además de establecer las bases para la creación del Centro Espacial Universitario.

El Centro Espacial Universitario fue creado en diciembre del 2013 con los objetivos de desarrollar acciones en torno a la creación de nanosatélites, globos atmosféricos y estratosféricos, fomentar la investigación, generar el acceso a una plataforma tecnológica de concepción, fabricación y de validación de nanosatélites, todo esto con la misión de involucrar a los estudiantes con la tecnología nanosatelital [55].

Actualmente la Universidad de Montpellier 2 tiene diferentes proyectos CubeSat en vías de desarrollo: ROBUSTA-1B, ROBUSTA-2 y ROBUSTA-3, y otros dos proyectos, uno relacionado con nanosatélites de 50kg, el Feder Solarium, y otro con el desarrollo de cohetes pequeños, el proyecto FUSEX [57].

A continuación detallaremos el primer proyecto CubeSat de la universidad, el CubeSat ROBUSTA.

ROBUSTA (Radiation on Bipolar University Satellite Test Application)

ROBUSTA fue el primer CubeSat desarrollado por alguna universidad francesa. El proyecto fue iniciado en el 2006 por el grupo RADIAC en la Universidad de Montpellier 2 siguiendo las experiencias adquiridas gracias al desarrollo de la carga útil del CubeSat SACRED, proyecto que fue iniciado en el 2000 por la Universidad de Arizona y en el cual la Universidad de Montpellier formó parte al colaborar con la carga útil. El objetivo del proyecto SACRED era el estudio de los efectos de la radiación en diversos dispositivos de potencia. El proyecto fue terminado a tiempo pero su lanzamiento, que se llevó a cabo en julio del 2006, fracasó [58].

A pesar de que SACRED no tuvo el éxito esperado, el grupo de la Universidad de Montpellier comenzó a planificar su propio proyecto nanosatelital y en el 2006 una iniciativa del Agencia Espacial Francesa, la CNES, para el desarrollo de proyectos satelitales le permitió concretar las bases del proyecto. Esta iniciativa, denominada EXPRESSO (EXpérimentations et Projets Etudiants dans le domaine des SystèmeS Orbitaux et des ballons) funcionaba como una plataforma educativa la cual promovía las ciencias espaciales al involucrar a estudiantes en todas las fases de un proyecto espacial, desde la perspectiva administrativa hasta la ingenieril. El concurso de selección involucró a 8 universidades pero solo 3 fueron elegidas, entre ellas, Montpellier 2.

Dentro de la universidad se formó un grupo de profesores y estudiantes provenientes de diferentes facultades (la Facultad de Ciencias, la Escuela de Ingeniería y el Instituto tecnológico de Nimes) para comenzar

a desarrollar el nanosatélite con el apoyo de la CNES y de diferentes empresas como Intersil, Texas Instruments, Trad, Cofidur y Farnell [59].

La misión científica de ROBUSTA era medir los efectos de exponer diversos componentes electrónicos a prolongadas dosis de radiación ionizante. La carga útil de ROBUSTA enviaría información de la degradación de factores claves de circuitos integrados que son usualmente utilizados en la industria aeroespacial. Cada parámetro sería medido cada 12 horas, mientras que la cantidad de radiación sería monitoreada cada 90 minutos y la temperatura cada 6 minutos. Esta información sería comparada con otra obtenida previamente en Tierra por el grupo RADIAC de la Universidad de Montpellier. Además, el monitoreo de la radiación mediante los sensores desarrollados por el equipo de Montpellier ayudarían para proveer información de los cinturones de radiación de la Tierra. Estos experimentos ayudarían durante el desarrollo de futuros proyectos satelitales en todo el mundo.

Este CubeSat tiene una dimensión de 1U, con aproximadamente 1 kg de masa y entregaría una potencia de 1W. El proyecto fue desarrollado durante 6 años y fue seleccionado por la ESA para formar parte en el programa Vega junto con otros CubeSats europeos como el Xatcobeo [60].

Su estación terrena estaba localizada en el campus de la universidad y constaba de hardware para radio amateur. En febrero del 2009 el ROBUSTA se unió a la iniciativa GENSO.

El ROBUSTA fue lanzado el 13 de febrero del 2012 dentro del vehículo lanzador Vega desde la Guyana Francesa. De esta forma, el ROBUSTA alcanzó una posición orbital de 354 km x 1450 km con una inclinación de 69.5° [59].

Después de esto se pudieron obtener algunas señales provenientes del ROBUSTA al inicio de la misión, sin embargo, después de algunos días se perdió comunicación con el satélite y no se pudo realizar la misión científica de este.

5.5. CubeSats en universidades de África

África					
Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
ISILaunch-03 Dnepr 21 Noviembre 2013	Sudáfrica	ZACube-1 (TshepisoSat)	Universidad Tecnológica de Península del Cabo	1U	1
TOTAL					1

Tabla 5.4. Proyectos CubeSat de África puestos en órbita

5.5.1. Sudáfrica. Universidad Tecnológica de Península del Cabo

La Universidad de Tecnología de Península del Cabo es una de las primeras universidades en desarrollar tecnología satelital en Sudáfrica. De hecho, es la segunda, después de que la universidad de Stellenbosch desarrollará dos proyectos satelitales: el SunSat y el Sumbandila, puestos en órbita en 1999 y en el 2009, respectivamente. Es de este modo que el CubeSat ZACube-1 se convierte en el tercer satélite y en el primer nanosatélite en llegar al espacio proveniente de Sudáfrica.

Este proyecto nanosatelital es un ejemplo muy importante de la capacidad de desarrollo educativo que tiene el estándar CubeSat, y no sólo eso, es también un ejemplo de una reactivación de cultura tecnológica y espacial dentro de un país.

A continuación se mencionará el contexto en el cual se llevó a cabo este CubeSat, así como algunos detalles de su desarrollo y los beneficios que ha dejado en la Universidad de Tecnología de Península del Cabo.

En el 2007 el Departamento de Ciencia y Tecnología (DST, Department of Sciences and Technologic) de Sudáfrica llevó a cabo una valoración de la industria espacial del país la cual reveló que este tiene un gran contexto y una herencia importante de conocimiento espacial que datan de 40 o 50 años atrás. Sudáfrica inició sus actividades espaciales apoyando lanzamientos y recibiendo información satelital de satélites pertenecientes a otros países. El estudio del Departamento también reveló que Sudáfrica tiene una escasez de habilidades referentes al desarrollo de tecnología espacial. Más particularmente, la escasez de ingenieros y profesionales en la industria espacial es causada por la falta de un programa de desarrollo de ciencias espaciales dentro del país, llegando a la conclusión de que la herencia referente a los conocimientos espaciales que se tienen se perdería en pocos años si no se utilizaban de una manera enfocada y productiva.

Después de realizarse el estudio se ejerció cierta presión en el gobierno sudafricano para clarificar y puntualizar un plan de desarrollo en torno a la industria espacial. Fue así que se impulsó la creación de la Agencia Espacial Sudafricana (SANSA, South African National Space Agency) para promover el uso del espacio, la cooperación en actividades relacionadas con la temática espacial, apoyar investigaciones referentes a las ciencias espaciales, desarrollar capital humano en estos ámbitos y fomentar la creación y desarrollo de una cultura industrial y espacial con ayuda del gobierno sudafricano. El resultado de todo esto fue la creación de la Agencia Espacial sudafricana el 9 de diciembre del 2010.

Uno de los puntos clave en contra de la escasez de capital humano preparado para la industria espacial fue la creación de programas académicos basados en las ciencias espaciales en las diferentes universidades del país. Fue así que la Universidad de Tecnología de Península del Cabo, a través del Instituto de Tecnología Francés de Sudáfrica (F'SATI, French South African Technologic Institute) desarrolló un programa de Maestría en Ciencias de la Ingeniería fundado por el Departamento de Ciencias y Tecnología. F'SATI ofrece un Programa de Ingeniería en sistemas Satelitales, respaldado por la Fundación de Investigación Nacional (NRF, National Research Foundation) y en el cual el estándar CubeSat es utilizado como una herramienta de aprendizaje básica debido a que se rige bajo los mismos principios técnicos que proyectos macrosatelitales y a su gran accesibilidad. De este modo se crea un nuevo plan educativo dentro de Sudáfrica y se inicia la planeación y desarrollo del proyecto ZACube [61].

ZACube

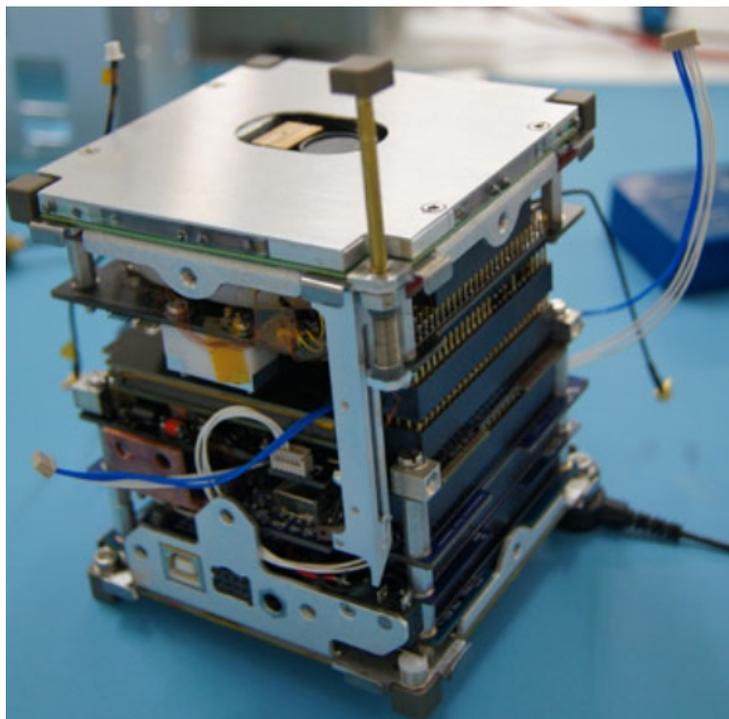
ZACube-1 es un satélite CubeSat de 1U, también llamado TshepisoSat, que fue desarrollado desde principios del 2001. Su carga útil consta de un transmisor de alta frecuencia que fue usado para estudiar y caracterizar la ionósfera terrestre y para calibrar equipo de radiofrecuencia como antenas y radares pertenecientes a la SANSa que se utilizan para el estudio de la ionósfera. El sistema de estabilización fue desarrollado por el F'SATI en colaboración con la Universidad de Stellenbosch.

El ZACube-1, mostrado en la Imagen 5.4, tiene una masa de 1.2 kg y fue lanzado el 21 de noviembre del 2013 en el cohete Dnepr junto con diferentes nanosatélites y femtosatélites, como el UniSat-5 o los PocketQub Eagle 1 y 2, alcanzando una órbita de 600 km [62].

El nanosatélite ha tenido una gran repercusión dentro de Sudáfrica. Primeramente fue diseñado y desarrollado por 40 estudiantes pertenecientes al Programa de Ingeniería de Sistemas Satelitales, los cuales desarrollaron numerosas investigaciones en torno a este proyecto que serán base para futuros proyectos satelitales y para reactivar la industria satelital de Sudáfrica.

El proyecto se llevó a cabo en un lapso de tres años, en los cuales 22 estudiantes obtuvieron una maestría, se desarrollaron 10 documentos utilizados en conferencias, 3 artículos para revistas científicas, así como el Centro de Innovación Espacial Africano y una Oficina de Investigación.

Actualmente se está desarrollando el CubeSat ZACube-2, el cual será de 3U y será una continuación de los experimentos ionosféricos del ZACube-1 [63].



*Imagen 5.4.
CubeSat ZACube-1*

5.6. CUBESATS EN UNIVERSIDADES DE OCEANÍA

OCEANÍA					
Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
Minotauro 1 19 Noviembre 2013	EUA	Ho'oponopono-2	Universidad de Hawái	3U	1
TOTAL					1

Tabla 5.5. Proyectos CubeSat de Oceanía puestos en órbita

5.6.1. EUA-Hawái. Universidad de Hawái

La Universidad de Hawái es otra de las universidades que se han sabido beneficiar de todas las ventajas inmersas en los proyectos nanosatelitales, más particularmente el proyecto CubeSat. Desde el 2001 comenzó a trabajar desarrollando CubeSats, fomentando sus bases educativas y promoviendo las ciencias espaciales, y en la actualidad es una de las pocas universidades próximas a tener un acceso directo al espacio, esto es, podría estar lista próximamente para realizar su primer lanzamiento espacial desde la isla de Kaua'i en colaboración con el Laboratorio de vuelos Espaciales de Hawái. Esta iniciativa es denominada el proyecto LEONIDAS (Low Earth Orbiting Nanosatellite Integrated Defense Autonomous System) [64].

Ha desarrollado 6 proyectos nanosatelitales a través del Colegio de Ingeniería de Manoa dentro de una plataforma de enseñanza enfocada a la tecnología satelital que ha logrado que Hawái, en la actualidad, cuente con unos cimientos sumamente fuertes al formar muchos ingenieros con toda la capacidad de trabajar en empresas espaciales y desarrollar tecnología en este ámbito.

Su último proyecto satelital, un CubeSat llamada Ho'oponopono, tiene una utilidad primordial al tener como principal objetivo el calibrar y monitorear más de 100 radares dispuestos alrededor del mundo los cuales se encargan de rastrear satélites, asteroides y basura espacial. Este CubeSat cumple con las funciones de su predecesor ahora inhabilitado, el satélite americano RADCAL, el cual pesaba 20 veces más y costó 40 veces más que el Ho'oponopono. Esto es muestra de que los proyectos satelitales desarrollados por la Universidad de Hawái son un ejemplo más de la evolución de la tecnología y su tendencia hacia la miniaturización, reafirmando al estándar CubeSat como una tecnología no solamente didáctica sino también como una tecnología con múltiples e importantes aplicaciones a nivel científico, empresarial y gubernamental. [65]

Al ser el único centro de enseñanzas pública, la Universidad de Hawái representa un papel importante en el progreso, estabilidad y avance de la calidad de vida de Hawái. A través de la Iniciativa Innovadora de Hawái, el sistema universitario trabaja de la mano con el sector privado y gubernamental con el fin de expandir y reforzar investigaciones de índole científico y así generar mayores empleos y facilidades dentro del nivel profesional.

Uno de los puntos claves dentro del desarrollo satelital es la creación del Programa de Satélites Pequeños dentro de la universidad a finales del 2001, el Profesor de Ingeniería Eléctrica Wayne Shiroma sería uno de los principales promotores de este programa, gracias al cual se han formado a más de 250 ingenieros y muchos de ellos ahora forman parte de las industrias satelital y espacial. Esta generación y formación de capital humano se ha hecho con base a un modelo educativo denominado Gatear-Caminar-Correr-Volar.

La idea es que los estudiantes comiencen a familiarizarse con conceptos simples, ganando un poco de experiencia y conocimientos, y gradualmente buscar un progreso hasta el punto en el que los estudiantes sean capaces de involucrarse en proyectos complejos.

En la primera etapa, la de gatear, algunos estudiantes de preparatoria tienen la oportunidad de tomar algunos talleres dentro de los laboratorios de la universidad, los cuales culminaran con el desarrollo de un globo sonda denominado BallonSat que es lanzado hacia la atmósfera y el cual tomará fotos desde una altura importante. Con esto se busca mostrar algunos conceptos básicos y a la vez algunas de las utilidades que un proyecto suborbital puede tener.

En la etapa de caminar, se busca que estudiantes de los primeros semestres de ingeniería se vean involucrados en un curso en el cual podrán adquirir los conocimientos básicos de la ingeniería satelital a través de un nanosatélite educativo denominado EyaSat, diseñado por la Academia de la Fuerza Aérea de los EUA. El EyaSat cuenta con diversos componentes como paneles solares, diversos sensores y dispositivos de control térmico, lo cual ayuda y permite a los estudiantes a introducirse en los diferentes subsistemas de un satélite.

La etapa siguiente se enfoca al diseño y construcción de un CubeSat. En esta, los estudiantes se adentran a un proyecto satelital y ocupan y desarrollan los conocimientos adquiridos en las etapas anteriores. Un equipo trabaja con un proyecto CubeSat en forma, es decir, ya se tiene un diseño y un objetivo y se realiza la construcción del satélite, mientras que otros equipos desarrollan proyectos que aún no tienen algún objetivo asignado, es en estas condiciones cuando los alumnos experimentan con los CubeSats, tratan de innovar y mejorar alguno de los subsistemas, y cuando el proyecto consigue fondos y se le asigna un objetivo entonces el CubeSat se trabaja con base a las condiciones adquiridas. Eso significa que siempre hay un equipo de trabajo listo para desarrollar un proyecto en el momento en el que sea indicado. Este momento es cuando se reciben los fondos necesarios para desarrollar la carga útil y los diferentes componentes de cada subsistema del CubeSat. De esta manera se han desarrollado los proyectos CubeSat dentro de la Universidad de Hawái.

En la cuarta y última etapa, los estudiantes se involucran con proyectos satelitales más grandes, usualmente patrocinados por el Programa Universitario Nanosatelital de la Fuerza Aérea, el cual brinda a los estudiantes la oportunidad de proponer y diseñar un proyecto satelital el cual será valorado posteriormente para formar parte de un lanzamiento al espacio.

Cada equipo recibe una financiación de \$110,000 dólares con el cual podrán construir un modelo de protovuelo del nanosatélite. De esta forma, los estudiantes están directamente involucrados con todas las fases de desarrollo de un proyecto satelital, desde las cuestiones administrativas y de logística, hasta las cuestiones técnica e ingenieriles, dándoles así una formación ideal para involucrarse plenamente con la industria satelital [66].

A continuación se mencionan los proyectos nanosatelitales desarrollados por la Universidad de Hawái:

Mea Huaka'i (Viajero) 2001-2004

Con el desarrollo de este CubeSat de 1U se dio origen al Programa de Satélites Pequeños. Los objetivos principales de este CubeSat eran desarrollar, validar y lanzar el satélite de manera exitosa y verificar un software de modelo térmico desarrollado por la propia universidad. El satélite fue desarrollado con la colaboración de más de 70 estudiantes y 9 profesores.

El equipo de trabajo se encargó, además de la construcción del satélite, del diseño del satélite y de la búsqueda de fondos y promotores del proyecto. Fueron conseguidos varios promotores, entre ellos compañías como Northrop Grumman, One Stop Satellite Solutions y Boeing. Los fondos asignados para el proyecto sumaron \$120,000 dólares.

El desarrollo del proyecto significó un gran aprendizaje para todo los involucrados adquiriendo experiencia enfocada al trabajo en equipo y a la dinámica de un proyecto de ingeniería satelital. El Mea Huaka'i fue lanzado en un cohete ruso Dnepr desde Kazajistán el 26 de julio del 2006 pero el lanzamiento fue fallido y toda la carga útil del cohete se perdió [67].

Hokulua (Estrellas Gemelas) 2003-2005

El siguiente proyecto promovido por el Programa de Satélites Pequeños, el Hokulua, se hizo en colaboración con el Programa Nanosatelital de la Fuerza Aérea, en donde la Universidad de Hawái fue una de las 13 universidades en ganar una subvención de \$100,000 dólares. La universidad propuso una carga útil enfocada a la investigación de tecnologías de comunicaciones de pequeñas redes satelitales.

Un equipo de 40 estudiantes desarrolló dos satélites CubeSats con el objetivo de demostrar un arreglo de antenas autónomo. Esta tecnología hizo posible la creación de la compañía Pipeline Communications and Technology [65].

Ho'okele (Guía) 2005-2006

La tercera etapa del Programa de Satélites Pequeños se desarrolló alrededor del satélite Ho'okele, un CubeSat que tenía como objetivo el monitoreo y la observación de la Tierra durante desastres naturales. El desarrollo del CubeSat se concretó después de los desastres ocurridos después del tsunami en diciembre del 2004 en el sureste de Asia y el huracán Katrina en el 2005. La misión de Ho'okele era proveer imágenes satelitales para usar en la mitigación de desastres así como demostrar comunicaciones intersatelitales en una red satelital.

El proyecto tuvo un costo de \$59,000 dólares y fue un esfuerzo colaborativo entre la Universidad de Hawái y la compañía Novasol. El equipo de la universidad fue responsable de desarrollar el equipo para la observación satelital, que incluía una cámara CCD, un dispositivo GPS y un cuantificador inercial.

A pesar de que Ho'okele no fue puesto en órbita, el modelo de ingeniería fue probado y validado en tierra. Dentro del equipo de Novasol se encontraba uno de los integrantes del equipo que desarrolló el proyecto Mea Huaka'I y que después trabajaría con el Ho'oponopono.

Ho'okia'i (Observador) 2005-2007

Ho'okia'i fue producto de la cuarta etapa del Programa de Satélites Pequeños en la cual colaboró la SMDC. Este proyecto tuvo como objetivo proveer y demostrar tecnologías necesarias para desplegar una constelación nanosatelital capaz de ser autónoma, flexible, reconfigurable y redundante. El Ho'okia'i se enfocó en integrar un sistema de micropropulsión activo y mejorar varios subsistemas del satélite. Este satélite utilizó varios subsistemas desarrollados en proyectos satelitales previos tales como un software para el control de altitud y un sistema de comunicaciones en banda S hecho con componentes COTS [65].

PapioSat (Small Jackfish) 2009

El PapioSat fue un proyecto iniciado en el 2009 con una subvención dada por Schafer Corporation [68]. PapioSat era un satélite de observación con GPS y diversos sensores. El proyecto fue desarrollado solamente por 2 personas, una de ellas un estudiante de secundaria, en un lapso de tiempo de 45 días costando solamente \$13,000 dólares.

El satélite fue lanzado desde Nuevo México pero el cohete lanzador tuvo una falla.

Ho'oponopono 2 (Arreglar) 2009-2014

El proyecto Ho'oponopono es una colaboración de la Universidad de Hawái con el Programa Nanosatelital Universitario de la Fuerza Aérea de los EUA. El proyecto fue comenzado en el 2009 con el desarrollo del Ho'oponopono 1, el cual se convertiría en el modelo de ingeniería del Ho'oponopono 2.

El proyecto Ho'oponopono fue desarrollado durante 4 años por un grupo de 50 estudiantes de ingeniería, tiempo en el cual se realizaron diferentes evaluaciones de este, desde las etapas principales en las cuales se definieron los objetivos de la misión y los requerimientos del sistema hasta las etapas finales en donde se presentó el proyecto terminado.

El objetivo principal de este satélite CubeSat de 3U es continuar con el servicio de calibración y monitoreo de múltiples radares alrededor del mundo que era dado por el microsatélite RADCAL. La Universidad de Hawái fue la responsable de proveer la estructura satelital mientras que la Fuerza Aérea desarrolló la carga útil consistente en un transpondedor en banda C, una unidad de GPS y las antenas.

Después de completar una verificación de dos años y pasar diversas pruebas, el proyecto fue seleccionado por el programa ELaNa-5. Su lanzamiento se llevó a cabo el 19 de Noviembre del 2013 llegando así a una órbita de 330 km de altura con una inclinación de 51.6° convirtiéndose en el primer nanosatélite desarrollado por la Universidad de Hawái en llegar al espacio [69].

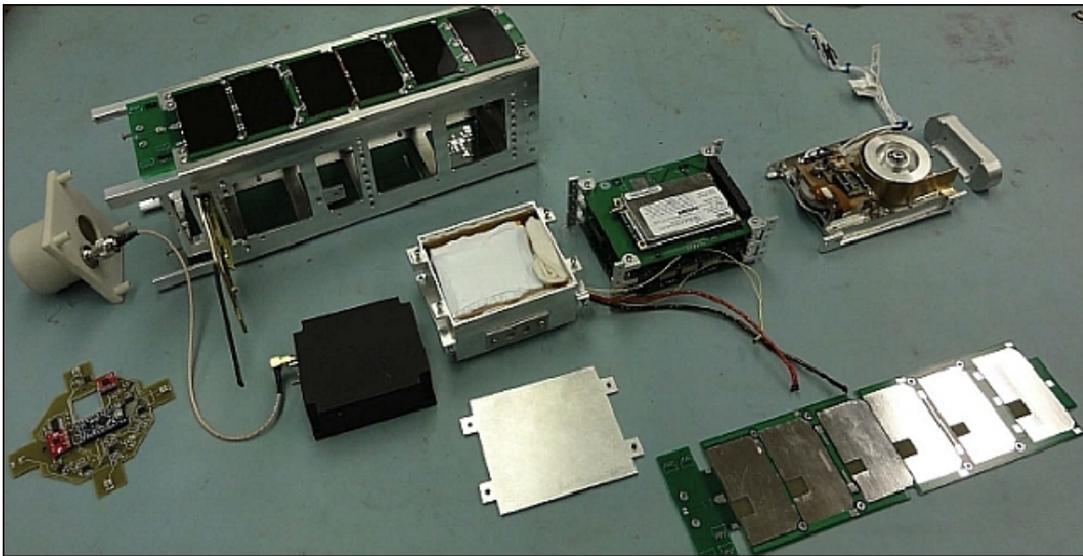


Imagen 5.5.
Componentes del CubeSat Ho'oponopono 2

5.7. CUBESATS EN AMÉRICA DEL SUR

América del Sur					
Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
Dnepr 2 17 Abril 2007	Colombia	Libertad-1	Universidad Sergio Arboleda	1U	1
TOTAL 2007					1
Long March 2D 26 Abril 2013	Ecuador	NEE-01 Pegasus	Agencia Espacial Civil Ecuatoriana	1U	2
	Argentina	CubeBug-1	Satellogic (Empresa argentina)	3U	
ISILaunch-03 Dnepr 21 Noviembre 2013	Perú	PUCP-SAT-1	Pontificia Universidad Católica del Perú/Instituto de Radioastronomía	1U	3
	Ecuador	NEE-02 KRYSAOR	Agencia Espacial Civil Ecuatoriana	1U	
	Argentina	CubeBug-2	Satellogic (Empresa)	2U	
TOTAL 2013					5
Orb-1/ISS Antares/ISS 11-28 Febrero 2014	Perú	UAPSAT	Universidad Alas Peruanas	1U	1
Dnepr UNISAT 6 19 Junio 2014	Brasil	NanoSatC-Br1	Centro de Investigaciones Espaciales de Brasil	1U	2
	Uruguay	ANTELSat	Universidad de la República de Uruguay	2U	
ISS Caminata Espacial 18 Agosto 2014	Perú	Chasqui 1	Universidad Nacional de Ingeniería	1U	1
TOTAL 2014					4
TOTAL					10

Tabla 5.6. Proyectos CubeSat de América del Sur puestos en órbita

5.7.1. Colombia. Universidad Sergio Arboleda

La universidad colombiana Sergio Arboleda decidió entrar a la carrera espacial a finales del 2004 cuando un grupo de profesores y algunos investigadores colombianos establecieron las bases de lo que sería el primer proyecto nanosatelital de Colombia, el CubeSat Libertad-1, el cual fue, de hecho, el primer proyecto CubeSat de América Latina [70]. Fue impulsado, principalmente, mediante fondos y aportes proveídos por la propia universidad, costando alrededor de 500,000 dólares y con aplicaciones y objetivos científicos muy limitados.

El Libertad-1 fue un satélite cuyo principal objetivo era poder entregar su información de telemetría en tierra, temperatura de cada una de sus caras, temperatura de sus componentes internos, voltajes y corrientes, en realidad, información básica que todo satélite debe de poder proveer. Sin embargo, los beneficios fueron diversos, en primer lugar el beneficio de todo proyecto CubeSat, el académico, y en segundo lugar el impulso al sector espacial dentro de este país. El Libertad-1 fue puesto en órbita en el 2007, año en el que después de este suceso un grupo de estudiantes participantes en el desarrollo del proyecto fundó una compañía privada enfocada a proveer productos y soluciones satelitales, Sequoia Space, la cual tuvo una participación muy importante en el desarrollo del satélite peruano UAPSAT-1 [71].

Además, en el 2012 se crea, con base a la estación terrena del Libertad-1, un grupo denominado GETSAT, el cual es un grupo de investigación de la Universidad Sergio Arboleda conformado por estudiantes de diferentes semestres, dedicados al estudio de Satélites CubeSat y encargados de analizar sus características y funcionamiento para llevar a cabo la descarga de datos en UHF, VHF y Banda S. Esto con el objetivo de acercar a los estudiantes a la tecnología satelital y de restablecer la estación terrena la cual servirá como punto de contacto para proyectos satelitales futuros. De hecho, la Universidad Sergio Arboleda ya está en proceso de desarrollar su segundo satélite, el Libertad-II, el cual será un CubeSat de 3U y será lanzado en el 2015 [72].

A continuación detallaremos las características del Libertad-I.

Libertad-I

El Libertad-I fue un CubeSat de 1U desarrollado a partir del 2005 dentro de la Universidad Sergio Arboleda por un grupo de investigadores de la Facultad de Ingeniería y del Observatorio Astronómico de la

misma universidad. Su objetivo principal era acercar a Colombia en el campo internacional a las ciencias aeroespaciales y promover diversas investigaciones en la Facultad de Ingeniería, Matemáticas y el observatorio Astronómico, mientras que su misión principal era su propio lanzamiento, lo cual significaría la puesta en órbita del primer satélite integrado completamente en Colombia [73].

Fue lanzado el 17 de abril del 2007 en un vehículo lanzador Dnepr-1 desde Kazajistán junto con otros CubeSats como el CP3 y el CP4 y puesto en una órbita circular de 500 km e inclinación de 97.44°.

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 [74].

5.7.2. Perú. Pontífice Universidad Católica del Perú

Hasta principios de noviembre del 2013, Perú no tenía ningún satélite en órbita. En la actualidad (2015), Perú ha puesto en órbita 4 satélites. Estos logros son gracias al desarrollo satelital de diferentes universidades de Perú, las cuales inauguraron su entrada al espacio el 21 de noviembre del 2013 cuando la Pontífice Universidad Católica de Perú lanzó su primer satélite, un CubeSat de 1U, desde Rusia dentro del satélite UNISat-5 desarrollado por la Universidad de Morehead y la Universidad de Roma. Dentro de este primer satélite peruano, el PUCP-SAT-1, se encontraba un femtosatélite de 97 gramos desarrollado también por la misma universidad y denominado Pocket-PUCP, el cual se convertiría, después de ser desplegado por el PUCP-SAT-1 el 6 de diciembre del 2013, en el satélite más liviano en orbitar la Tierra [75].

La Pontífice Universidad Católica del Perú (PUCP) se convirtió así en la universidad que desarrolló el primer satélite peruano en estar en órbita y, además, en la primera que desarrolla un proyecto CubeSat que en su interior contenía otro proyecto satelital. Todo esto se logró a través del Instituto de Radioastronomía de la universidad en la cual más de 30 profesores, investigadores y estudiantes trabajaron para poder concretar este par de satélites. El proyecto recibió ayuda de diversas empresas privadas como EADS Astrium, Inversen y Kloehn, las cuales proveyeron celdas solares, giroscopios y microválvulas, respectivamente [76].

Por una parte el PUCP-SAT-1 fue diseñado con los objetivos de demostración de un sistema de estabilización basado en ruedas de inercia, toma de fotografías, investigación para el diseño térmico de futuros satélites, experimentación con comunicaciones intersatelitales y demostrar el sistema de despliegue femtosatelital que desplegaría al Pocket-PUCP. Por otra parte, el Pocket-PUCP tiene como función principal la transmisión de datos en código Morse para verificar la resistencia y vida útil de este tipo de satélites, así como realizar comunicaciones intersatelitales con el PUCP-SAT-1. El Pocket-PUCP posee dimensiones de 8.35x4.95x1.55 cm, lo cual lo deja fuera del estándar PocketQub desarrollado por Twiggs, sin embargo marca un punto de referencia en el desarrollo de este tipo de tecnologías. Fue diseñado con una sola celda solar para entregar una potencia de 10 mW, con algunos sensores de temperatura y con una batería de iPhone [77].

En un principio, el proyecto PUCP-SAT tenía objetivos de analizar parámetros para la detección de sismos, sin embargo resultados obtenidos en satélites similares hicieron que el equipo de la universidad decidiera no implementar esta carga útil.

De esta manera la PUCP sobresale en el desarrollo de tecnología satelital dentro de América Latina. No sólo es la segunda dentro de esta área en desarrollar un proyecto CubeSat, después de la Universidad Sergio Arboleda de Colombia, sino que es la primera en desarrollar un femtosatélite bajo su propio estándar, lo cual habla de la capacidad de innovación y desarrollo de la universidad. Además, todas las pruebas y validaciones hechas en los satélites se hicieron con sistemas desarrollados dentro de la PUCP. De esta manera, las pruebas de vibración, las pruebas de inercia y las pruebas al vacío fueron realizadas mediante máquinas diseñadas dentro de la universidad, evitando así los costos que representaban hacer estas pruebas fuera del país [78].

El Instituto de Radioastronomía desarrolla en la actualidad diversos experimentos y proyectos relacionados también con la radioastronomía, de los cuales varios son los enfocados a la construcción de radiotelescopios de 8 y 20 metros que servirían también para las comunicaciones satelitales [79].

Actualmente la universidad está desarrollando su tercer proyecto satelital, el PUCP-SAT-3, el cual tendrá como misión realizar diferentes experimentos de radiociencia y estudios de la atmósfera superior terrestre [78].

5.8. CUBESATS PUESTOS EN ÓRBITA

Lanzamiento	País	Satélite	Institución	Tamaño	# CubeSats
Eurockot 30 Junio 2003	Dinamarca	AAUSat-I	Universidad de Aalborg	1U	6
	Canadá	CanX-1	Universidad de Toronto	1U	
	Japón	Cute-1 (CO-55)	Instituto de Tecnología de Tokio	1U	
	Dinamarca	DTUosat-1	Universidad Técnica de Dinamarca	1U	
	EUA	QuakeSat-1	Universidad de Stanford	3U	
	Japón	XI-IV (CO-57)	Universidad de Tokio	1U	
TOTAL 2003					6
SSETI Express (Kosmos 3M) 27 Octubre 2005	Noruega	NCube-2	Universidad de Ciencia y Tecnología de Noruega	1U	3
	Alemania	UWE-1	Universidad de Wurzburg	1U	
	Japón	XI-V (CO-58)	Universidad de Tokio	1U	
TOTAL 2005					3
M-V-8 22 Febrero 2006	Japón	Cute 1.7+APD (CO-56)	Instituto de Tecnología de Tokio	2U	1
Minotauro 1 11 Diciembre 2006	EUA	GeneSat-1	NASA	3U	1
TOTAL 2006					2
Dnepr 2 17 Abril 2007	EUA	AeroCube-2	AeroSpace	1U	7
	EUA	CAPE1	Universidad de Louisiana	1U	
	EUA	CP3	Cal Poly	1U	
	EUA	CP4	Cal Poly	1U	
	EUA	CSTB1	Boeing	1U	
	Colombia	Libertad-1	Universidad Sergio Arboleda	1U	
	EUA	MAST	Universidad de Stanford	3U	
TOTAL 2007					7
PSLV-C9 28 Abril 2008	Dinamarca	AAUSat-II	Universidad de Aalborg	1U	5
	Alemania	Compass-1	Universidad de Ciencia Aplicada Aachen	1U	
	Canadá	CanX-2	Universidad de Toronto	3U	
	Holanda	Delfi-C3 (DO-64)	Universidad Tecnológica de Delft	3U	
	Japón	Seeds-2 (CO-66)	Universidad de Nihon	1U	
TOTAL 2008					5
Minotauro 1 19 Mayo 2009	EUA	AeroCube-3	AeroSpace	1U	4
	EUA	CP6	Cal Poly	1U	
	EUA	HawkSat-1	Instituto Hawk	1U	
	EUA	PharmaSat	NASA	3U	
ISILaunch 01/ PSLV-C14 23 Septiembre 2009	Alemania	BEESAT-1	Universidad Técnica de Berlín	1U	4
	Turquía	ITUpSAT-1	Universidad Técnica de Estambul	1U	
	Suiza	SwissCube	Escuela Politécnica Federal de Laussane	1U	
	Alemania	UWE-2	Universidad de Wurzburg	1U	
TOTAL 2009					8
TOTAL 2003-2009					31
H-IIA F17 20 Mayo 2010	Japón	Hayato (KSAT)	Universidad de Kagoshima	1U	3
	Japón	Negai-Star	Universidad de Soka	1U	
	Japón	Waseda-SAT2	Universidad de Waseda	1U	
NLS-6/PSLV-C15 12 Julio 2010	India	StudSat	Instituto de Tecnología Nitte Meenakshi	1U	2
	Suiza	Tisat-1	Universidad de Ciencias Aplicadas de Suiza	1U	
STP-S26 19 Noviembre 2010	EUA	NanoSail-D2	NASA	3U	3
	EUA	O/OREOS	NASA	3U	
	EUA	RAX-1	Universidad de Michigan	3U	

Capítulo 5. CubeSats en las universidades

FI-UNAM

Falcon 9-002 8 Diciembre 2010	EUA	Mayflower	Universidad del Sur de California	3U	8
	EUA	Perseus (4)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	QbX (2)	Pumpkin	3U	
	EUA	SMDC-ONE	Centro Espacial Militar	3U	
TOTAL 2010					16
PSLV-C18 12 Octubre 2011	India	Jugnu	Instituto Tecnológico de Kanpur	3U	1
ELaNa-3/NPP 28 octubre 2011	EUA	AubieSat-1	Universidad de Auburn	1U	6
	EUA	DICE (2)	Universidad Estatal de Utah	1.5U	
	EUA	HRBE (EIP-2)	Universidad Estatal de Montana	1U	
	EUA	M-Cubed	Universidad de Michigan	1U	
TOTAL 2011					7
Vega VV01 13 Feb 2012	Italia	e-st@r	Universidad Politécnica de Turín	1U	7
	Romania	Goliat	Universidad de Bucarest	1U	
	Hungría	Masat-1 (MO-72)	Universidad de Tecnología y Economía de Budapest	1U	
	Polonia	PW-Sat	Universidad Tecnológica de Warsaw	1U	
	Francia	ROBUSTA	Universidad Montpellier II	1U	
	Italia	UniCubeSat-GG	Universidad de Roma	1U	
NROL-36 13 Septiembre 2012	España	Xatcobeo	Universidad de Vigo	1U	11
	EUA	SMDC-ONE(2)	Comando Espacial y de Defensa (SMDC)	3U	
	EUA	AeroCube-4 (3)	AeroSpace	1U	
	EUA	Aeneas	Universidad del Sur de California	3U	
	EUA	CSSWE	Universidad de Colorado	3U	
	EUA	CP5	Cal Poly	1U	
	EUA	CXBN	Universidad Estatal de Morehead	2U	
ISS 4 Octubre 2012	EUA	CINEMA-1	Universidad de California	3U	5
	EUA	Re (Stare A)	Laboratorio Nacional Lawrence Livermore	3U	
	Vietnam	F-1	Universidad de Hanoi	1U	
	Japón	FITSat-1	Instituto de Tecnología de Fukuoka	1U	
	Japón	RAIKO	Universidad de Tohoku	2U	
TOTAL 2012					23
TOTAL 2010-2012					46
PSLV-C20 25 Feb 2013	Dinamarca	AAUSAT3	Universidad de Aalborg	1U	2
	Reino Unido	STRaND-1	Universidad de Surrey	3U	
Soyuz 19 Abril 2013	Alemania	BEESAT-2	Universidad Técnica de Berlín	1U	5
	Alemania	BEESAT-3	Universidad Técnica de Berlín	1U	
	EUA	Dove-2	Planet Labs	3U	
	Corea del Sur	OSSI-1	Satélite Ciudadano del coreano Song Hojun	1U	
Antares Demo 21 Abril 2013	Alemania	SOMP	Universidad Técnica de Dresden	1U	4
	EUA	Phonesat 1.0 (Graham)	NASA	1U	
	EUA	Phonesat 1.0 (Bell)	NASA	1U	
	EUA	Phonesat 2.0b (Alexander)	NASA	1U	
Long March 2D 26 Abril 2013	EUA	Dove-1	Planet Labs	3U	3
	Ecuador	NEE-01 Pegasus	Agencia Espacial Civil Ecuatoriana	1U	
	Turquía	Turksat-3USAT	Universidad Técnica de Estambul	3U	
Vega VV02 7 Mayo 2013	Argentina	CubeBug 1	Satellogic (Empresa argentina)	3U	1
	Estonia	ESTCube-1	Universidad de Tartu	1U	
Minotauro 1 19 Noviembre 2013	EUA	Ho'oponopono-2	Universidad de Hawái	3U	28
	EUA	Vermont Lunar CubeSat	Colegio Técnico de Vermont	1U	
	EUA	TJ3Sat	Thomas Jefferson High School	1U	
	EUA	KySat-2	Universidad de Kentucky	1U	
	EUA	NPS-SCAT	US Air Force- Space Test Program	1U	
EUA	CAPE-2	Universidad de Louisiana	1U		

Capítulo 5. CubeSats en las universidades

FI-UNAM

	EUA	DragonSat-1	Universidad Drexel Academia Naval	1U	
	EUA	PhoneSat-v2.4	NASA Centro de Investigación Ames	1U	
	EUA	SPA-1 Trailblazer	Universidad de Nuevo México	1U	
	EUA	COPPER	Universidad de San Louis	1U	
	EUA	SwampSat	Universidad de Florida	1U	
	EUA	ChargerSat-1	Universidad de Alabama	1U	
	EUA	Black Knight 1	Academia Militar West Point	1U	
	EUA	ORS 1-MBD 1	Universidad Johns Hopkins/Laboratorio de Física Aplicada	3U	
	EUA	ORS 2-MBD 2	Universidad Johns Hopkins/Laboratorio de Física Aplicada	3U	
	EUA	ORSES	Operationally Responsive Space Office US Army Space and Missile Defense Command	3U	
	EUA	Prometheus 1 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	Prometheus 2 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	Prometheus 3 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	Prometheus 4 A y B (2)	Laboratorio Nacional Los Alamos	1.5U	
	EUA	SENSE 1	Fuerza Aérea	3U	
	EUA	SENSE 2	Fuerza Aérea	3U	
	EUA	FireFly	Colegio Siena Universidad de Maryland Eastern Shore	3U	
	EUA	STARE-B (Horus)	Laboratorios Nacionales Lawrence Livermore	3U	
HTV-4/ISS 20 Noviembre 2013	EUA	ArduSat-1	Nanosatisfi LLC (Empresa)	1U	4
	EUA	ArduSat-X	Nanosatisfi LLC (Empresa)	1U	
	EUA	TechEdSat-3	Universidad Estatal de San José Universidad de Idaho	3U	
	Vietnam	Pico Dragon	Centro Nacional Satelital de Vietnam	1U	
ISILaunch-03 Dnepr 21 Noviembre 2013	Perú	PUCP-SAT-1	Pontificia Universidad Católica del Perú/Instituto de Radioastronomía	1U	19
	Pakistán	ICUBE-1	Instituto de Tecnología Espacial de Pakistán	1U	
	España	HUMSAT-D	Universidad de Vigo	1U	
	EUA	Dove-4	Planet Labs	3U	
	Reino Unido	FUNcube-1(AO 73)	AMSAT Reino Unido	1U	
	Sudáfrica	ZACube-1 (TshepisoSat)	Universidad Tecnológica de Península del Cabo	1U	
	Noruega	HiNcube	Colegio Universitario de Narvik	1U	
	Alemania	First-MOVE	Universidad Técnica de München	1U	
	Alemania	UWE-3	Universidad Julius-Maximilians de Würzburg	1U	
	Singapur	Velox-PII	Universidad Tecnológica Nanyang	1U	
	Ecuador	NEE-02 KRYSAOR	Agencia Espacial Civil Ecuatoriana	1U	
	Argentina	CubeBug-2	Satellogic (Empresa)	2U	
	Corea del Sur	CINEMA 2 (KHUSAT-1)	Universidad de Kyung Hee	3U	
	Corea del Sur	CINEMA 3 (KHUSAT-2)	Universidad de Kyung Hee	3U	
	Reino Unido	TRITON-1	Innovative Solutions In Space (Empresa)	3U	
	Holanda	Delfi-n3xt	Universidad Técnica de Delft	3U	
	Holanda	OPTOS	Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial	3U	
	EUA	Dove-3	Planet Labs	3U	
	Dinamarca	GOMX-1	Universidad de Aalborg	2U	

Capítulo 5. CubeSats en las universidades

FI-UNAM

Atlas 5 6 Diciembre 2013	EUA	IPEX (CP 8)	Instituto Politécnico de California Laboratorio de Propulsión	1U	12
	EUA	MCubed-2	Universidad Michigan Laboratorio de Propulsión NASA	1U	
	EUA	CUNYSat-1	Ciudad Universitaria de Nueva York	1U	
	EUA	FIREBIRD A	Fundación del Colegio Espacial Montana	1.5U	
	EUA	FIREBIRD B	Fundación del Colegio Espacial Montana	1.5U	
	EUA	Alice	Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea	3U	
	EUA	AeroCube-5a	Corporación Aeroespacial	1.5U	
	EUA	AeroCube-5b	Corporación Aeroespacial	1.5U	
	EUA	SMDC-ONE 2.3 (Charlie)	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U	
	EUA	SMDC-ONE 2.4 (David)	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U	
	EUA	TacSat-6	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U12	
	EUA	SNAP	Comando Espacial de la Armada (SMDC)	3U	
TOTAL 2013					74
Antares/ISS 9 Enero 2014 / 11-28 Febrero 2014	EUA	Flock-1-1 a 28 (28 CubeSats)	Planet Labs	3U	33
	EUA	ArduSat-2	NanoSatisfi (Empresa)	2U	
	EUA	SkyCube	Southern Stars (Empresa)	1U	
	Perú	UAPSAT	Universidad Alas Peruanas	1U	
	Lituania	LituanicaSAT-1	Universidad Tecnológica de Kaunas	1U	
	Lituania	LitSat-1	Asociación Espacial de Lituania	1U	
H-2A-202 28 Febrero 2014	Japón	ITF1	Universidad de Tsukuba	1U	4
	Japón	Opusat/cozmoz	Universidad de la Prefectura de Osaka	1U	
	Japón	INVADER (ARTSat1)	Universidad de Arte de Tama	1U	
	Japón	KSat-2	Universidad de Kagoshima	1U	
ELaNa V Space X-3 Falcon 9 18 Abril 2014	EUA	ALL-STAR	Universidad de Colorado	3U	5
	EUA	PhoneSat 2.5	NASA	1U	
	EUA	KickSat	Universidad de Cornell	3U	
	EUA	TESTSat-Lite	Universidad de Taylor	2U	
	EUA	SporeSat	NASA	3U	
Dnepr UNISAT 6 19 Junio 2014	Bélgica	QB50p1 (Funcube-3)	Instituto von Karman	2U	26
	Bélgica	QB50p2	Instituto von Karman	2U	
	Brasil	NanoSatC-Br1	Centro de Investigaciones Espaciales de Brasil	1U	
	Dinamarca	DTUSat 2	Universidad Técnica de Dinamarca	1U	
	EUA	Lemur 1	Nanosatisfi (SPire)	3U	
	EUA	Aerocube 6A	Aerospace corporation	0.5U	
	EUA	Aerocube6B	Aerospace corporation	0.5U	
	EUA	Flock 1C (11 CubeSats)	Planet Labs	3U	
	Israel	Duchifat	Centro Científico Herzliya	1U	
	Iraq/Italia	Tigrisat	La Sapienza	3U	
	Rusia/EUA	Perseus-M 2	Dauria AeroSpace	6U	
	Rusia/EUA	Perseus-M 1	Dauria AeroSpace	6U	
	Singapur	POPSAT-HIP	MicroSpace Rapid	3U	
	Taiwan	PACE	Universidad Cheng Kung	2U	
	Ucrania	PolyITAN	Universidad Nacional Técnica de Ucrania	1U	
Uruguay	ANTELSat	Universidad de la República de Uruguay	2U		
PSLV-CA 30 Junio 2014	Singapur	VELOX-1 NSAT	Universidad Tecnológica de Nanyang	3U	1
Soyuz-2-1b 8 Julio 2014	Reino Unido	UKube1	Agencia Espacial del Reino Unido	3U	1
ISS Caminata Espacial 18 Agosto 2014	Perú	Chasqui 1	Universidad Nacional de Ingeniería	1U	1

ISS Módulo JEM 20 Agosto-5 septiembre	EUA	Flock1B (12 CubeSats)	Planet Labs	3U	12
TOTAL 2014					83
TOTAL 2013-2014					157
TOTAL 2003-2014					234

Tabla 5.7. Proyectos CubeSat puestos en órbita en todo el mundo

La Tabla 5.7 muestra una recopilación de todos los CubeSats puestos en órbita, indicando algunos datos como el país y universidad de procedencia y su tamaño. Así mismo la Tabla 5.8 indica el número de proyectos CubeSat que cada país ha puesto en órbita, siendo Estados Unidos, el país que más ha desarrollado estos proyectos. Las gráficas de la 5.1 a la 5.5 muestran los datos reunidos en la Tabla 5.8.

País	CubeSats	País	CubeSats	País	CubeSats	País	CubeSats
EUA	151	Canadá	2	Vietnam	2	Pakistán	1
Japón	15	Ecuador	2	Argentina	2	Polonia	1
Alemania	9	España	2	Brasil	1	Romania	1
Dinamarca	6	India	2	China	1	Sudáfrica	1
Reino Unido	4	Italia	2	Colombia	1	Ucrania	1
Corea del Sur	3	Lituania	2	Estonia	1		
Holanda	3	Noruega	2	Francia	1		
Perú	3	Rusia	2	Hungría	1		
Singapur	3	Suiza	2	Israel	1		
Bélgica	2	Turquía	2	Iraq	1		

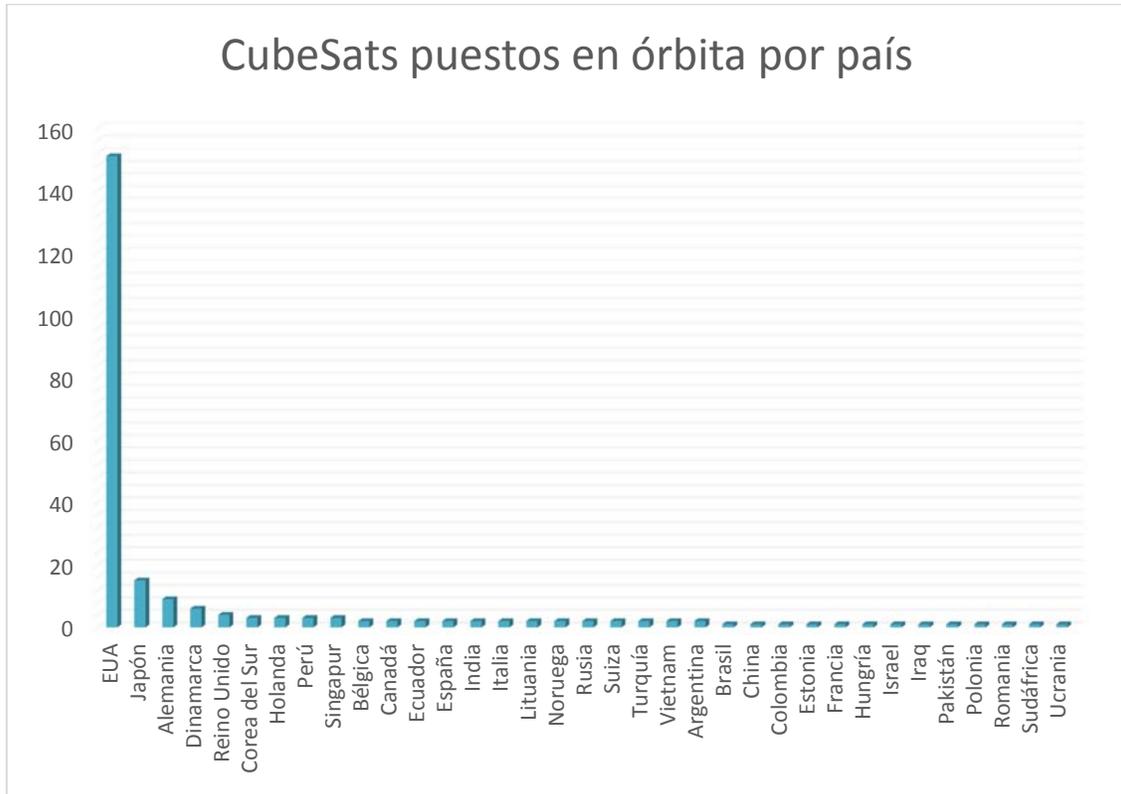
Tabla 5.8.

Proyectos CubeSat puestos en órbita por país

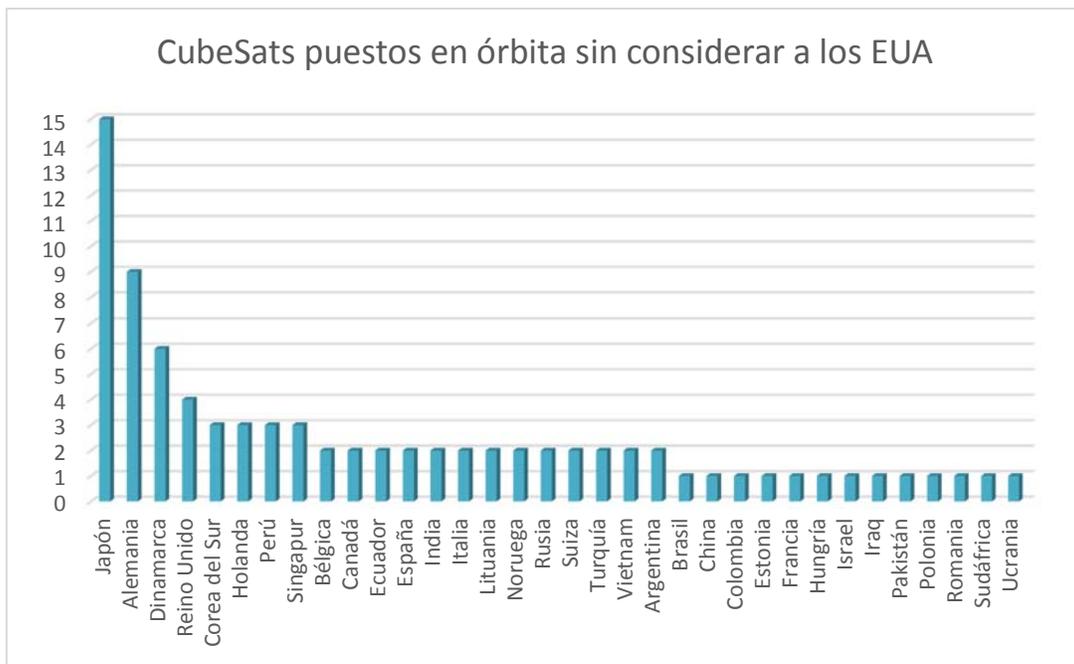


Gráfica 5.1.

Principales países desarrolladores de CubeSats

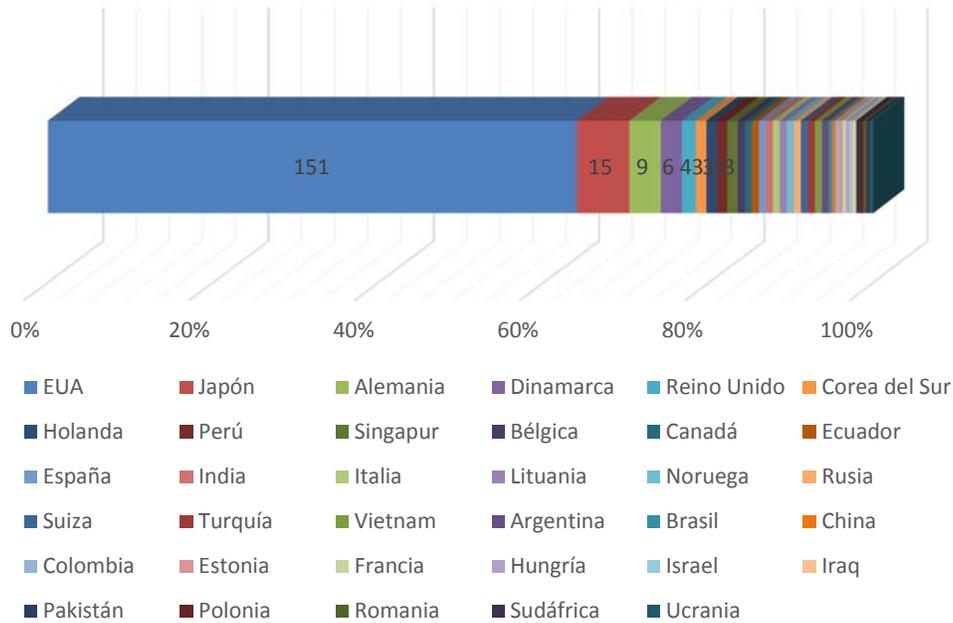


Gráfica 5.2.
Proyectos CubeSat puestos en órbita por país



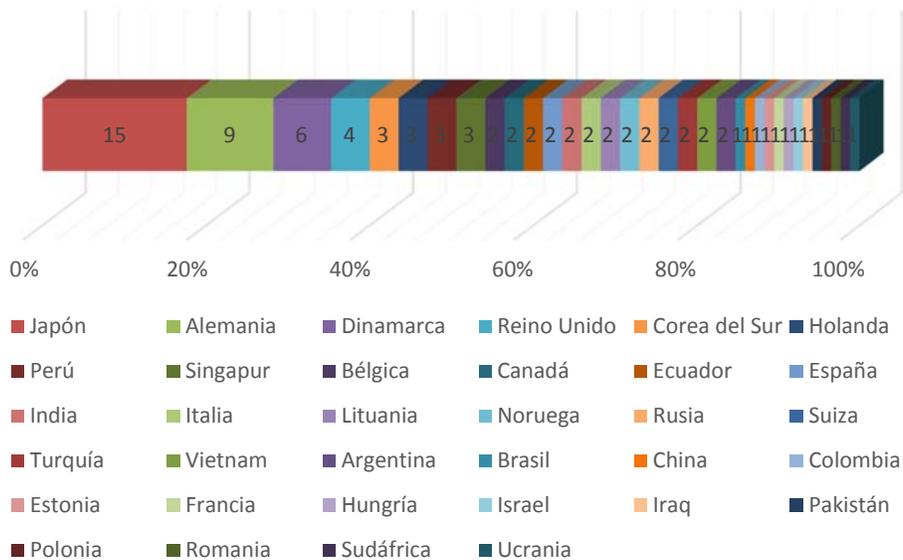
Gráfica 5.3.
Proyectos CubeSat puestos en órbita por país (omitiendo a EUA)

Cantidad de Proyectos Cubesat por país



Gráfica 5.4
Cantidad de CubeSats puestos en órbita por país

Cantidad de Proyectos Cubesat por país (omitiendo EUA)



Gráfica 5.5.
Cantidad de CubeSats puestos en órbita por país (omitiendo EUA)

5.9. PROYECTOS DE CONSTELACIONES CUBESAT

5.9.1. QB50

El proyecto QB50 tiene como misión demostrar la posibilidad de poner en órbita una constelación de 50 CubeSats desarrollados por diferentes universidades alrededor del mundo para investigar las propiedades de la termósfera baja realizando diversas mediciones en esta. Esta iniciativa es liderada por el Instituto Von Karman de Bélgica y es apoyada por el Comité Europeo y la Unión Europea a través del programa europeo Framework Programme 7 [80].

Esta investigación no ha sido realizada debido a los altos costos que representaría el desplegar una constelación de satélites de características industriales además del reducido tiempo de vida que estos deben tener debido a la órbita baja requerida en el proyecto. De hecho, la realización de esta iniciativa sólo puede ser llevada a cabo usando satélites de bajo costo como los CubeSats.

La investigación del proyecto QB50 será realizada en la termósfera baja, a una altura de entre 200 y 380 km. La exploración de esta región había sido realizada por satélites atmosféricos en órbitas elípticas con un perigeo de 200 km y un apogeo de 3000 km, pero solamente realizaban mediciones en zonas muy reducidas durante lapsos de tiempo muy pequeños. En contraste, el proyecto QB50 proveerá mediciones en diferentes puntos de la termósfera durante lapsos de tiempos mucho más grandes.

La constelación QB50 constará de 40 CubeSats de 2U equipados con un conjunto de 3 sensores (espectrómetros de masa, termistores) los cuales llevarán a cabo las mediciones necesarias para cumplir con los objetivos del proyecto. Además, se desplegarán otros 10 satélites de 2U y 3U para demostración tecnológica y científica y para amortiguar riesgos del proyecto. Dentro de los objetivos tecnológicos y científicos de estos 10 satélites se encuentra el estudio del fenómeno aerodinámico de un satélite al reingresar a la atmósfera y la demostración de formaciones de vuelo entre dos CubeSats [81].

Los satélites serán lanzados en un vehículo lanzador Cyclone-4 diseñado por la empresa Yuzhnoe en Ucrania, mientras que los servicios del lanzamiento serán proveídos por la Empresa Alcantara Cyclone Space, fundada por Ucrania y Brasil. La fecha del lanzamiento de la constelación QB50 será en enero del 2016, en una órbita de 380 km de altura y una inclinación de 98°.

Serán lanzados dos satélites precursores con el objetivo de probar los diferentes sensores desarrollados y para amortiguar riesgos en la misión. Ambos satélites son CubeSats de 2U, el QB50p1 y el QB50p2, los cuales llevarán además transpondedores de radio amateur proveídos por el AMSAT, y que serán puestos en órbita de 650 km en junio del 2014 desde Yasny, Rusia en un vehículo lanzador Dnepr [82].

Los diferentes satélites que formarán parte del proyecto QB50 serán desarrollados por diferentes universidades.

La tabla 5.9 presenta una lista de estos satélites [83]:

País	Universidad	CubeSat
Austria	Universidad Tecnológica de Graz	RIOSAT
Austria	Universidad de Ciencias Aplicadas Wiener Neustadt	Pegasus
Australia	Universidad de Adelaide	SUSat
Australia	Universidad de New South Wales	UNSW-EC0
Australia	Universidad de Sydney	INSPIRE-II
Sudáfrica	Universidad Stellebosch	Za-AeroSat
Bélgica	Real Instituto Meteorológico de Bélgica	SIMBA
Bélgica	Observatorio Real de Bélgica	PICASSO
Bélgica	Instituto von Karman	QARMAN
Brasil	Instituto Federal Fluminense	14-BISAT
Canadá	Universidad de York	Yusend-QB50

Canadá	Universidad de Alberta	ExAlta-1
China	Universidad Belhang	BUSAT-1
China	Instituto Tecnológico de Harbin	LilacSat-1
China	Universidad de Ciencia y Tecnología de Nanjing	NJUST-1
China	Universidad Politécnica del Noroeste	Aokiang-1
China	Universidad de Zhejiang	ZJU CubeSat
China	Universidad Nacional de Defensa Tecnológica	NUDTSat
China	Universidad de Shanghai	STU-1
Colombia	Universidad Distrital Francisco José de Caldas	QB-Colombia
República Checa	VZLU	VZLUsat-1
Alemania	TU Dresden	SOMP2
Alemania	Universidad de Ciencias Aplicadas FH Aachen	DragSail-CubeSat
Estonia	Universidad de Tartu	ESTELLE
Egipto	NARSS	Egycubesat-2
España	Universidad Politécnica de Madrid	QBITO
Finlandia	Universidad de Aalto	Aalto-2
Francia	Escuela Politécnica	XcubSat
Francia	Instituto Superior de la Aeronáutica y el Espacio	EntrySat
Francia	Instituto Superior de Ciencias INSSET	SAT IP2
Francia	UPEC	OGMS-SA
Francia	MinesParisTech	SpaceCube
Reino Unido	Universidad de Cranfield	ADSat
Reino Unido	Universidad Colegio Londres	UCLSat
Reino Unido	Universidad de Surrey	InflateSail
Grecia	Universidad Democrática de Thrace	DUTH
Grecia	Universidad de Patras	UPSat
Israel	Laboratorio Espacial de Herziya	Hoopoe
India	Universidad Anna	ANUSAT-2
Italia	Universidad de Roma	URSA MAIOR
Corea	Instituto de Ciencia y Tecnología de Corea	LINK
Corea	Universidad Nacional de Seúl	SNUSAT-1
Lituania	Universidad Vilnius	LituanicaSAT-2
Noruega	Universidad Tecnológica DELF	DELFI-1
Noruega	Universidad Tecnológica DELF	DELFI-2
Portugal	Universidad de Porto	GAMASAT
Romania	Instituto de Ciencias Espaciales	RoBiSAT-1
Romania	Instituto de Ciencias Espaciales	RoBiSAT-2
Rusia	Universidad Aeroespacial Samara	SamSat
Turquía	Universidad Técnica de Estambul	BeEagleSat
Turquía	HAVELSAN	HAVELSAT
Taiwán	Universidad Cheng Kung	PHOENIX
Ucrania	Universidad Técnica de Ucrania	KPI-SAU-1
EUA	Universidad de Colorado Boulder	QBUS-1
EUA	Universidad de Michigan	QBUS-2
EUA	Universidad de Stanford	QBUS-3
EUA	Universidad del Turabo	QBUS-4
Total		57

*Tabla 5.9.
Universidades participantes del proyecto QB50*

5.9.2. HumSat

El proyecto HumSat (Humanitarian Satellite Constellation) es una iniciativa internacional para desarrollar una constelación de satélites CubeSat que proveerá de comunicaciones a áreas donde no existe la infraestructura suficiente para ello. El objetivo principal del proyecto HumSat es conectar a diferentes usuarios con una red de sensores distribuidos alrededor del mundo los cuales serán responsables de recibir y transmitir información de y hacia los satélites de la constelación a través de una interface de radio estandarizada. Los usuarios de la red serán así capaces de monitorear diferentes tipos de parámetros en diferentes zonas del mundo lo cual tendría diferentes aplicaciones enfocadas a la prevención de desastres naturales y al apoyo en caso de que estos sucedan [84].

El proyecto es una iniciativa abierta a la cooperación internacional de diferentes organizaciones que desarrollen nanosatélites o tecnologías que se acoplen a esta red nanosatelital. Es un proyecto iniciado en el 2009 con el apoyo de la ONU, la ESA y la NASA.

Otro de los objetivos es validar el proyecto GENSO (Global Educational Network for Satellite Operations) el cual es una red de estaciones terrenas con fines educativos y de radio amateur interconectadas a través del internet, y el cual será un elemento esencial en la red del HumSat pues a través de este se distribuirá y almacenará la información obtenida por los satélites.

Las instituciones iniciadores del programa son la Universidad de Vigo en España, el Instituto Politécnico de California, la UNAM en México y el CRECTEALC (Centro Regional Educativo de Ciencia y Tecnología para América Latina y el Caribe) [85].

La arquitectura general del proyecto HumSat consiste de los siguientes segmentos [85]:

- Segmento Espacial, compuesto por diversos satélites los cuales serán un sistema de intercomunicación entre los sensores en Tierra, la red GENSO y los usuarios finales. Los satélites de la constelación serán plataformas CubeSat de 1U, 2U y 3U.
- Segmento terrestre, el cual se usará para operar los satélites y para tener comunicación con el segmento de usuario. El segmento terrestre estará basado en la red GENSO y por estaciones terrenas desarrolladas por usuarios adicionales.
- Segmento de usuario, formado por los sensores distribuidos alrededor del mundo y por los dispositivos que permitirán a los usuarios acceder e interactuar con estos sensores y con la red GENSO.

Las aplicaciones principales de esta red serán [86]:

- Facilitar comunicaciones mediante mensajes de texto en misiones de ayuda y rescate, especialmente en regiones donde no hay sistemas de telecomunicaciones disponibles.
- Monitoreo de parámetros relacionados con el clima, tales como parámetros atmosféricos, temperatura y velocidad del viento, parámetros marítimos, temperatura y salinidad del mar, etc.
- Soporte en casos de emergencia, desastres naturales o en áreas sin acceso a las comunicaciones.

El primero de los satélites del proyecto HumSat en ponerse en órbita fue el HumSat-Demo desarrollado por la Universidad de Vigo. Este satélite CubeSat de 1U tenía el objetivo de demostrar las comunicaciones entre los diferentes segmentos que conforman la red HumSat. Para esto se instalaron dos sensores de prueba, uno en Vigo y otro en Brasilia, se validaron las comunicaciones entre los sensores, el satélite y la estación terrena en Vigo. El HumSat-Demo fue lanzado el 21 de Noviembre del 2013 y después de tres de meses en órbita consiguió validar sus diferentes componentes así como el funcionamiento del concepto HumSat [87].

Hasta el momento hay varias universidades involucradas en el proyecto: República Checa, Noruega, Italia, España, Rumania, Reino Unido, EUA, Japón y México son algunos de los países involucrados. Por su parte, México está desarrollando un satélite denominado HumSat-México dentro de nuestra universidad, la UNAM, con base al proyecto SATEDU desarrollado en el Instituto de Ingeniería de la misma [88].

5.9.3. Proyecto Flock-1

El proyecto Flock-1 es el proyecto CubeSat más grande del mundo hasta el momento. Hasta ahora consta de 4 grupos de CubeSats: Flock-1A (28 satélites), Flock1-B (28 CubeSats), Flock1-C (11 CubeSats) y Flock1-D (26 CubeSats) que en conjunto forman una constelación de más de 60 CubeSats de 3U puestos en órbita constituyendo así la constelación nanosatelital más importante de nuestra época. Cada uno de los CubeSats fue diseñado y desarrollado por la compañía estadounidense Planet Labs, fundada en el 2010 por 3 investigadores pertenecientes a la NASA, ubicada en San Francisco. El objetivo de esta gran constelación es realizar observación terrestre de manera amplia y constante y de esta manera poder brindar diversos servicios con base a la visualización permanente de la Tierra [89]. El proyecto Flock-1 puede tomar una imagen de toda la Tierra con imágenes tomadas por los CubeSats durante una semana, sin embargo, los objetivos del proyecto lo llevarán aún más lejos. Actualmente, Planet Labs desarrolla más satélites de este tipo, los cuales serán lanzados en el 2015, y con lo cual se podría tomar una imagen colectiva de toda la Tierra cada día [90]. El total de CubeSats desarrollados por Planet Labs está previsto en un total de 128 CubeSats.

La primera entrega de esta constelación fue realizada en febrero del 2014 cuando se pusieron en órbita los CubeSats del Flock1-A desde la Estación Espacial Internacional. El grupo que constituye al Flock1-C fue puesto en órbita en junio del 2014 mientras que el Flock1-B en agosto y septiembre del mismo año, igualmente desde la EEI.

El Flock1-D de 26 CubeSat estaba previsto para ser lanzado a través de un cohete Antares el 28 de octubre del 2014. Desafortunadamente, en el momento del despegue el cohete explotó destruyendo toda la carga útil que llevaba consigo incluyendo los 26 satélites de Planet Labs y otros 2 CubeSat universitarios.

Este proyecto, realizado gracias a las facilidades y ventajas del estándar CubeSat, demuestra la viabilidad y capacidades de los proyectos nanosatelitales, al realizar misiones con excelentes resultados con satélites mucho más económicos que los grandes y costosos satélites utilizados originalmente en estas aplicaciones [90]. La comparación directa en este caso es el programa LandSat para la observación terrestre, el cual fue iniciado en 1972. Hasta el día de hoy se han lanzado 8 satélites LandSat, el último de esta serie es el LandSat 8 con una masa de 2780 kg lanzado en febrero del 2013. Este satélite tiene la capacidad de tomar 400 imágenes de la superficie terrestre cada día, cada imagen abarca 185 x 185 km de superficie lo cual resulta en un área de 13,690,000 km²/día [91]. Lo cual significa que el LandSat 8 necesitaría de 37 días para poder cubrir toda el área terrestre. Es decir, el proyecto CubeSat flock-1 tendrá importantes beneficios prácticos y económicos sobre proyectos satelitales de gran envergadura como el LandSat.

Planet Labs comenzó su actividad espacial con el desarrollo de 4 satélites previos al proyecto Flock-1. Estos satélites fueron los CubeSats Dove-1, Dove-2, Dove-3 y Dove-4, todos lanzados en el 2013. Todos los satélites Dove son de 3U y el lanzamiento previo de los primeros CubeSats Dove permitió a Planet Labs mejorar y reducir costos y tiempos en el desarrollo de los satélites del proyecto Flock.

El grupo de satélites del Flock-1 fue lanzado el 9 de enero del 2014 en el vehículo lanzador Antares-120 desde la Isla de Wallops, junto con otros 5 satélites CubeSat los cuales arribarían a la Estación Espacial Internacional el 12 de enero del 2014 desde donde fueron puestos en órbita con ayuda del sistema desplegador J-SSOD en grupos de 4 CubeSats por día. La puesta en órbita de todos los satélites pertenecientes al Flock-1 comenzó el 11 de febrero y terminó el 28 del mismo mes, dejándolos a una altura orbital de 400 km con una inclinación de 51.6° [92].

Las aplicaciones principales de esta constelación son la identificación de zonas de desastre, mejoramiento de zonas dedicadas a la agricultura, medidas de protección ambiental, monitoreo de

deforestación, monitoreo de los glaciares polares, monitoreo de zonas industriales, diseño de mapas, actividades logísticas, etc [93].

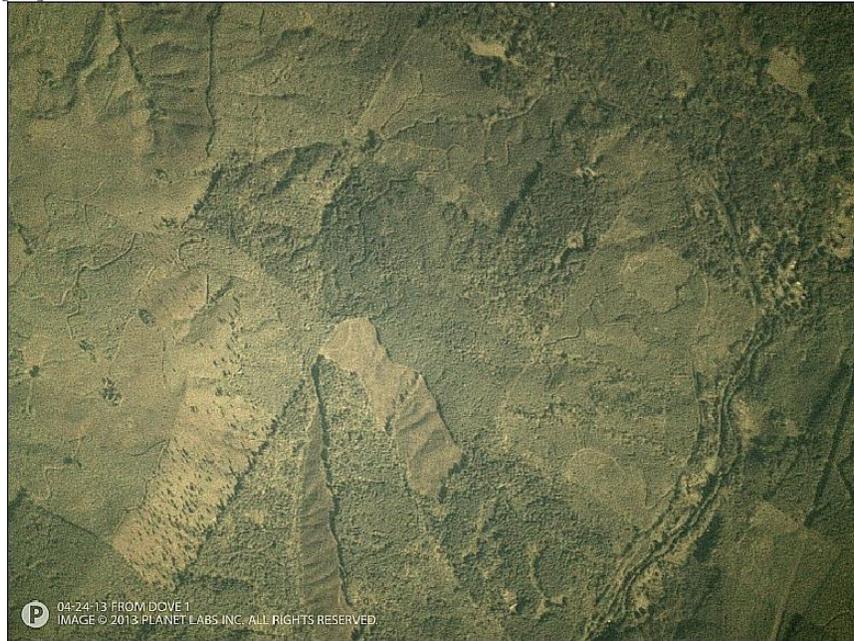


Imagen 5.6.
Imagen tomada por el Dove-1 en abril del 2013



Imagen 5.7.
CubeSats pertenecientes al proyecto Flock-1

CAPÍTULO 6. PRINCIPALES PROVEEDORES DE SUBSISTEMAS, PLATAFORMAS Y LANZAMIENTOS PARA PROYECTOS CUBESAT DE 1U

Como ya se ha mencionado a lo largo de los capítulos anteriores, comparados a las tradicionales misiones satelitales multimillonarias, los proyectos CubeSat tienen el gran potencial de brindar una experiencia educativa a sus participantes y de implementar práctica y satisfactoriamente misiones relacionadas con la ciencia, la industria, el desarrollo tecnológico y, actualmente, otras áreas como el arte, a un mucho menor costo.

Los experimentos con CubeSats son usualmente nuevos y únicos y su periodo de realización va de los 9 a los 24 meses. Además cuentan con la ventaja de que, al ser de un tamaño y peso estandarizado, puede hacerse un mayor enfoque en el desarrollo y obtención de las metas específicas del satélite, dadas por la carga útil, pues es posible conseguir la estructura y demás subsistemas en kits o plataformas que son provistos por diferentes empresas aeroespaciales, permitiendo ahorrar tanto tiempo como dinero.

Gracias a estas ventajas, estos tipos de proyectos son cada vez más conocidos y numerosos, permitiendo que diferentes empresas y proveedores inviertan más tiempo y tecnología en mejorar los modos de desarrollo y fabricación de un satélite CubeSat. Por consiguiente, las alternativas para el desarrollo y puesta en órbita de un CubeSat se han vuelto cada vez más amplias y diversas, así como variables en precio. Cada alternativa va ligada al tipo de proyecto y objetivo que se quiere alcanzar, y es por eso que es importante brindar toda la información necesaria para poder tomar la mejor opción ante determinada finalidad. Haciendo esto, dentro de un entorno universitario, se podrán desarrollar múltiples proyectos de manera rápida y económica y, al mismo tiempo, se les dará a los estudiantes involucrados en ellos una gran experiencia y formación académica, permitiendo que cuenten con mayores conocimientos y ventajas al momento de enfrentarse a la dinámica laboral de un profesionista o de un empresario enfocado al sector satelital. Todo esto sin olvidar el desarrollo de diversos experimentos e investigaciones que, de no ser por las ventajas de los CubeSats, no podrían llevarse a cabo en un entorno espacial.

Las empresas dedicadas a proveer tanto subsistemas y plataformas CubeSat como opciones de lanzamiento son cada día más numerosas partiendo del hecho de que estas empresas, en muchos casos, tienen como base equipos de trabajo que previamente han desarrollado CubeSats dentro de alguna universidad, es decir, son empresas spin off, cada una con una diversa gama de productos, servicios y experiencias enfocada al desarrollo de proyectos CubeSat de 1U, 2U y 3U, y en algunos casos 6U o más. Este surgimiento constante de empresas proveedoras abre el mercado y las posibilidades de desarrollo de este tipo de proyectos haciendo importante y necesaria la realización de un análisis de los productos, subsistemas, plataformas y opciones de lanzamiento que ofrecen, considerando principalmente las características técnicas y físicas principales así como su costo con el objetivo de generar una solución adecuada y viable dentro del desarrollo de un proyecto CubeSat universitario.

Al haber múltiples opciones de proveedores de componentes y alternativas de lanzamiento en torno a los proyectos con CubeSats, poder elegir la opción más conveniente para determinado proyecto no resulta del todo obvio. Es por eso que se busca reunir de un modo enfocado y práctico la información disponible en relación a estas alternativas para facilitar la toma de decisiones y la adopción de determinada opción y, de esta manera, ampliar o promover el desarrollo de proyectos con CubeSats en las universidades con poca o nula experiencia en el ámbito satelital, en especial en la UNAM.

Considerando que el contexto en el cual trabajaremos es el de una universidad sin desarrollos satelitales CubeSat anteriores y sin una cultura satelital sólidamente arraigada dentro de sus aulas e instalaciones, y cuyo principal objetivo es la difusión teórica y práctica de la tecnología satelital hacia su comunidad estudiantil, nos enfocaremos al estudio de alternativas para desarrollar proyectos CubeSat de 1U, pues estos representan el punto de partida en el desarrollo tecnológico satelital con lo cual se establecerán las bases, procedimientos, recursos, instalaciones y conocimientos para realizar proyectos satelitales más grandes en un futuro cercano.

De esta forma, a lo largo de este capítulo, se describirán algunas de las modalidades empleadas en el desarrollo de CubeSats, por adquisición de subsistemas y por adquisición de plataformas, se mencionarán los principales proveedores de componentes CubeSat existentes en el mercado y se realizará una recopilación de datos de las diversas alternativas de productos ofrecidas por estas empresas con el fin de reconocer la mejor solución en el momento de comenzar a desarrollar un CubeSat de 1U.

Finalmente, se mencionarán los principales proveedores de servicios de lanzamiento y se darán a conocer los principales programas impulsados por el gobierno de otros países utilizados para poder poner en órbita sus proyectos nanosatelitales.

6.1. PRINCIPALES PROVEEDORES DE SUBSISTEMAS Y PLATAFORMAS PARA CUBESATS DE 1U

Hasta el día de hoy (enero 2015), se han puesto en órbita poco más de 230 satélites CubeSat, mientras que muchos más están en desarrollo o esperando la oportunidad de ser lanzados próximamente. Desde la concepción del estándar CubeSat la manera de diseñar y desarrollar estos proyectos se basó en la utilización de componentes COTS, en la elaboración de algunos componentes característicos de la misión por parte del propio desarrollador y en la adquisición de componentes, como las estructuras y las computadoras de a bordo, a través de un proveedor pionero en esta tecnología, Pumpkin Inc. por ejemplo. Posteriormente, conforme el impacto del estándar CubeSat fue evolucionando en las universidades y en la industria, se generaron empresas capaces de ofrecer soluciones diversas en torno a estos desarrollos, siendo posible adquirir uno o varios de los subsistemas satelitales o hasta una plataforma satelital que contemple una solución completa, lista para ser acondicionada respecto a los objetivos de la misión satelital en desarrollo.

Dicho lo anterior, podemos puntualizar dos esquemas de desarrollo que van a ser de nuestro interés. Un esquema basado en la adquisición de los subsistemas satelitales por separado con uno o varios proveedores y otro esquema basado en la adquisición de plataformas o kits satelitales con un solo proveedor y complementado con algunos componentes adquiridos con otros proveedores o desarrollados dentro de una universidad o institución.

Independientemente del esquema de desarrollo que se vaya a utilizar, elaborar un satélite pequeño y “sencillo” como un CubeSat, incluso con un kit listo para armar es un proyecto que requiere de diversas e importantes consideraciones previas, de un plan de trabajo bien estructurado, del conocimiento de todos los pasos que se llevarán a cabo desde el planteamiento de la idea de construir un satélite hasta estar operándolo mediante una estación terrena una vez que ha llegado al espacio, y, sobre todo, se requiere que el desarrollador este plenamente consciente de que, pese a las apariencias, este pequeño satélite representa un enorme reto que para cumplirse necesitará de todo el ingenio y destrezas, capacidades de diseño y habilidades del equipo de trabajo que estará realizándolo. Y sí, ciertamente, si no se cuenta con experiencia previa, la mayoría de los requisitos y puntos necesarios para tener éxito en su construcción se irán aprendiendo sobre la marcha y es que para eso se diseñó este estándar. Para brindar una primera experiencia en el desarrollo de proyectos espaciales a los futuros ingenieros aeroespaciales, y para ser primerizo se requiere ser inexperto.

Pero, el no tener experiencia no significa no estar preparado. Y es por eso que este trabajo plantea las consideraciones básicas que se deben de tener en mente para emprender un proyecto de este tipo. Y uno de los pasos más importantes previos a comenzar el proyecto es saber cuánto costará hacerlo. De ahí que se ha planteado la tarea de investigar las diferentes alternativas que se pueden utilizar para desarrollar un proyecto CubeSat de 1U, qué proveedores venden qué y a qué precio y con qué características, en el caso de los kit, qué contiene cada uno y qué elementos hacen falta para poder desarrollar un modelo de vuelo. Para esto se han desarrollado una serie de tablas con información de los proveedores más importantes y activos en la actualidad esperando que sirva como un buen punto de partida para aquellos estudiantes y personas con la intención de adentrarse en el desarrollo de un CubeSat, facilitándoles la búsqueda de componentes e incrementando las posibilidades de que una universidad pueda considerar el desafío de la construcción de un proyecto satelital como una oportunidad viable y al alcance de sus capacidades.

6.1.1. Reseña de los principales proveedores CubeSat

A continuación se hará una breve reseña histórica y descriptiva de las principales empresas proveedoras de subsistemas y plataformas CubeSat y se mencionarán los productos que cada una de ellas ofrece en torno al desarrollo de estos proyectos.

6.1.1.1. ISIS (cubesatshop.com)



Imagen 6.1.
Página web de ISIS

ISIS (Innovative Solutions in Space, Soluciones Innovadoras en el Espacio) es una empresa holandesa fundada en enero del 2006 por un grupo de jóvenes involucrados con el proyecto CubeSat Delfi-C³ de la Universidad Tecnológica de Delft. Está enfocada en proveer diferentes productos, servicios y soluciones a proyectos nanosatelitales, especialmente a proyectos CubeSat. En este aspecto, uno de los ejes principales de ISIS es su tienda de productos CubeSat conocida como cubesatshop, la cual provee una variedad de componentes y complementos para desarrollar satélites CubeSat, tanto propios como de otros proveedores, desde estructuras de aluminio, baterías y transceivers hasta plataformas completas, cámaras, simuladores educativos y dispositivos similares al P-POD desarrollados por la propia empresa. Otro de los ejes principales de ISIS es su servicio de lanzamiento y puesta en órbita de CubeSats. ISIS se encarga de proveer pruebas de verificación y validación previas al lanzamiento así como de la coordinación de los mismos. Ha estado involucrada en 4 lanzamientos, llevando así al espacio a más de 20 CubeSats.

Tiene presencia en América Latina, específicamente en Brasil, donde se relaciona con la primera misión CubeSat de Brasil, el NanosatC-BR. Es a partir de este momento cuando ISIS establece una segunda base de operaciones dentro de Brasil con el fin de brindar servicios de manera más fácil a desarrolladores americanos. De igual manera, ISIS se relacionó con los proyectos NEE-01 Pegaso y NEE-02 KRYSAOR de Ecuador y los CUBEBUG-1 y 2 de Argentina al coordinar los servicios de su lanzamiento [1].

En la Tabla 6.1 mostramos un listado de alguno de los productos ofrecidos por ISIS dentro de su tienda virtual cubesatshop:

Subsistema	Producto
Estructura	Estructuras de 1U, 1.5U, 2U, 3U y 6U
Energía Eléctrica	Baterías y celdas solares
Comunicaciones	Transceivers full-duplex y half-duplex (VHF y UHF) Transmisores banda S Antenas
Control de posición	Magnetorques Sensores de sol Magnetómetros Ruedas de inercia
Propulsión	Sistema de micropropulsión
Otros	Servicios de lanzamiento Adaptadores de lanzamiento (ISIPOD) Cámaras Kit de entrenamiento CubeSat Kit de estación terrena Satélite de entrenamiento EyaSat

Tabla 6.1.
Productos ofrecidos por ISIS

6.1.1.2. Clyde Space



Imagen 6.2.
Portal web de Clyde Space

Clyde Space es una empresa escocesa fundada en el 2005 dedicada a proveer componentes y servicios nanosatelitales. La empresa está enfocada a la venta de componentes CubeSat desarrollados por ella misma, principalmente subsistemas de potencia, baterías, paneles solares y sistemas de control de actitud. De hecho, las celdas solares es uno de los productos con más demanda dentro del mercado de Clyde Space, incluso en proyectos satelitales de más de 50kg.

A partir del 2010, junto con la Agencia Espacial del Reino Unido (UKSA, United Kingdom Space Agency) y la Universidad de Strathclyde, desarrolló un CubeSat de 3U llamado UKube-1 el cual fue puesto en órbita en julio del 2014. El satélite está compuesto por diversos componentes proveídos por diferentes empresas como ISIS, GomSpace y Pumpkin, además de la propia Clyde Space la cual

UNAM-FI

proveyó el subsistema de potencia: paneles solares, baterías, reguladores de voltaje y corriente; así como el subsistema de control de actitud constituido por magnetorques, giroscopios, acelerómetros y magnetómetros [2].



Imagen 6.3.
UKube-1

Clyde Space ofrece una gran gama de productos para los diferentes subsistemas de un satélite, además de dispositivos de desorbitamiento, estaciones terrenas, entre otros. En la Tabla 6.2 enlistamos los diferentes productos que ofrece Clyde Space [3]:

Subsistema	Producto
Estructura	Estructuras Pumpkin sólidas y ranuradas de 0.5U, 1U, 1.5U, 2U, y 3U
Energía Eléctrica	Baterías, celdas solares, módulos de distribución de potencia, módulos desplegables de paneles solares
Comunicaciones	Transceivers half-duplex (VHF y UHF) Transmisores banda S Antenas banda S Convertidores banda S a L
Control de posición	Magnetorques Sensores de sol Magnetómetros Ruedas de inercia Módulos de Control de posición
Propulsión	Sistema de micropropulsión por plasma
Computadora Principal	Computadoras y procesadores Pumpkin
Otros	Accesorios Remove Before Flight Dispositivos de desorbitamiento Software Conectores Tarjetas de integración y de simulación Estaciones terrenas

Tabla 6.2.
Productos ofrecidos por Clyde Space

6.1.1.3. Sequoia Space



Imagen 6.4.
Portal web de Sequoia Space

Sequoia Space es la primera empresa de desarrollo espacial en Colombia establecida el 4 de octubre del 2007 en Bogotá por ingenieros colombianos que contaban con experiencia en el desarrollo de misiones satelitales, particularmente siendo parte del equipo de desarrollo del primer CubeSat latinoamericano: el Libertad 1, de la Universidad Sergio Arboleda que se puso en órbita en abril del 2007 desde Kazajistán. Sequoia nace con el objeto de desarrollar tecnología aeroespacial en Latinoamérica para el mercado global y actualmente se concentra en el desarrollo de misiones espaciales basadas en el estándar CubeSat, incluyendo consultoría, entrenamiento y distribución de hardware diseñado y construido en Colombia para los subsistemas de comunicaciones, control de orientación y energía y sistemas de hardware para entrenamiento de los desarrolladores [4].

Dentro de los servicios proveídos por Sequoia encontramos:

- Venta de componentes y plataformas satelitales
- Análisis y diseño de misiones satelitales
- Desarrollo de software para estaciones terrenas
- Transferencia tecnológica y entrenamiento
- Diseño de cuartos limpios
- Administración referente al lanzamiento y puesta en órbita de los satélites
- Sistemas suborbitales

En la actualidad Sequoia Space tiene diversos clientes en Colombia, Perú, Chile y Ecuador, uno de sus laboratorios está en Bogotá y desde ahí se está convirtiendo en líder en producción y desarrollo espacial en América Latina.

Entre los proyectos en los que ha trabajado destaca el desarrollo del CubeSat de 1U UAPSAT de la Universidad Alas Peruanas puesto exitosamente en órbita desde la ISS a principios del 2014. En este, Sequoia proveyó diversos componentes para su fabricación como las antenas de comunicaciones y los paneles solares. De igual manera desarrolló varios sistemas del satélite incluyendo el diseño de la estación terrena y un cuarto limpio.

Uno de los proyectos en los que la empresa trabaja actualmente es el desarrollo en conjunto con la Fuerza Aérea Colombiana del FACSAT 1, un nanosatélite de 10 kg que se prevé será puesto en órbita durante el 2015 el cual tendrá una cámara para tomar fotografías que servirán como soporte en el monitoreo del clima. Es un proyecto que busca desarrollar una serie de satélites para Colombia lo cual establecerá las bases para generar un impulso en el desarrollo satelital colombiano que hasta el momento es prácticamente nulo. Además,

UNAM-FI

Sequoia colabora con otras instituciones como la Universidad Sergio de Arboleda (Libertad 2), la Universidad Distrital Francisco José de Caldas, la Universidad de Chile (Suchai) y la Escuela Superior Politécnica del Ejército de Ecuador [5].

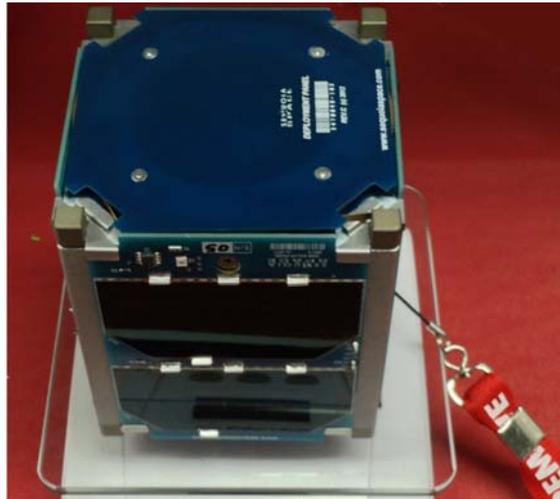


Imagen 6.5.
UAPSAT-1

Cabe destacar que Sequoia es una compañía que brinda apoyo y seguimiento desde las primeras etapas del proyecto satelital en el cual están trabajando hasta sus últimas fases. Son una empresa que brinda todos los servicios necesarios para diseñar, desarrollar, poner en órbita y operar un CubeSat basándose en el diseño y análisis de misiones satelitales lo cual implica la aplicación de conceptos tales como Ingeniería Conceptual, Ingeniería Básica e Ingeniería Detallada [6].

En la Tabla 6.3 podemos visualizar los componentes y servicios que pueden ser adquiridos en Sequoia Space:

Subsistema	Producto
Estructura	Estructuras 1U,2U,3U,6U y 12U
Energía Eléctrica	Paneles solares
Comunicaciones	-Sistema de despliegue de antenas monopolo UHF/VHF -Transceiver VHF/UHF
Control de posición	-Sistemas de control de actitud integrados en módulos de 0.5U y 1U
Propulsión	No disponible
Computadora Principal	-Computadora Tyvak procesador Atmel AT91SAM9G20
Otros	-Cargas útiles (Cámaras, sensores remotos, sistemas producidos bajo diseño) -Estaciones terrenas VHF/UHF/S -Servicios de diseño de la misión satelital -Administración del servicio de lanzamiento -Sistemas suborbitales con diversos sensores -Misiones satelitales completas (1U, 3U, 6U y 12U)

Tabla 6.3.
Productos ofrecidos por Sequoia

6.1.1.4. GomSpace

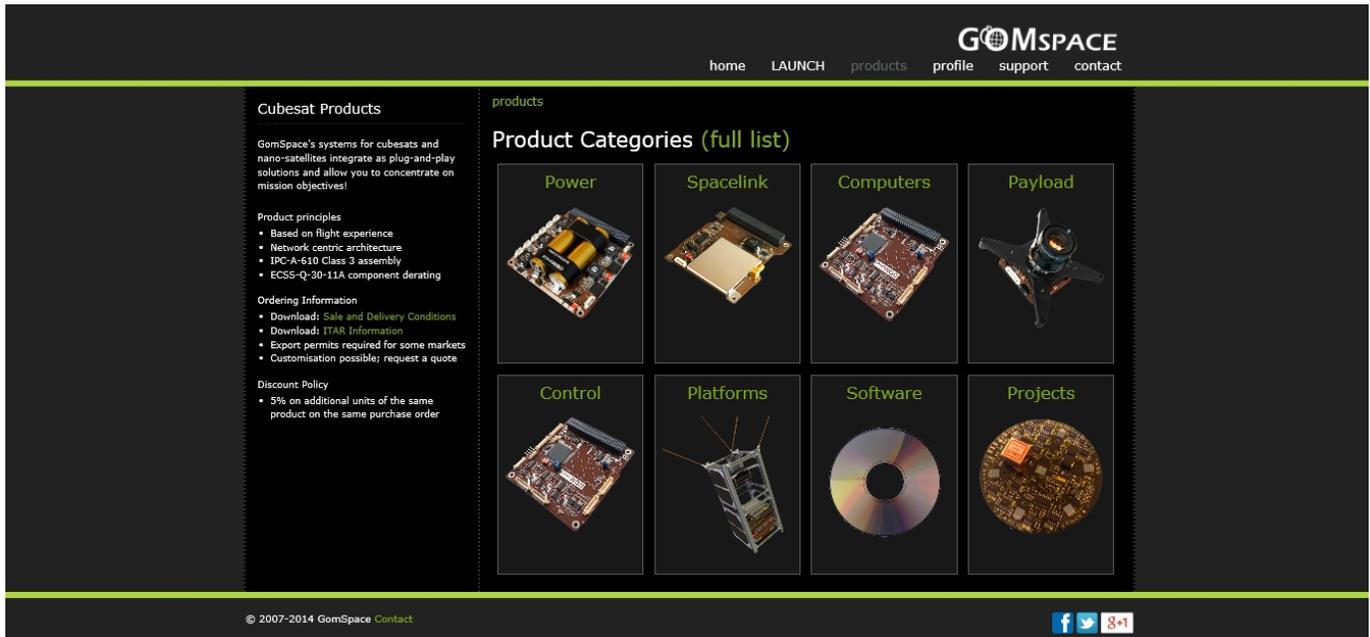


Imagen 6.6.
Portal web de GomSpace

GomSpace es una compañía creada en el 2007 basada en la experiencia de tres estudiantes de la Universidad de Aalborg en Dinamarca. Estos estudiantes fueron el motor de diferentes proyectos satelitales, entre ellos el primer CubeSat europeo: el AAUSAT-I el cual fue puesto en órbita en junio del 2003, y posteriormente los proyectos AAUSAT-II, SSETI-Express y el Baumanetz [7].

De esta forma, GomSpace se ha convertido en una empresa con experiencia en la integración de soluciones para proyectos nanosatelitales, basándose en el desarrollo de componentes electrónicos y diversos software con el objetivo de minimizar los costos y aumentar la efectividad de sus soluciones.

En noviembre del 2013 GomSpace lanzó el GOMX-1, un CubeSat de 2U que desarrolló en conjunto con la Universidad de Aalborg con finalidades de observación terrestre y pruebas con diversos software de comunicaciones. Este CubeSat fue hecho con base a una plataforma que GomSpace desarrolló y que actualmente comercializa. En este punto GomSpace funge como una compañía proveedora de componentes CubeSat que ella misma, en la mayoría de los casos, fabrica y desarrolla [8].

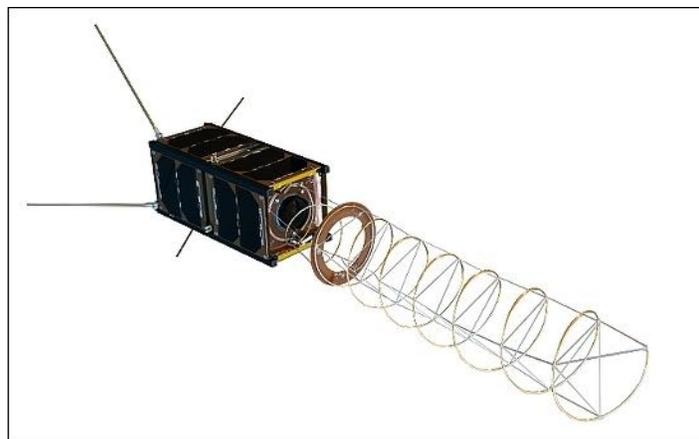


Imagen 6.7.
GOMX-1

La Tabla 6.4 muestra de manera general los componentes que pueden adquirirse en GomSpace:

Subsistema	Producto
Estructura	No disponible
Energía Eléctrica	Módulos de administración de potencia, baterías, paneles solares (AzurSpace), interfaces Remove-Before-Flight
Comunicaciones	Transectores UHF, arreglo de antenas monopolo 400-480MHz,
Control de posición	Paneles solares (magnetorques, sensores de sol, giroscopios), Computadora de a bordo (Sensores de sol, giroscopios, magnetómetros), módulo de control de altitud
Propulsión	No disponible
Computadora Principal	Computadora A712D (procesador ARM7), Módulo de interfaces
Otros	TNC para estación terrena (modem MSK, ruteador CSP) Cámara 3MP CMOS Software (CSP, Telemetría y comando y Control de actitud) Plataformas Cubesat 1U a 3U Plataforma 2U compatible con QB50

Tabla 6.4.
Productos ofrecidos por GomSpace

6.1.1.5. Pumpkin

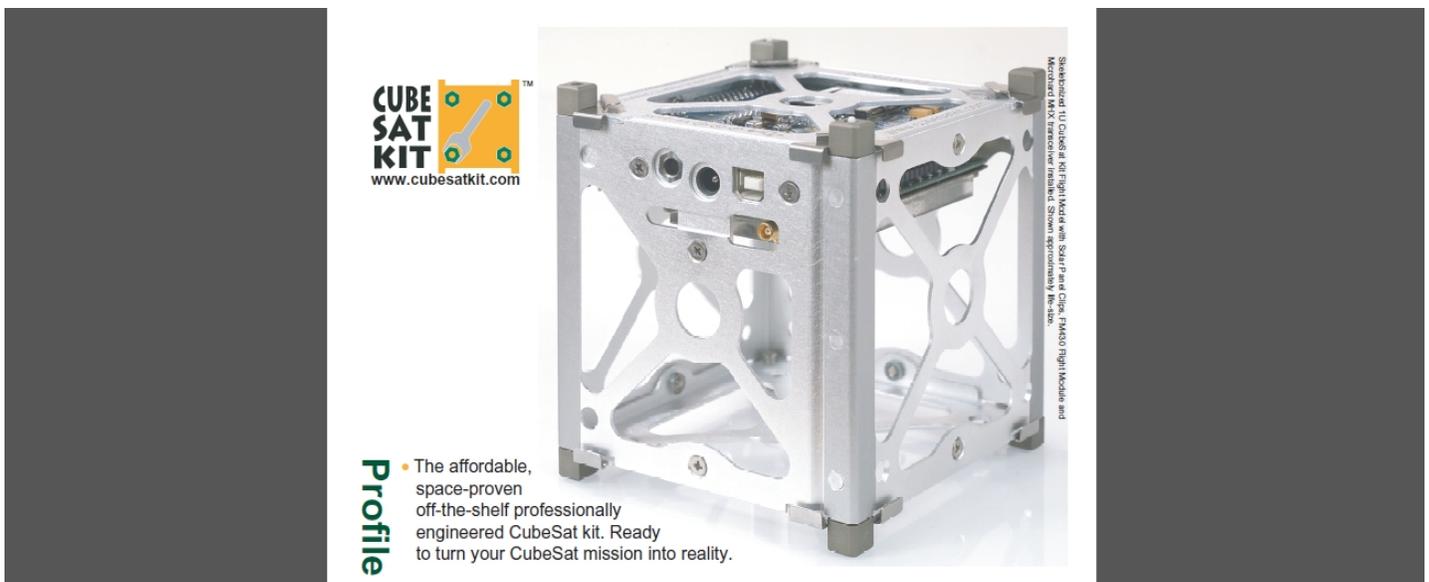


Imagen 6.8.
Portal web de CubeSatKit

Pumpkin es una compañía estadounidense creada en 1995 que en un principio se enfocó en desarrollar electrónica y software aplicado en autos de carreras pero que más tarde, en 1998, desarrolla un software para microcontroladores llamado Salvo el cual comienza a difundir en diferentes universidades, como la Universidad de Stanford y la de Santa Clara, demostrando su utilidad en misiones microsatelitales. Con el origen del concepto CubeSat, Pumpkin decide convertirse en un distribuidor de kits satelitales basados en su software Salvo en conjunto con diversos componentes COTS creando su marca CubeSatKit la cual se dedica a distribuir diferentes componentes de proyectos CubeSat [9] .

Desde sus inicios, CubeSatKit ha sido parte de más de 20 proyectos CubeSat aportando desde sistemas estructurales hasta kits completos [10].

La Tabla 6.5 muestra algunos de los componentes que pueden ser adquiridos en CubeSatKit:

Subsistema	Producto
Estructura	Sólida o ranurada (0.5 U, 1U, 1.5U, 2U y 3U)
Energía Eléctrica	Módulos de potencia, paneles solares
Comunicaciones	Transceptores Microhard
Control de posición	Módulos de control de posición (MAI-100, 200, 400)
Propulsión	No disponible
Computadora Principal	Computadoras (MSP430, C8051, PIC24, dsPIC33) Sistemas Operativos Salvo
Otros	Módulo GPS, RBF pin, consultorías, cámaras, plataformas satelitales de 3U, cámaras de vacío

Tabla 6.5.
Productos ofrecidos por CubeSatKit

6.1.1.6. Tyvak



SERVICES PRODUCTS SUPPORT ABOUT US



Imagen 6.9.
Portal web de Tyvak

Tyvak es una empresa norteamericana fundada en el 2011 por el Dr. Jordi Puig-Suari con el objetivo de facilitar y hacer más dinámica la interacción entre los desarrolladores de proyectos CubeSat y las empresas lanzadoras. Suministra componentes y servicios de proyectos nanosatelitales y de proyectos CubeSat para desarrollos tanto gubernamentales como comerciales [11].

La empresa se enfoca principalmente en los siguientes puntos:

- Desarrollo e investigación de productos CubeSat
- Consultoría para diseño de misiones
- Servicios de integración previos al lanzamiento

UNAM-FI

- Diseño de componentes electrónicos de potencia
- Desarrollo de componentes de control y determinación de actitud
- Manejo de multiprocesadores basados en Linux

Tyvak posee una vasta experiencia dentro del sector nanosatelital pues el personal que lo compone ha participado en diferentes proyectos y lanzamientos CubeSat; más de 15 CubeSats y 9 campañas de lanzamiento en los Estados Unidos y Rusia suman entre todos.

El 19 de Junio del 2014 fueron lanzados más de 30 satélites en un vehículo lanzador Dnepr desde Yasni, Rusia de los cuales 4 satélites fueron desarrollados por Tyvak en colaboración con Cal Poly y GAUSS. Estos satélites son el UniSat-6, LEMUR-1, ANTELSAT y AeroCube-6 [12].

En la Tabla 6.6 se nombran los productos que pueden ser adquiridos en Tyvak [13]:

Subsistema	Producto
Estructura	(1U, 1.5U, 2U y 3U)
Energía Eléctrica	Módulo de baterías (2 baterías Li-ion 3000mAh)
Comunicaciones	Radio UHF (400-470 MHz y 800-940MHz) Antena Monopolo desplegable Antenas dipolo desplegadas
Control de posición	Magnetómetros, giroscopios y acelerómetros (en la computadora de a bordo)
Propulsión	No disponible
Computadora Principal	Linux con control de ADCS
Otros	Plataformas CubeSat 1U, 1.5U, 2U y 3U RBF pin Software de telemetría y comunicaciones

Tabla 6.6.
Productos ofrecidos por Tyvak

6.1.1.7. Interorbital Systems



Imagen 6.10.
Portal web de Interorbital Systems

Interorbital Systems (IOS) es una compañía dedicada a desarrollar satélites y cohetes fundada en 1996 por Roderick y por Randa Milliron. La compañía está localizada en el desierto de Mojave, California, en donde desarrollan tecnología satelital y un par de prototipos de cohetes pequeños capaces de llevar una carga de hasta 30 kg a órbita polar de 310 km. Interorbital ha apostado por el desarrollo de estos prototipos de cohetes pequeños, con los cuales podría brindar los precios más económicos de lanzamiento en el mercado sin embargo es un proyecto que aún no logran concretar. Una de las estrategias es situar su puerto espacial en la Isla de Tonga, con lo cual eliminarían el pago de impuestos y el precio de lanzamiento se reduciría en varios miles de dólares.

IOS brinda TubeSats y CubeSats kits con lanzamiento orbital incluido por un precio sumamente accesible (12,500 USD / kg) comparado con otros servicios de lanzamientos sin embargo se ha convertido en un proyecto atractivo sin fecha de inauguración.

Sus CubeSat kit de 1U, 2U y 3U parecen ser una plataforma básica y muy económica para desarrollar un proyecto satelital lo cual hace un diferencial importante dentro del mercado. Desafortunadamente no ha habido ningún proyecto CubeSat desarrollado con esta plataforma por lo que aún no pueden garantizar el funcionamiento de sus productos [14].

La Tabla 6.7 enlista los productos que pueden ser adquiridos en IOS:

Subsistema	Producto
Kit CubeSat	Estructura, PCBs, Transciver, Baterías, Celdas solares, Control de Potencia, Microprocesador, Antenas
Kit TubeSat	Estructura, PCBs, Transciver, Baterías, Celdas solares, Control de Potencia, Microprocesador, Antenas
Otros	Servicios de lanzamiento en órbita polar 310 km

Tabla 6.7.
Productos ofrecidos por Interorbital Systems

6.2. ANÁLISIS DE ADQUISICIÓN POR SUBSISTEMA

En este subcapítulo se hará una recopilación de los subsistemas suministrados por las diferentes empresas antes mencionadas. Se listarán las principales características de cada uno de los subsistemas así como su masa y su precio. De igual forma se utilizarán tablas y gráficas para facilitar el manejo de datos y finalmente se realizarán un par de gráficas en donde se podrán observar los promedios de precio y masa de cada subsistema.

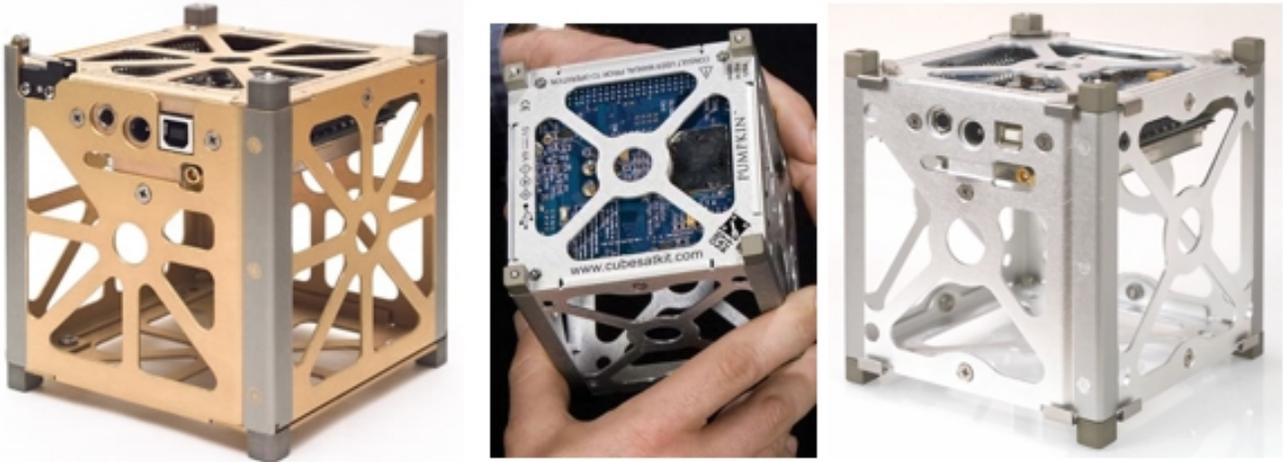
Cada una de las tablas maneja los siguientes valores de cambio:

Euro=17.0516813 **MXN**=17.05MXN (Promedio 12 septiembre-14 noviembre 2014) [15]

Dólar=13.4498127 **MXN**= 13.45MXN ((Promedio 12 septiembre-14 noviembre 2014) [16]

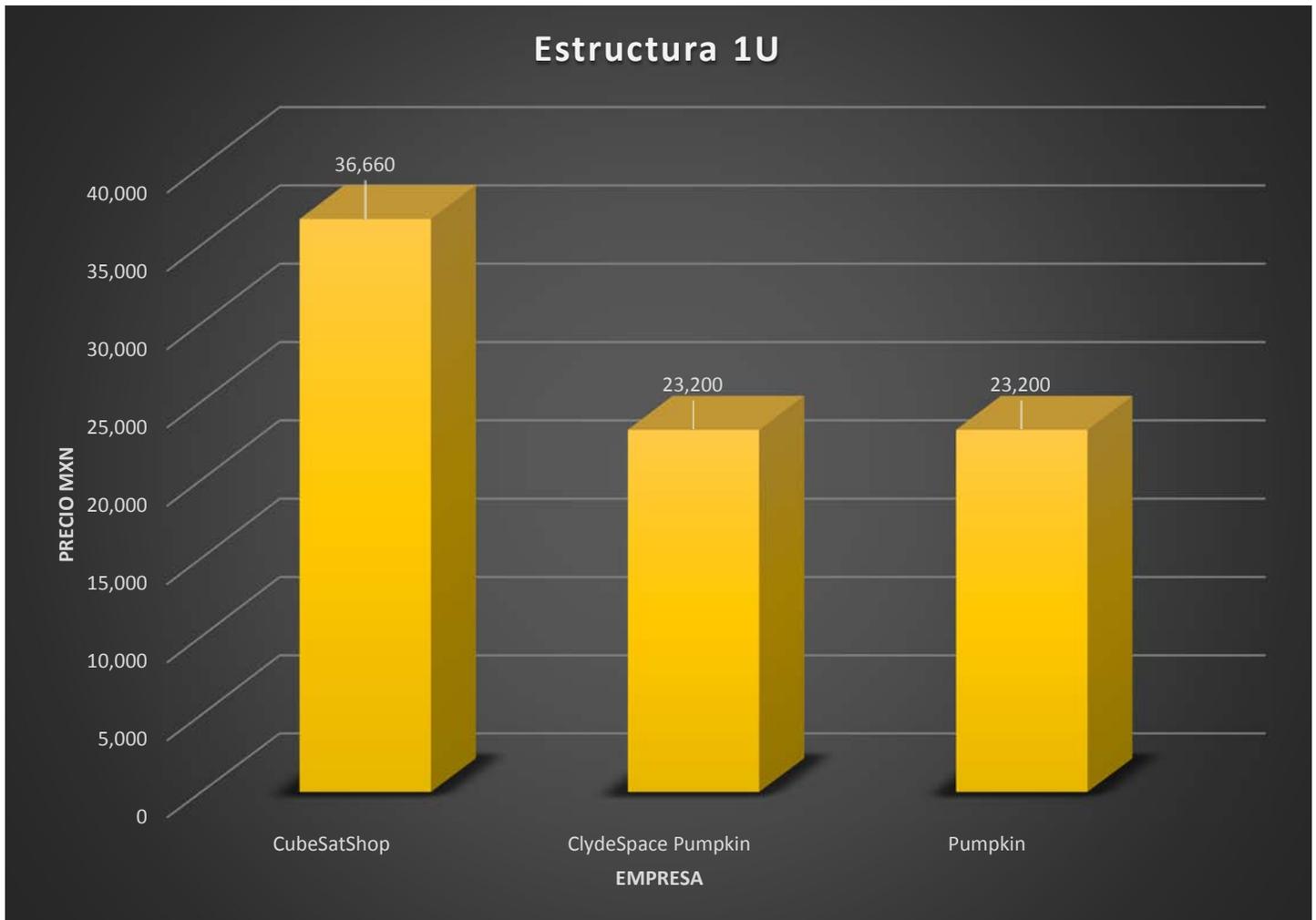
6.2.1. Estructura 1U

En la tabla 6.8 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de estructuras 1U que pueden ser adquiridas a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.1 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.



Estructuras 1U						
Proveedor	Fabricante	Características	Precio original	Precio [MXN]	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	ISIS	PC/104 200 g 100x100x113.5mm -40 a 80 °C Compatible con P-POD	2,150 Euros	36,660	200	[17]
ClydeSpace	Pumpkin	-Sólido -Ranurado	1,725 USD	23,200	-Sólido: 243g -Ranurada: 158g	[18]
GomSpace	Disponible sólo en plataforma satelital					
CubeSatKit	Pumpkin		1,725 USD	23,200	-Sólido: 243g -Ranurada: 158g	[19]
Tyvak	Disponible sólo en plataforma satelital					
PROMEDIO				27,690 MXN	200g	

Tabla 6.8.
Proveedores de estructuras 1U



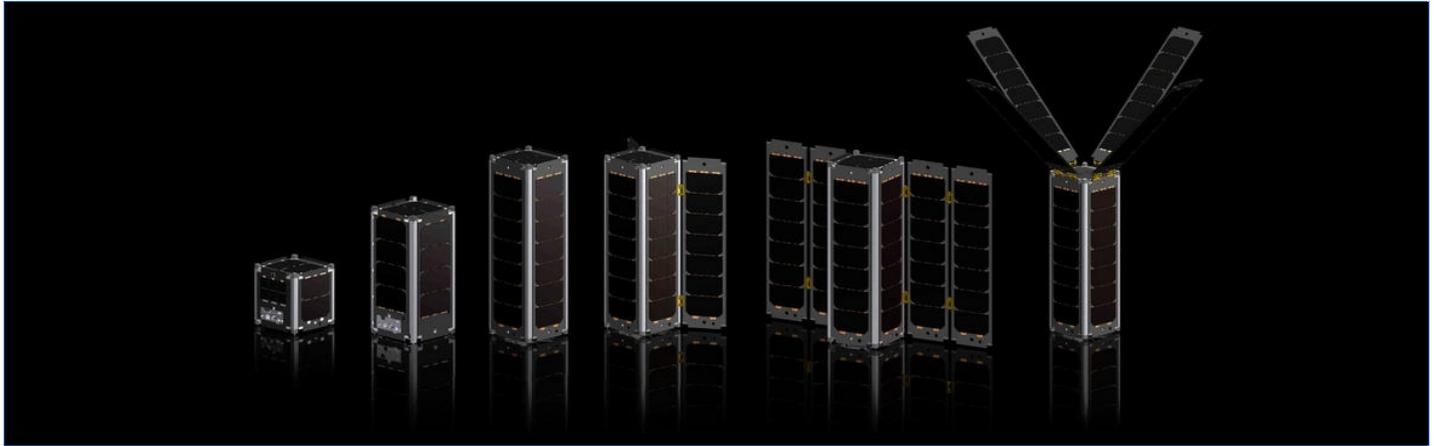
Gráfica 6.1.
Precios de estructuras 1U en el mercado

Si bien existen diferentes fabricantes de estructuras CubeSat la opción más popular es la estructura de Pumpkin Inc. debido a que cumple de manera satisfactoria todos los requerimientos físicos que el estándar exige facilitando y garantizando así las pruebas de verificación y validación previas al lanzamiento. Otros fabricantes diseñan estas estructuras conforme al estándar CubeSat como la empresa ISIS sin embargo existen otras alternativas que ya no son necesariamente adaptables al estándar como la estructura proveída por IOS, la cual no es compatible con el P-POD, la cual mencionaremos posteriormente.

En el caso de querer adquirir este subsistema en particular se recomienda adquirir una estructura Pumpkin por lo antes dicho.

6.2.2. Celdas Solares

En la tabla 6.9 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de celdas solares que pueden ser adquiridas a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.2 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.



Celdas Solares

Proveedor	Fabricante	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	ISIS/Selex Galileo	Material GaAs Potencia 2.3W Voltaje 3V Eficiencia 28% -40 a 125°C	11,500 euros set de 6 paneles 2,500euros/panel	32,680/panel considerando el set (6x)	50g	[20]
	AzurSpace	Potencia: 2.27 a 2.4W Voltaje 4.6V Corriente: 500mA Eficiencia 30% -40 a 85°C	2,000euros/panel	34,100/panel	59g	[21]
	AzurSpace	Potencia: 2.27 a 2.4W Voltaje 4.64V a 4.84V Corriente: 490 a 508mA Eficiencia 30% -40 a 85°C Sensores incluidos con el panel: Sensor Solar Corriente: 170µA Sensor Temperatura Rango: -55 a 150°C Resolución: 1.5 a 3.5°C Vcc: 3.3V Corriente: 280µA Coeficiente de temperatura: 0.233 %/°C Giroscopio Rango 80 °/s Sensitividad 0.00458 °/s Vcc 5V Corriente 44mA Magnetorque Area 1.6m ² Resistencia 106 a 130 Ohm Corriente 0.7 ^a	2,750euros/panel	46,900/panel	59g	[22]

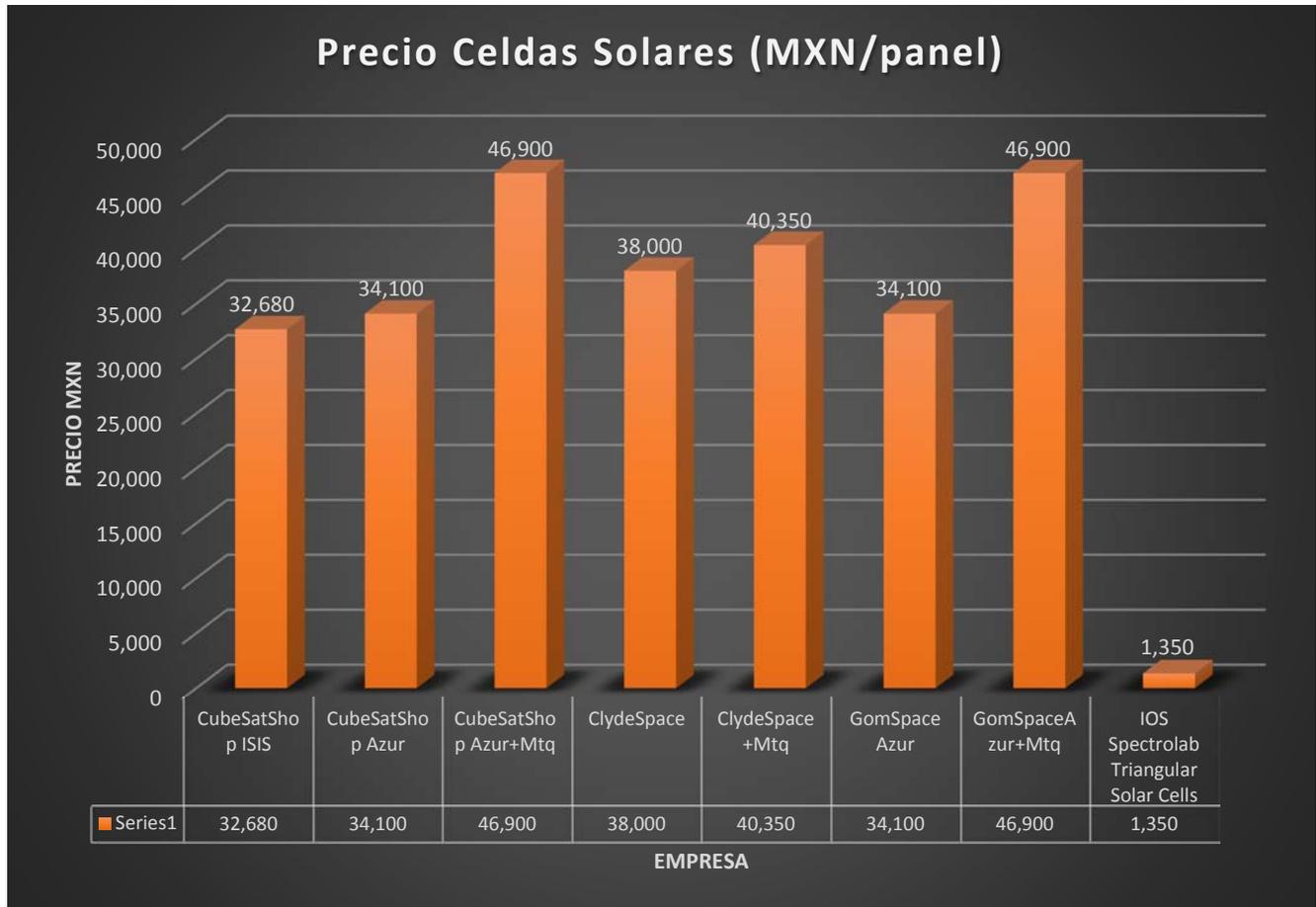
UNAM-FI

		Momento del dipolo a 3.3V: 0.05Am ²				
ClydeSpace	Clyde Space	Celdas solares de SpectroLab o AzurSpace Potencia 2.1W Voltaje 4.7V Eficiencia 28.3%	2,825 usd	38,000/panel	42g	[23]
	Clyde Space	Celdas solares de SpectroLab o AzurSpace Potencia 2.1W Eficiencia 28.3% Voltaje 4.7V	3,000 usd	40,350/panel	60g	[24]
Sequoia	Sequoia	Magnetorque 0.1A/m2 TJ Solar Cell 3G30C de Azur Space Voltaje 4.7 a 5.3V Corriente 505 a 525 mA Eficiencia 29.1% Sensor de temperatura integrado	No disponible	----	----	[25]
GomSpace	GomSpace	TJ Solar Cell 3G30A de Azur Space Material: GaInP/GaAs/Ge Potencia 2.3 a 2.4W Voltaje 4.6 a 4.8V Corriente 490 a 508 mA Eficiencia 30% -40 a 85°C Compatible con estructuras ISIS	2,000euros/panel	34,100/panel	29g	[26]
	GomSpace	TJ Solar Cell 3G30A de Azur Space Material: GaInP/GaAs/Ge Potencia 2.3 a 2.4W Voltaje 4.6 a 4.8V Corriente 490 a 508 mA Eficiencia 30% -40 a 85°C Compatible con estructuras ISIS Sensores incluidos con el panel: Magnetorque Resistencia 135 Ohm Corriente 1A Momento dipolo en 3.3V: 0.038Am2 Giroscopio Rango 80°/s Sensitividad 0.00458°/s Sensor de sol Error Coseno 1.85° Sensor de temperatura Rango -55 a 150°C Resolución 1.5 a 3.5°C Coeficiente de temperatura 0.233 %/°C	2,750euros/panel	46,900/panel	65g	[26]
CubeSatKit	No las suministra					
Interorbital systems	Spectrolab Triangular Advanced solar Cells	Triple unión de galio Arsenido Área 2.77cm2 Masa 0.234g Voltaje 2.52V Corriente 31mA Eficiencia 27%	10 USD /rectángulo con 2 triángulos	135/rectángulo 1,350/panel	4.7g/ panel	[27]

UNAM-FI

		0.75x1.6cm -10 rectángulos por cara (panel)			
PROMEDIO			35,000 MXN	46.1 g	

Tabla 6.9.
Proveedores de celdas solares



Gráfica 6.2.
Precios de celdas solares en el mercado

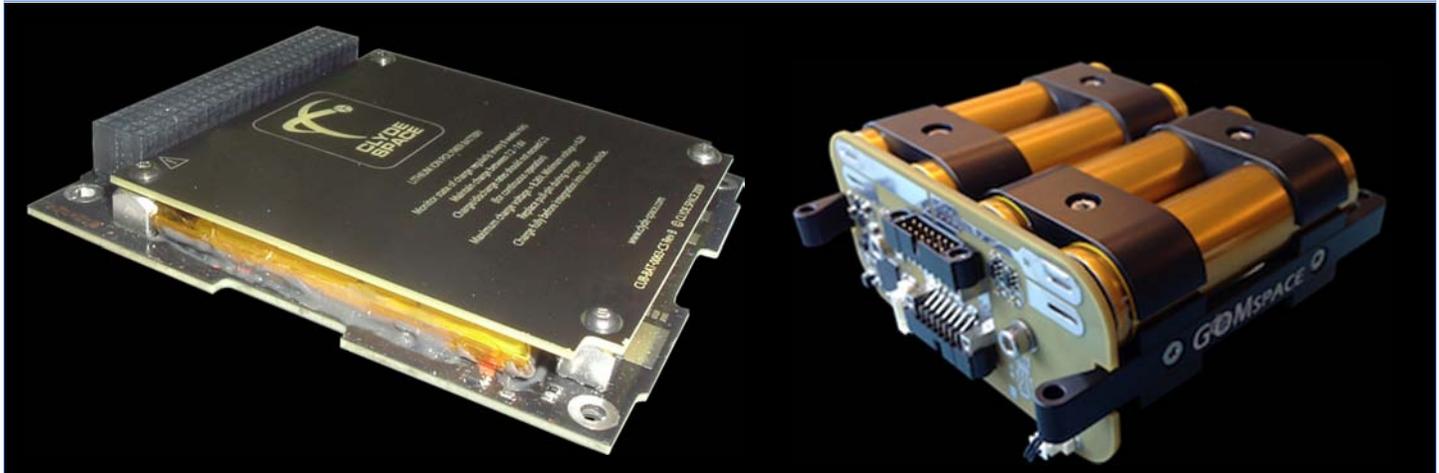
Las celdas solares representan una gran inversión de recursos económicos y de capacidad en masa dentro de los proyectos CubeSat. La gráfica mostrada considera los precios de una celda solar adaptable a una de las paredes de una estructura CubeSat de 1U sin embargo se requiere considerar que una sola celda no es suficiente para generar las capacidades energéticas requeridas por los proyectos CubeSat. Se utilizan usualmente 6 celdas solares (una por cada lado del CubeSat) por lo que el precio requerido en la adquisición de estos subsistemas crece considerablemente.

Algunas de las opciones incluyen diferentes sensores y dispositivos que son capaces de realizar el control de actitud del sistema tales como magnetorques. En este último caso los costos de adquisición se pueden reducir de manera importante dependiendo de los requerimientos de estabilización del satélite.

Al final de la gráfica podemos observar las celdas triangulares de Spectrolab las cuales contrastan de manera importante con el resto de las opciones debido a su bajo costo. A pesar de que son celdas demasiado frágiles y de que requieren de un diseño en PCB para su implementación figuran como la mejor opción para un proyecto CubeSat donde los recursos económicos son limitados.

6.2.3. Baterías

En la tabla 6.10 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de baterías para CubeSat 1U que pueden ser adquiridas a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.3 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.

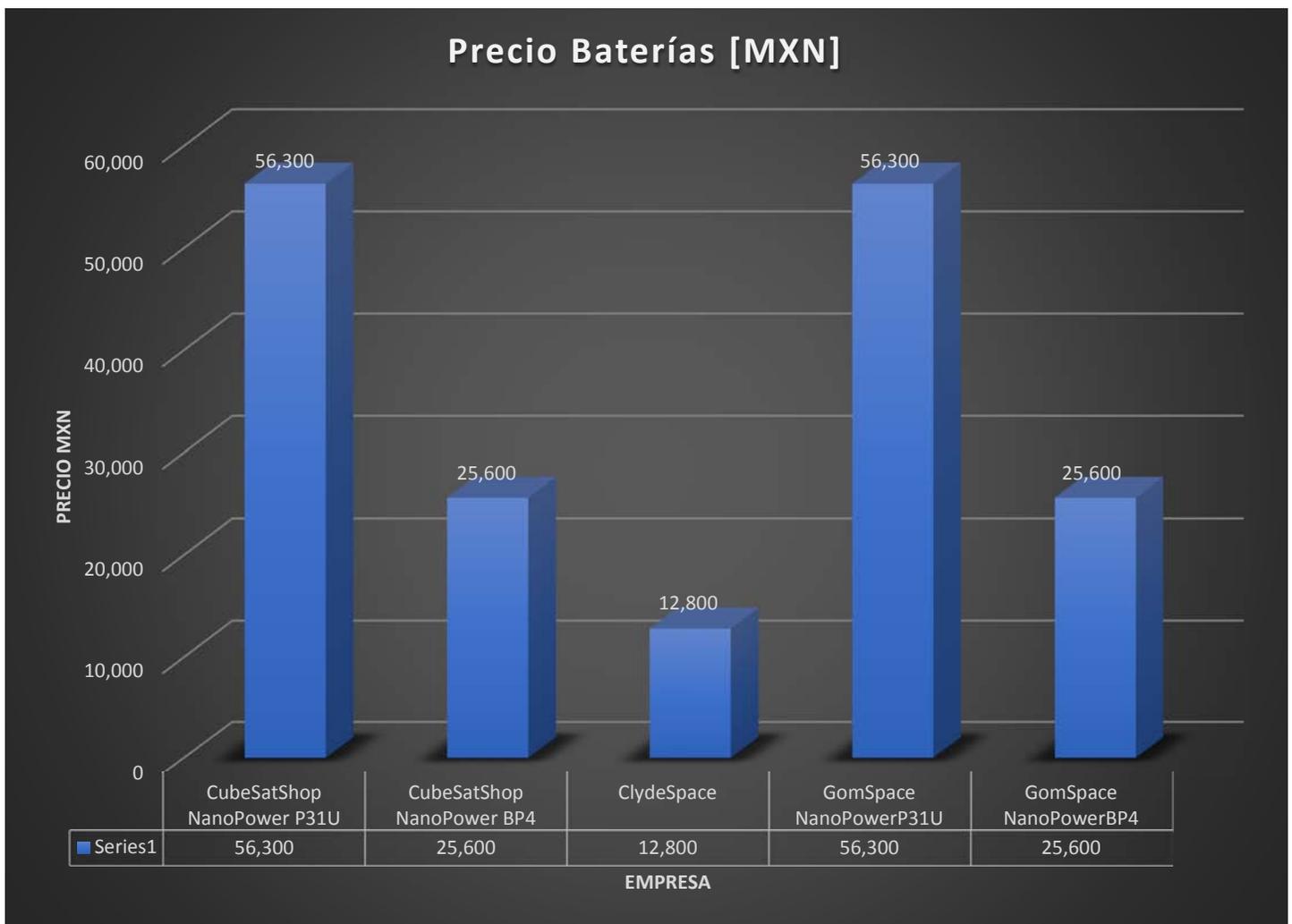


Baterías						
Proveedor	Fabricante	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	GomeSpace / NanoPower P31U	<ul style="list-style-type: none"> *Paquete de baterías de Litio -Ion 2600mAh *Microcontrolador con interfaz I2C *Potencia de 1 a 30W *Eficiencia 93% *Consumo de Potencia: 250mW 3.3V@5A 5V@4A -20 a 60°C 	3,300 euros	56,300	200g	[28]
	GomeSpace / NanoPower BP4	<ul style="list-style-type: none"> *Paquete de 4 baterías Li-Ion serie 18650 *Capacidad: 2600mAh, 39Wh *Rango de voltaje: 13 a 16.8V *Corriente de carga: 1300 a 2600mA *Corriente de descarga: 3900mA *-10 a 60°C *Dimensiones 96x90x23mm *Con sensores de temperatura *Compatible con estructuras ISIS *Integradas en PCB 	1,500 euros	25,600	240g	[29]
ClydeSpace	Clyde Space / CS-iBAT2-10	<ul style="list-style-type: none"> *Densidad de energía~150Wh/kg *Calentador y termostato integrados para mantener temperatura en 0°C *Protección para sobrecargas *Telemetría de temperatura, voltaje y corriente *8.2V, 10Whr *Termistor PTC para protección de cortocircuito *Polimero de litio 	950 usd	12,800	74g	[30]
GomSpace	GomeSpace / NanoPower BP4	<ul style="list-style-type: none"> *Paquete de 4 baterías Li-Ion serie 18650 *Capacidad: 2600mAh, 39Wh *Rango de voltaje: 13 a 16.8V *Corriente de carga: 1300 a 2600mA *Corriente de descarga: 3900mA *-10 a 60°C 	1500 euros	25,600	240g	[31]

UNAM-FI

		*Dimensiones 96x90x23mm *Con sensores de temperatura *Compatible con estructuras ISIS *Paquete de baterías de Litio -Ion 2600mAh *Microcontrolador con interfaz I2C *Potencia de 1 a 30W *Eficiencia 93% *Consumo de Potencia: 250mW 3.3V@5A 5V@4A -20 a 60°C	3300 euros	56,300	200g	[32]
CubeSatKit	No suministrado					
PROMEDIO				35,320 MXN	190g	

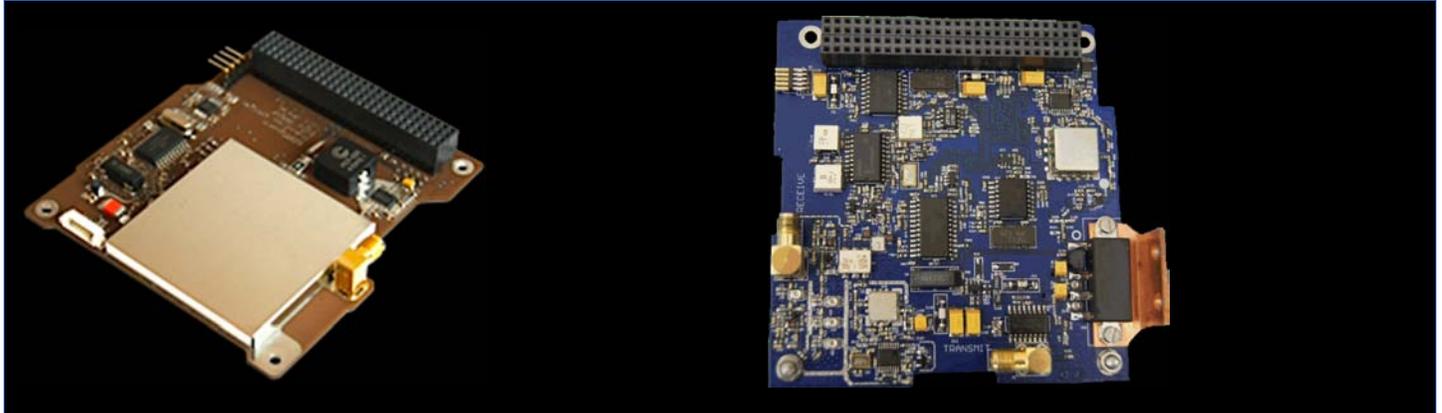
Tabla 6.10.
Proveedores de baterías



Gráfica 6.3.
Precios de baterías en el mercado

6.2.4. Transceivers

En la tabla 6.11 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de transceivers para CubeSat que pueden ser adquiridas a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.4 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.



Transceivers

Proveedor	Fabricante	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	ISIS / Transceiver Full Duplex VHF downlink / UHF uplink	-Con herencia de vuelo del Delfi-C3 y PW12 -Full Duplex -Tx de Código Morse adicional -Protocolo Ax.25 -Modulación Rx: AFSK -Modulación Tx: BPSK -Tasa de bits Downlink: 1200 a 9600 bps Uplink: 300 a 1200 bps -Frecuencia Tx: 130-160 MHz Rx:400-450 MHz -Potencia Tx: 160mW -Sensibilidad de Rx: -104 dBm para BER de 10E-5 -Dimensiones: 96x90x15mm -Consumo 1.7 W transmitiendo 0.2W en Rx -Rango de temperatura: -20 a 50 °C -RF input/output SMA 50 ohm	8,000 euros	136,400	85g	[33]
	Transceiver Full Duplex ISIS UHF dowlink / VHF uplink	-Full Duplex -Tx de Código Morse adicional -Protocolo Ax.25 -Modulación Rx: AFSK -Modulación Tx: BPSK -Tasa de bits Downlink: 1200 a 9600 bps Uplink: 1200 bps -Frecuencia Rx: 130-170 MHz Tx:400-450 MHz -Potencia Tx: 500mW -Sensibilidad de Rx: -100 dBm para BER de 10E-5 -Dimensiones: 96x90x15mm -Consumo	9,250 euros	157,700	85	[34]

UNAM-FI

		<p>2 W transmitiendo 0.35W en Rx -Voltaje alimentación 5-18V DC -RF input/output MMCX 50 ohm</p>				
	<p>GomSpace / NanoCom U482C Transceiver UHF Half-Duplex</p>	<p>-Modulación FM -Tasa de bits Uplink: 1200-4800 baud Downlink: 1200-9600 baud -Frecuencia operación 435-438MHz -Receptor super heterodino -Sensores de temperatura y voltaje -30 a 60°C 95.40x90.15x18mm</p>	8,000 euros	136,400	75g	[35]
ClydeSpace	<p>Transceiver Half Duplex UHF</p>	<p>-Compatible con PC/104 -Protocolo: AX.25 -Modulación: GMSK (9600 baud) AFSK (1200 baud) Frecuencia 420-450 MHz -Voltaje: 7.2V nominal; 6V - 9V -Especificaciones Transmisión: Alimentación DC: 4-10W Frecuencia 420-450 MHz Potencia RF 27,30,33 dBm (0.5, 1 y 2W) Espaciado de canal 25 kHz Desviación de frecuencia 3 kHz Especificaciones Receptor: Potencia DC <250 mW Figura de ruido <1.5 dB Espaciado de canal 25 kHz Rango dinámico -120 dBm a -70 dBm</p>	8,600 usd	115,700	90g	[36]
	<p>Clyde Space / Transceiver VHF UHF</p>	<p>25°C to 61°C -Dimensiones: 96x90mm -Compatible con PC/104 -Half Duplex -I2C -SMA 50 Ohm -Modulación: GMSK (9600 baud) AFSK (1200 baud) -Protocolo: AX.25 Frecuencia 420-450 MHz -Voltaje: 7.2V nominal; 6V - 9V -Especificaciones Transmisión: Alimentación DC: 4-10W Frecuencia 130-150 MHz Potencia RF 27,30,33 dBm (0.5, 1 y 2W) Espaciado de canal 25 kHz Desviación de frecuencia 3 kHz Especificaciones Receptor: Potencia DC <250 mW Figura de ruido <1.5 dB Espaciado de canal 25 kHz Rango dinámico -120 dBm a -70 dBm 25°C to 61°C -Dimensiones: 96x90mm</p>	8,600 usd	115,700	90g	[37]

UNAM-FI

Sequoia	Sequoia Space / Sequoia Space Transceiver	-Tx UHF/Rx VHF -1200bps@AFSK -9600bps@FSK -Protocolo AX.25 -Frecuencia de operación: 435-438 MHz half duplex -Voltaje alimentación 3.3 y 5 VDC -Puertos SDA y SCL -Sensor de corriente y voltaje (INA219)	No disponible	----	----	[38]
GomSpace	GomSpace / NanoCom U482C	-Herencia de Vuelo: Xatcoabeo -Sensibilidad: -126 dBm -Potencia de Tx >34dBm (2.5W) -Mod/Demod FM+MSK -1200,2400,4800 baud Rx -1200,2400,4800,9600 Tx -Interfaz I2C -Voltaje entrada: 3.3V -Rango de temperatura: -30 a 60°C -Dimensiones 95.4x90.15x18mm -Corriente entrada Rx 50mA Potencia Rx 165mW -Corriente entrada Tx 300-1100mA Potencia Tx 1-3.6W -Compatible con PC/104	8,000 euros	136,400	75g	[39]
CubeSatKit	No lo suministra					
AstroDev	AstroDev Helium 100	Modulación FSK/GMSK Protocolo AX.25 Máxima tasa de datos: 38.4 kbps Frecuencias: -TX: 120 – 150 MHz o 400-450 MHz -RX: 400 – 450 MHz o 120-150 MHz Sensibilidad: -104.7 dBm @ BER 10-3 Potencia de transmisión: 100 mW a 3 W Voltaje de entrada: -Lógico: 3.3V -Transmisor 5-16V Potencia : -Recibiendo: < 200 mW -Transmitiendo: < 6 W Full duplex Interface serial: 3.3V UART -30 to +70 °C	4,900 usd	65,900	78g	[40]
IOS	Transceiver TR2m con amplificador or AFS2 (500 mW)	FM, FSK Tasa de transferencia de bits: 5kbps max. Frecuencia de operación: 458.5-459.1MHz o 433.05-434.79MHz Variantes de fabricación desde 420MHz a 480MHz en bandas de 5MHz 23 canales@458MHz 69 canales@433MHz Potencia de transmisión: +20dBm (100mW) nominal (500mW con amplificador) Voltaje: 4.5V - 16V Consumo de corriente: 110mA transmitiendo, 27mA recibiendo Sensibilidad de recepción: -118dBm (para 12 dB SINAD) Tamaño: 59 x 38 x 10mm Amplificador Vcc 5V	420 usd	5,650	34g	[41]

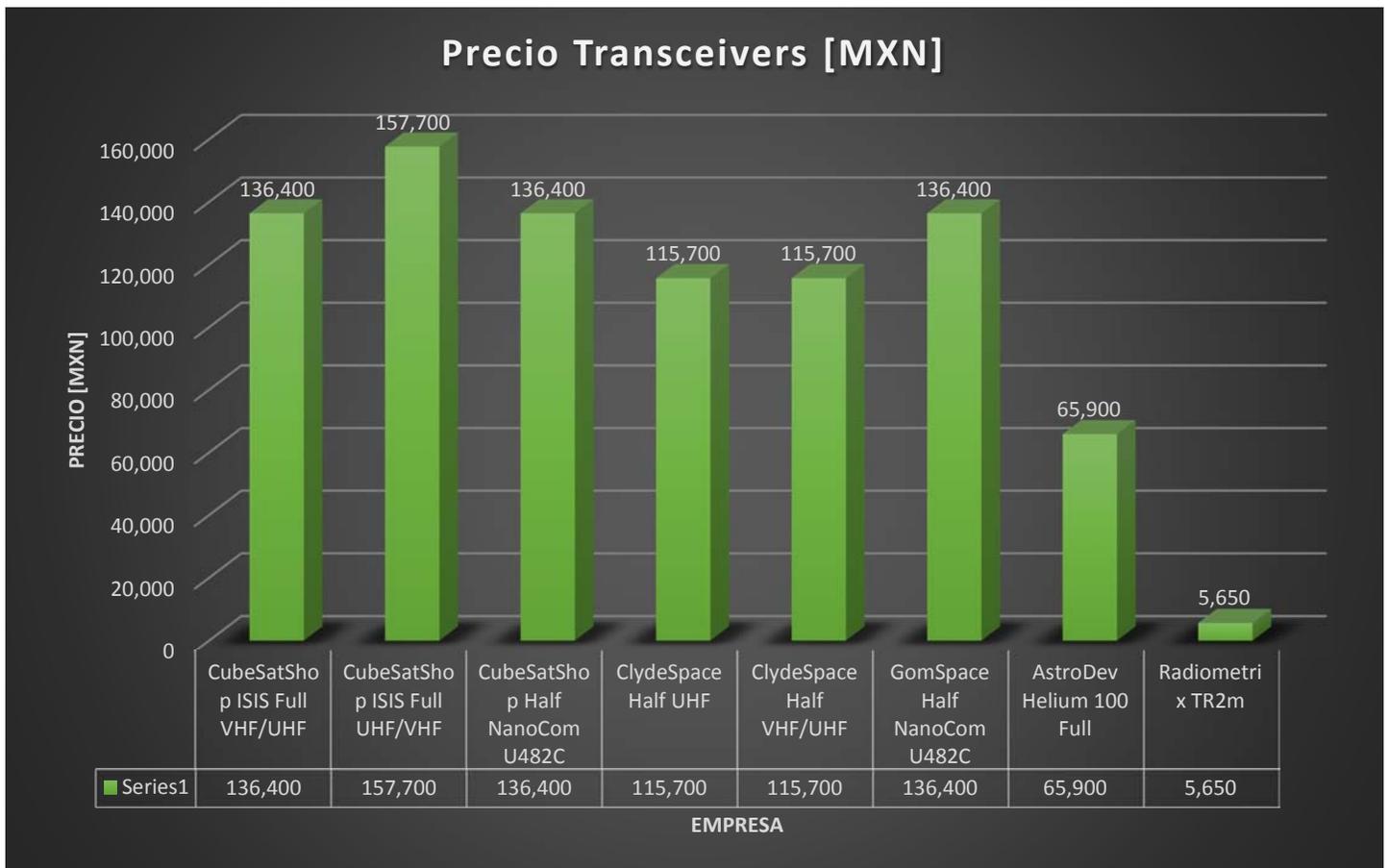
UNAM-FI

		Consumo Tx: 250mA Rx:2mA 33x23x9mm			
Tyvak	Sólo disponible en plataforma				
	Promedio		108,000 MXN	76g	

Tabla 6.11.
Proveedores de transceivers

Transceivers					
Empresa	Fabricante	Modo Tx	Consumo	Potencia RF	Precio [MXN]
CubeSatshop	ISIS VHF/UHF	Full	Tx: 1.7W Rx: 200mW	160mW	136,400
	ISIS UHF/VHF	Full	Tx: 2W Rx: 350mW	500mW	157,700
GomSpace	NanoComU482C UHF	Half	Tx: 1-3.6W Rx:165mW	2.5W	136,400
ClydeSpace	ClydeSpace UHF	Half	Tx: 4-10W Rx: 250mW	0.5 a 2W	115,700
	ClydeSpace VHF/UHF	Half	Tx: 4-10W Rx: 250mW	0.5 a 2W	115,700
Astrodev	Astrodev He100 VHF/UHF	Full	Tx: 6W Rx: 200mW	100mW a 3W	65,900
Radiometrix	Radiometrix TR2M	Full	Tx: 2.25W Rx: 150mW	500mW	5,650

Tabla 6.12.
Parámetros de Transceivers



Gráfica 6.4.
Precios de transceivers en el mercado

6.2.5. Antenas

En la tabla 6.13 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de antenas para CubeSat que pueden ser adquiridas a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.5 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.



Antenas

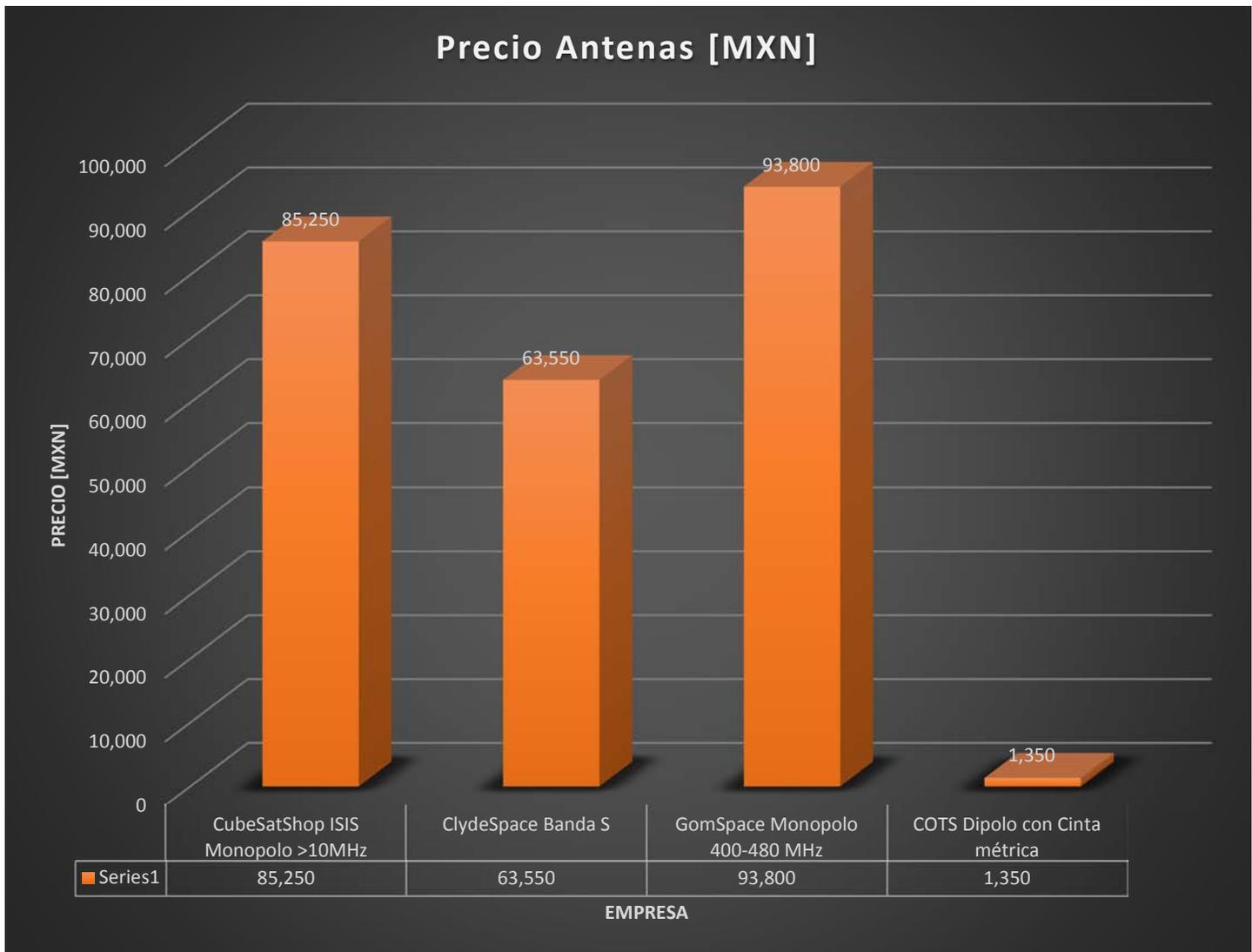
Proveedor	Fabricante	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	ISIS / Sistema desplegable de antenas	-Frecuencia >10 MHz -Consumo de potencia: 20mW / 2W en despliegue -Potencia de RF: 2W -Pérdidas de retorno: -10 dB -Interfaz I2C -Voltaje de alimentación: 3.6 V -Con 4 antenas monopolo -Con herencia de vuelo Delfi-C ³ -Compatible con productos ISIS, GomSpace, ClydSpace y Pumpkin -RF entrada/salida 1-4 SSMCX, hembra, 50 Ohms -Rango de temperatura: -30 a 70°C	5,000euros	85,250	100g	[42]
ClydeSpace	CPUT / Antena de parche Banda S	Frecuencias: 2.4-2.483GHz o 2.2-2.3GHz Ganancia: 8dBi Potencia: 2W Pérdidas de retorno: -10dB Dimensiones: 76mm diámetro Rango temperatura: -25 a 85°C Compatible con Tx banda S de ClydeSpace	4,725usd	63,550	50g	[43]
Sequoia	Sequoia	-Sistema de despliegue de antenas -Monopolo UHF/VHF -Voltaje Nominal 5 a 8 [V] -Corriente DC máx 1.2 [A] -Sensores de captura de temperatura -Temperatura de operación -20 a 60°C	No disponible	--	--	[44]
GomSpace	GomSpace / NanoCom ANT430	4 Antenas Omnidireccionales monopolo (banda 70cm)	5,500euros	93,800	30g	[45]

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

		400-480 MHz Polarización circular Ganancia 1.5 dBi a -1dBi				
		Acoplamiento a 50 ohms -40 a 85°C -Compatibilidad con GomSpace, CubeSatkit e ISS				
-	Antena dipolo	-Hecha con cinta métrica (flexómetro) -Unión de 2 monopolos de ¼ de onda -Proyectos usando esta configuración: KickSat-1&2, M-Cubed1, NUTS, Delfi-C3, PhoneSat, etc.	100 usd	1,350	30g	[46]
CubeSatKit	No disponible					
Tyvak	Sólo disponible en plataforma satelital					
PROMEDIO				60,900	53g	

Tabla 6.13.
Proveedores de antenas



Gráfica 6.5.
Precios de antenas en el mercado

UNAM-FI

Una solución sumamente práctica y accesible 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 lo necesario y se ha comprobado su eficacia al momento de estar en órbita. Si bien el arreglo requiere de una solución de acoplamiento con el objetivo de minimizar las pérdidas por retorno, e incluso el daño en el transmisor, es la solución más económica por mucho lo cual la hace ideal para un proyecto CubeSat dentro del contexto en el cual estamos planteando esta investigación.

6.2.6. Control de posición y estabilización

En la tabla 6.14 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de diversos sistemas de control de posición para CubeSat que pueden ser adquiridos a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.6 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.



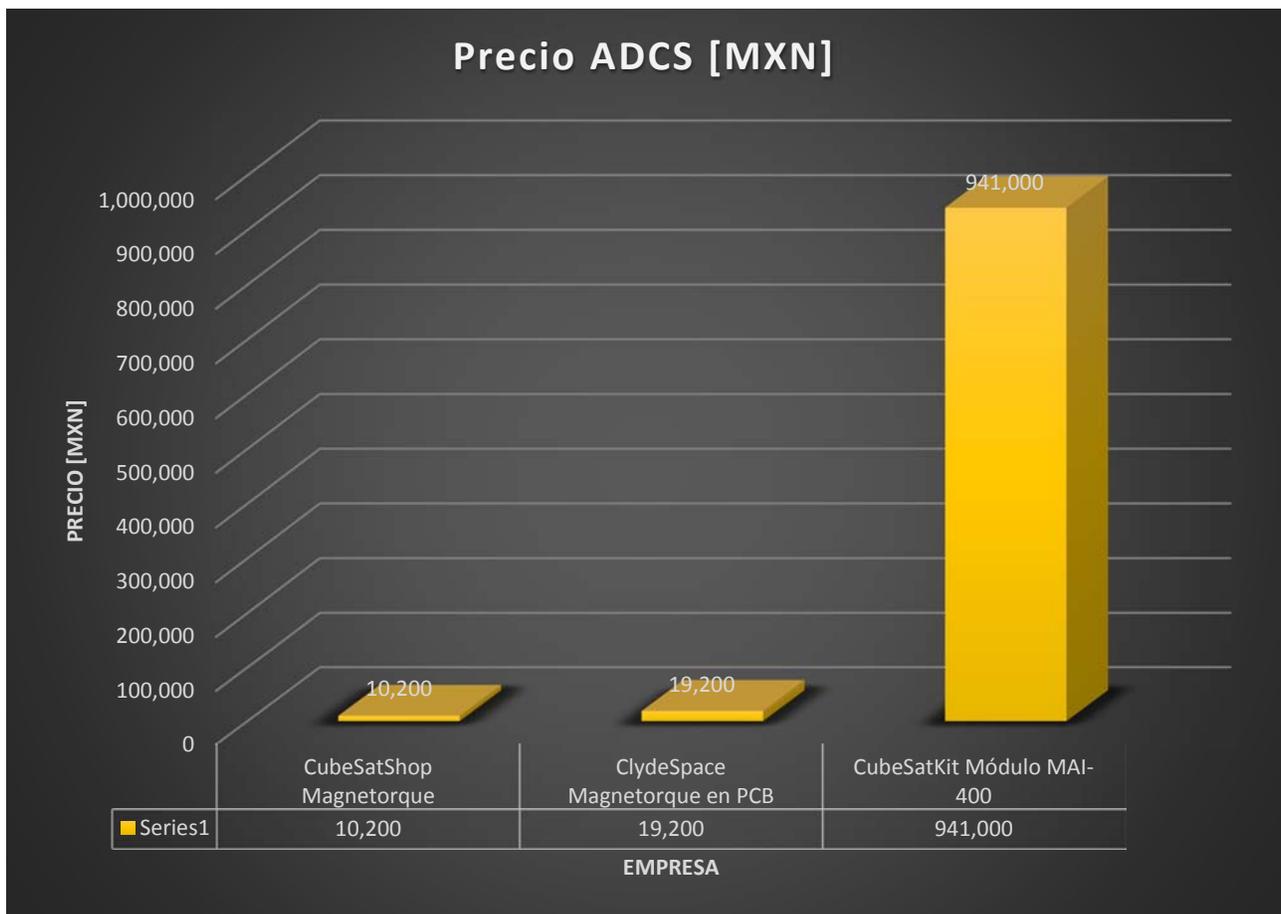
Sistemas de Control de Posición y Estabilización

Proveedor	Fabricante	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	Magnetorque	<ul style="list-style-type: none"> -Momento Magnético 0.2 Am² -Momento residual <0.48 mAm² -Potencia 209 mW@2.5V -Resistencia 30-31 Ohm -Inductancia 0.585 H -Constante de ganancia magnética 2.9024 Am²/A 	600 euros	10,200	22g	[47]
ClydeSpace	Clyde Space / Magnetorque integrado en PCB	<ul style="list-style-type: none"> -Momento Magnético 0.19Am² -100x100x4.3mm -Capacidad para acoplar un Panel solar de Clyde Space 	1,425 usd	19,200	50g	[48]
Sequoia	Maryland AeroSpace / Sistema ADAC MAI-100	<ul style="list-style-type: none"> -Módulo de estabilización en 3 ejes -Contiene: ruedas de inercia, electroimanes, magnetómetros y sensores de sol y computadora - 40 a 80°C -12 VDC@360 mA -10x10x7.8cm -Torque Máximo: 0.635 mNm -Momentum: 1.1mNms -Vibración: >10 g rms 	39,995 usd	538,000	865g	[49]
	Maryland AeroSpace / Sistema ADAC MAI-400	<ul style="list-style-type: none"> -3 ruedas de reacción -Magnetómetro de 3 ejes -2 cámaras EHS (Earth Horizon Sensor) -3 barras de torsión -Computador de a bordo -0.5U -Momentum: 1.1 mNms -Torque máximo: 0.625 mNm 	69,995 usd	941,000	694g	[50]

UNAM-FI

		- 10 x10x5.9 cm -Voltaje operación 5V			
CubeSatKit	MAI-100	-Módulo de estabilización en 3 ejes -Contiene: ruedas de inercia, electroimanes, magnetómetros y sensores de sol y computadora - 40 a 80°C -12 VDC@360 mA -10x10x7.8cm -Torque Máximo: 0.635 mNm -Momentum: 1.1mNms -Vibración: >10 g rms	39,995 usd	538,000	865g
	MAI-400	-3 ruedas de reacción -Magnetómetro de 3 ejes -2 cámaras EHS (Earth Horizon Sensor) -3 barras de torsión -Computador de a bordo -0.5U -Momentum: 1.1 mNms -Torque máximo: 0.625 mNm - 10 x10x5.9 cm -Voltaje operación 5V	69,995 usd	941,000	694g
Tyvak	Sólo disponibles en plataforma				
PROMEDIO (Sin considerar los módulos MAI)				14,500	36g

Tabla 6.14.
Proveedores de ADCS



Gráfica 6.6.
Precios de ADCS en el mercado

No se han considerado los módulos MAI debido a su gran volumen y al alto costo que tienen. De las opciones más convenientes se encuentran los magnetorques ya sea integrados o no en los paneles solares debido a su bajo costo y practicidad.

6.2.7. Computadora de a bordo

En la tabla 6.15 se muestran algunas características físicas y técnicas, además de la masa y el precio, de diversas computadoras de abordo para CubeSat que pueden ser adquiridas a través de diferentes proveedores satelitales. Así mismo, en la Gráfica 6.7 se presenta el precio de adquisición a manera de gráfica de barras de este subsistema que ofrece cada uno de los proveedores.



Computadora de a bordo						
Proveedor	Fabricante	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]	Referencia
CubeSatShop	ISIS / Computadora de a bordo	Procesador ARM9 de 400 MHz Sistema Operativo FreeRTOS Capacidad para tarjetas SD 2x2GB Compatible con componentes ISIS y EPS de GomSpace 32 MB RAM FRAM 256KB Potencia consumida 400mW Voltaje de alimentación 3.3V Temperatura de operación -20 a 60°C 96x90x12.4mm	4,300 euros	73,300	94g	[51]
	GomSpace / Nanomind A712D	Procesador ARM7 32 bits 8-40MHz Interfaces CAN y I2C Reloj en tiempo real, energía externa 30-60 minutos RTOS OS incluido RAM 2MB Adaptador MicroSD para almacenamiento mayor de 2GB Magnetómetro 3 drivers PWM 6 entradas para sensores de sol 3 entradas para giroscopios 3.3V 70mA Compatibilidad con productos de GomSpace, CubeSatKit, ISS y ClydeSpace -40 a 85°C 96x90x26mm	4,750 euros	81,000	55g	[52]
	Electronic System Laboratory de la Universida	Procesador ARM cortex-M3 de 32 bits 48 MHz EEPROM 256KB 4MB memoria flash	4,500 euros	76,700	70g	[53]

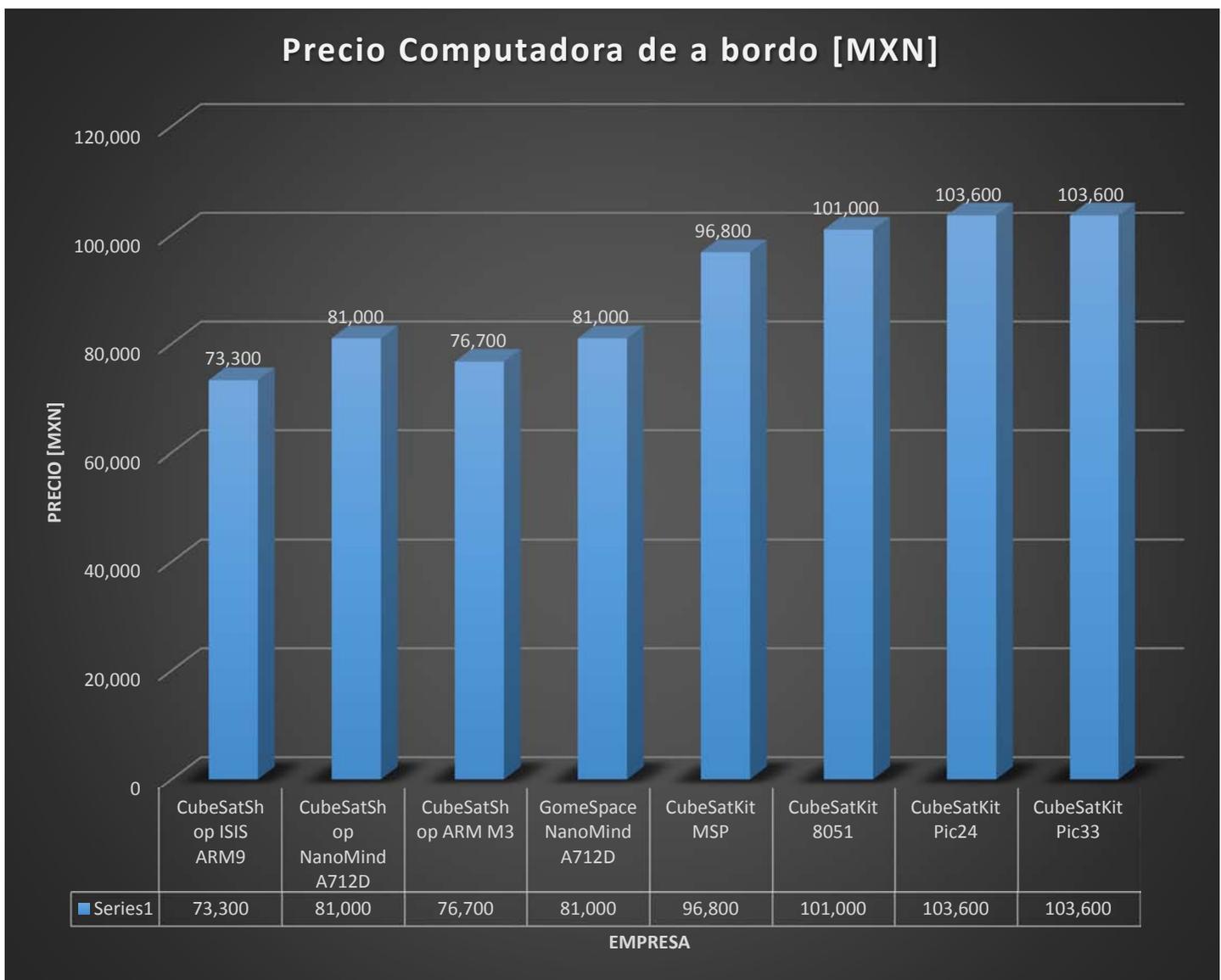
UNAM-FI

	d de Stellenbosch / Cube Computer	MicroSD de 2GB Interfaces I2C, UART y CAN PC/104 Voltaje de operación 3.3V Consumo de potencia <200mW -10°C a 70°C 90x96x10mm				
ClydeSpace						
Sequoia	Pumpkin / Pluggable Processor Module	<p>PROCESADORES DISPONIBLES (PPM):</p> <p>MSP430F2618 MSP430F1612 MSP430F1611 Silicon Labs® C8051F120 Microchip® PIC24FJ256GA110 Microchip® dsPIC33FJ256GP710</p> <p>Arquitectura abierta Compatible con toda la línea de PPMs. Formato PC-104 Compatible con un amplio rango de alimentación de voltajes digitales. I2C real-time clock 3V Lithium backup battery USB 2.0 para comunicación y recarga de baterías antes de lanzamiento. MMC/SD card socket (32MB a 2GB)</p>	<p>MSP 7,200</p> <p>8051 7,500</p> <p>Pic24 7,700</p> <p>Pic33 7,700 usd</p>	<p>MSP 96,800 8051 101,000 Pic24 103,600 Pic33 103,600</p>	100g	[54]
GomSpace	GomSpace / Nanomind A712D	<p>Procesador ARM7 32 bits 8-40MHz Interfaces CAN y I2C Reloj en tiempo real, energía externa 30-60 minutos RTOS OS incluido RAM 2MB Adaptador MicroSD para almacenamiento mayor de 2GB Magnetómetro 3 drivers PWM 6 entradas para sensores de sol 3 entradas para giroscopios 3.3V 70mA Compatibilidad con productos de GomSpace, CubeSatKit, ISS y ClydeSpace -40 a 85°C 96x90x26mm</p>	4,750 euros	81,000	55g	[55]
CubeSatKit	PPB (PLUGGABLE PROCESSOR MODULE)	<p>PROCESADORES DISPONIBLES (PPM):</p> <p>MSP430F2618 MSP430F1612 MSP430F1611 Silicon Labs® C8051F120 Microchip® PIC24FJ256GA110 Microchip® dsPIC33FJ256GP710</p> <p>Arquitectura abierta Compatible con toda la línea de PPMs. Formato PC-104 Compatible con un amplio rango de alimentación de voltajes digitales. I2C real-time clock 3V Lithium backup battery</p>	<p>MSP 7,200</p> <p>8051 7,500</p> <p>Pic24 7,700</p> <p>Pic33 7,700 usd</p>	<p>MSP 96,800 8051 101,000 Pic24 103,600 Pic33 103,600</p>	100g	[54]

UNAM-FI

		USB 2.0 para comunicación y recarga de baterías antes de lanzamiento. MMC/SD card socket (32MB a 2GB			
Tyvak	Tyvak / Intrepid System Board	-Procesador AT91SAM9G20@400Mhz -128MB 32bit SDRAM @133Mhz -512MB NAND Flash -MicroSD card -Con Sistema Operativo Linux -Real Time Clock -Giroscopio, magnetómetro y acelerómetro -6 sensores de potencia -3 sensores de temperatura -Potencia <200mW 83x94mm			55g
PROMEDIO			89,000MXN	71.5g	

Tabla 6.15.
Proveedores de Computadoras de a Bordo



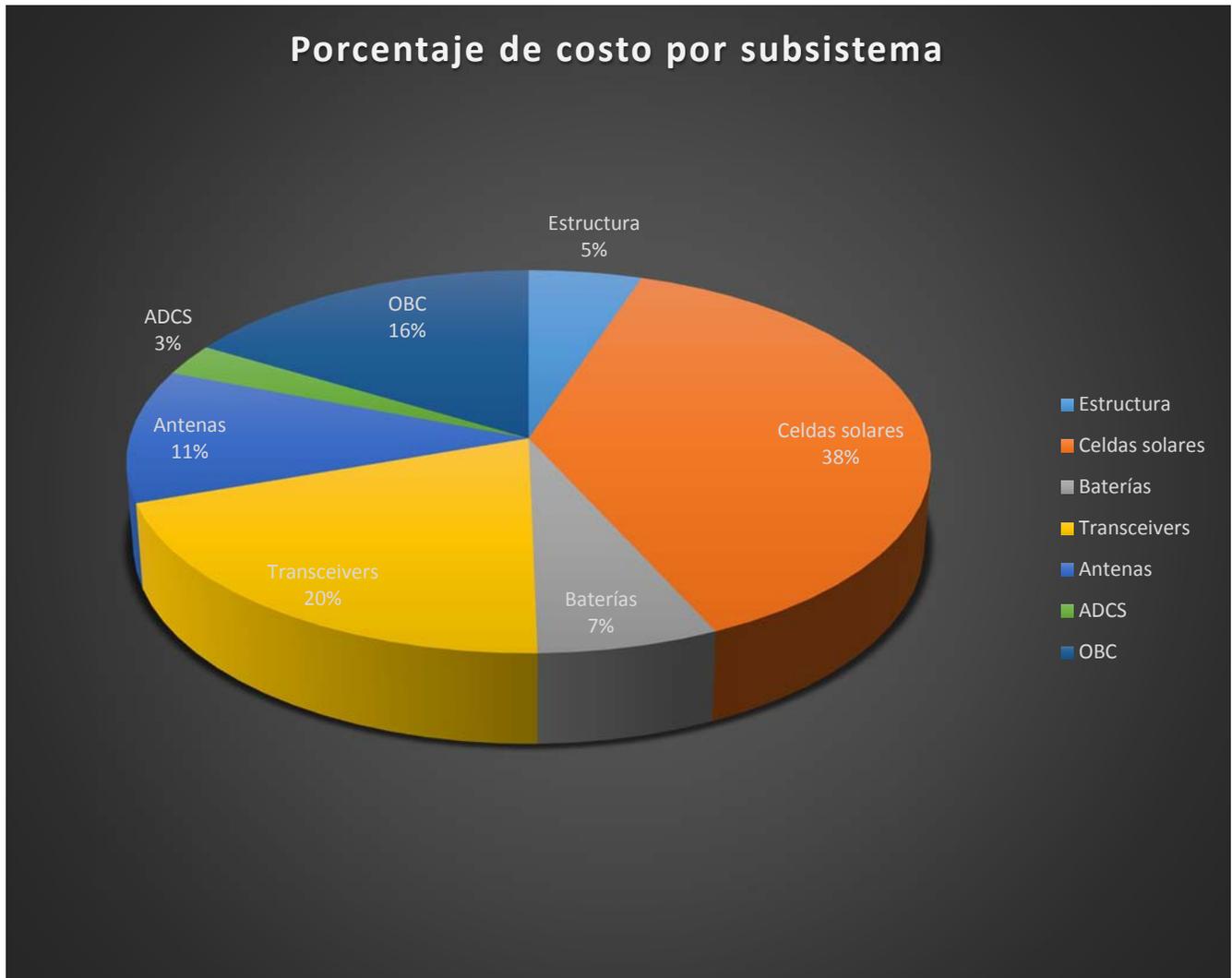
Gráfica 6.7.
Precios de Computadoras de a bordo en el mercado

6.2.8. Promedio de los subsistemas

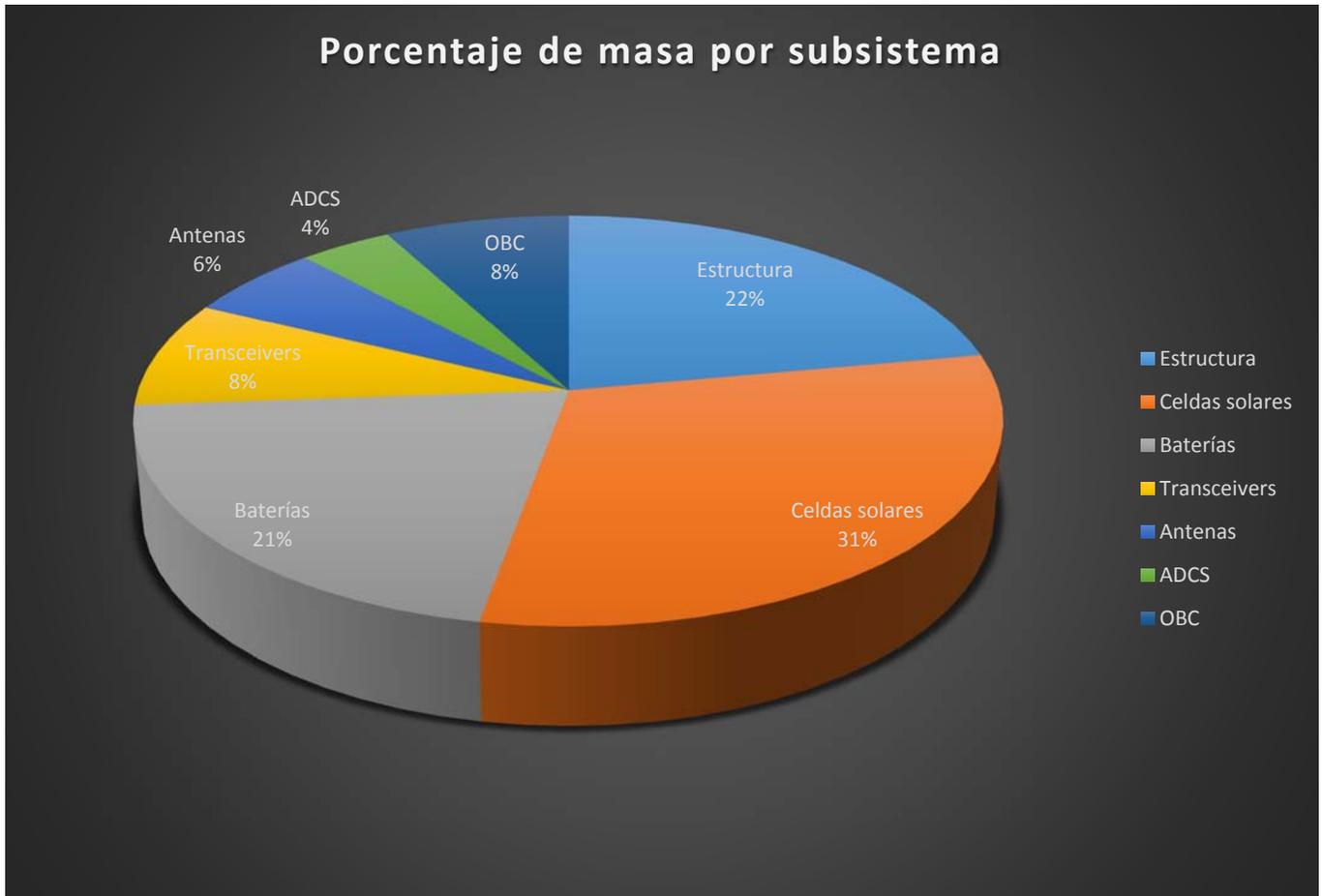
A continuación se muestra la Tabla 6.16 con el promedio de precio y masa de la información recabada anteriormente de cada uno de los subsistemas:

Promedio	Precio [MXN]	Masa [g]
Estructura	27,690	200
Celdas solares	206,000	278
Baterías	35,320	190
Transceivers	108,000	76
Antenas	60,900	53
ADCS	14,500	36
OBC	89,000	71.5
Total	556,410	910.5

Tabla 6.16.
Promedio de peso y precio de cada subsistema



Gráfica 6.8.
Porcentaje de costo por subsistema



Gráfica 6.9.
Porcentaje de masa por subsistema

En las gráficas 6.8 y 6.9 puede observarse que las celdas solares son los componentes más costosos y de mayor peso del CubeSat, por lo cual una buena elección podría reducir considerablemente el precio y la masa del satélite.

De igual forma, el subsistema de comunicaciones representa una tercera parte del precio de todo el satélite por lo que la utilización de COTS podría ser de suma importancia.

Las baterías por si solas utilizan 1/5 parte de la masa del CubeSat. Existen proyectos CubeSat que no utilizan baterías y que sólo funcionan durante los momentos en los que reciben luz solar. Esto reduce considerablemente la masa del CubeSat, reduciendo costos de lanzamiento.

La estructura es uno de los subsistemas garantizados, en caso de ser Pumpkin, si bien su masa es alta esta puede reducirse al elegir una estructura ranurada.

6.3. ANÁLISIS DE ADQUISICIÓN POR PLATAFORMA 1U

El análisis se enfocará en los proveedores que ofrezcan plataformas satelitales CubeSat de 1U. Se mencionarán los subsistemas con los que cuenta cada plataforma, así como el precio y masa total de esta. Finalmente se llegará a una conclusión respecto a qué esquema de adquisición representa más beneficios para desarrollar un proyecto CubeSat de 1U en una universidad de manera práctica y económica.

Cada una de las tablas maneja los siguientes valores de cambio:

Euro=17.0516813 **MXN**=17.05MXN (Promedio 12 septiembre-14 noviembre 2014) [15]

Dólar=13.4498127 **MXN**= 13.45MXN (Promedio 12 septiembre-14 noviembre 2014) [16]

6.3.1. Plataforma ISIS

ISIS, a través de su tienda virtual CubeSatShop suministra diferentes plataformas satelitales. Algunas de estas tienen meramente enfoques educativos y otras son kits enfocados a plataformas de 3U. Sin embargo, no existe una solución satelital para un CubeSat de 1U que ISIS tenga diseñada. Es por eso que se ha utilizado la información recopilada en el subcapítulo anterior y se ha armado una plataforma satelital con todos los subsistemas que provee ISIS. En la Tabla 6.17 se muestra el resultado:

						
<i>Subsistema</i>	<i>Elemento</i>	<i>Características</i>	<i>Fabricante</i>	<i>Precio original</i>	<i>Precio MXN</i>	<i>Masa [g]</i>
Estructura	Estructura CubeSat 1U	PC/104 100x100x113.5mm -40 a 80 °C Compatible con P-POD	ISIS	2,150 euros	36,660	200
Energía Eléctrica	Baterías	Paquete de 4 baterías Li-Ion serie 18650 Con sensores de temperatura Compatible con estructuras ISIS Capacidad: 2600mAh, 39Wh Rango de voltaje: 13 a 16.8V Corriente de carga: 1300 a 2600mA Corriente de descarga: 3900mA -10 a 60°C Dimensiones 96x90x23mm	GomeSpace / NanoPower BP4	1,500 euros	25,600	240g
	Celdas Solares	Potencia: 2.27 a 2.4W Voltaje 4.6V Corriente: 500mA Eficiencia 30% -40 a 85°C Masa 59g	AzurSpace	2,000euro s/panel	34,100/pa nel	59g
Comunicaciones	Transceiver VHF/UHF	Con herencia de vuelo del Delfi-C3 y PW12 Full Duplex Tx de Código Morse adicional Protocolo Ax.25 Modulación Rx: AFSK Modulación Tx: BPSK Tasa de bits	ISIS	8,000 euros	136,400	85g

UNAM-FI

		<p>Downlink: 1200 a 9600 bps Uplink: 300 a 1200 bps Frecuencia Tx: 130-160 MHz Rx:400-450 MHz Potencia Tx: 160mW Sensibilidad de Rx: -104 dBm para BER de 10E-5 Dimensiones: 96x90x15mm Consumo 1.7 W transmitiendo 0.2W en Rx Rango de temperatura: -20 a 50 °C RF input/output SMA 50 ohm</p>				
	Sistema desplegable de antenas	<p>Con 4 antenas monopolo Diversas configuraciones Con herencia de vuelo Delfi-C³ Compatible con productos ISIS, GomSpace, ClydSpace y Pumpkin RF entrada/salida 1-4 SSMCX, hembra, 50 Ohms Consumo de potencia: 20mW / 2W en despliegue Frecuencia >10 MHz Potencia de RF: 2W Pérdidas de retorno: -10 dB Rango de temperatura: -30 a 70°C Interfaz I2C Voltaje de alimentación: 3.6 V</p>	ISIS	5,000 euros	85,250	100g
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	<p>Procesador ARM9 de 400 MHZ Sistema Operativo FreeRTOS Capacidad para tarjetas SD 2x2GB Compatible con componentes ISIS y EPS de GomSpace 32 MB RAM FRAM 256KB Potencia consumida 400mW Voltaje de alimentación 3.3V Temperatura de operación -20 a 60°C 96x90x12.4mm</p>	ISIS	4,300 euros	73,300	94g
Control de Posición	Magnetorques	<p>Momento Magnético 0.2 Am² Momento residual <0.48 mAm² Potencia 209 mW@2.5V Resistencia 30-31 Ohm Inductancia 0.585 H Constante de ganancia magnética 2.9024 Am²/A</p>	ISIS	600 euros	10,200	22g
Total (considerando 6 paneles solares)				33,550 euros	572,000 MXN	1095 g

Tabla 6.17.
Plataforma de 1U de ISIS

6.3.2. Plataforma Clyde Space

Clyde Space no provee plataformas satelitales por lo que la siguiente tabla muestra una plataforma CubeSat compuesta por los subsistemas que Clyde Space vende por separado. El sistema de antenas que suministra Clyde Space no es compatible con el sistema de comunicaciones por lo que se propone utilizar un sistema de antenas desarrollado por ISIS el cual es compatible con los productos de Clyde Space. La Tabla 6.18 muestra la información obtenida.



Clyde Space						
Subsistema	Elemento	Características	Proveedor	Precio USD	Precio MXN	Masa [g]
Estructura	Estructura Aluminio 1U	-Sólida o Ranurada -Con módulo RBF	Pumpkin	1,850 USD	24,900	Ranurada: 158g Sólida: 243g
Energía Eléctrica	Baterías CS-iBAT2-10	-Integradas en PCB -Densidad de energía~150Wh/kg -Calentador y termostato integrados para mantener temperatura en 0°C -Protección para sobrecargas -Telemetría de temperatura, voltaje y corriente -8.2V, 10Whr -Termistor PTC para protección de corto-circuito -Polímero de litio	Clyde Space	950 USD	12,800	74g
	Celdas Solares	(x1) 2,825USD, 42g -Azurspace -Eficiencia 28% -4.7V@28°C -4.2W@28°C -Con sensor de temperatura y protección mediante diodos	Clyde Space	(x6) 16,950 USD	228,000	(x6) 252g
Comunicaciones	Transceptor UHF Half Duplex	-Compatible con PC/104 -Modulación: GMSK (9600 baud) AFSK (1200 baud) -Protocolo: AX.25 -Rango de temperaturas: 25°C to 61°C -Voltaje: 7.2V nominal; 6V - 9V -Especificaciones Transmisión: Alimentación DC: 4-10W Frecuencia 420-450 MHz Potencia RF 27,30,33 dBm Espaciado de canal 25 kHz Desviación de frecuencia 3 kHz Especificaciones Receptor: Potencia DC <250 mW	Clyde Space	8,600 USD	115,500	90g

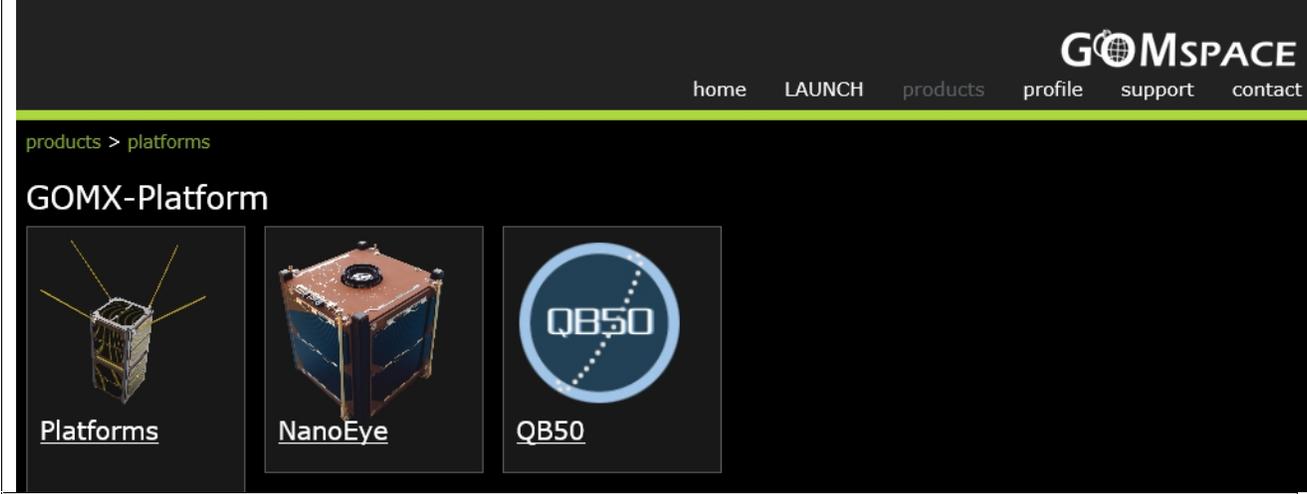
UNAM-FI

		<p>Figura de ruido <1.5 dB Frecuencia 420-450 MHz Espaciado de canal 25 kHz Rango dinámico -120 dBm a -70 dBm</p> <p>-Dimensiones: 96x90mm</p>				
	Sistema desplegable de antenas (1 Dipolo UHF y 1 monopolo UHF)	<p>-Con herencia de vuelo Delfi-C³ -Compatible con productos ISIS, GomSpace, ClydSpace y Pumpkin -RF entrada/salida 1-4 SSMCX, hembra, 50 Ohms -Consumo de potencia: 20mW / 2W en despliegue -Frecuencia >10 MHz -Potencia de RF: 2W -Pérdidas de retorno: -10 dB -Rango de temperatura: -30 a 70°C -Interfaz I2C -Voltaje de alimentación: 3.6 V</p>	ISIS	4,750 euros	81,000	100g
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	<p>-Procesador primario Alto rendimiento 32 bit ARM Cortex-M1 -Almacenamiento masivo:2GB Protección ECC RAM: 8MB Protección EDAC ROM:128KB PROM: 1KB</p> <p>-Procesador Secundario: De baja potencia 16-bit TI MSP430</p> <p>-Configuración de almacenamiento: 8 MB RAM: 16 KB ROM: 256 kB</p> <p>-Temperatura -25°C a 85°C -Potencia 0.5W a 1.25W -Dimensiones 96x90x12mm -Voltaje 5V</p>	Steepest Ascent	24,000 USD	322,800	62g
Control de Posición	Magnetorque	<p>-Integrado en un panel solar del eje Z (Precio del panel solar con magnetorque incluido difiere en 200USD con el panel sin magnetorque)</p> <p>-Momento magnético 0.19Am²</p>	Clyde Space	200 USD	2,690	50
Total				52,550 USD + 4,750 euros	788,000	Ranurada: 786g Sólido: 871g

Tabla 6.18.
Plataforma 1U de Clyde Space

6.3.3. Plataforma GomSpace

En las tablas 6.19 y 6.20 podemos observar los subsistemas satelitales y sus características que componen el kit CubeSat del proveedor GomSpace. Se muestran el GomX-1 y el NanoEye.



GOMSPACE

home LAUNCH products profile support contact

products > platforms

GOMX-Platform

Platforms NanoEye QB50

GOMSPACE						
GomX-1 Kit [56]						
Precio 580,000 MXN						
Masa 725g						
0.4U disponible para payload						
Subsistema	Elemento	Características	Proveedor	Precio original	Precio MXN	Masa [g]
Estructura	Estructura Aluminio 1U	-Sólida o Ranurada	ISIS	2,150 euros	36,660	200
Energía Eléctrica	Baterías (Nano Power BP4)	4 Baterías de Litio Ion Capacidad:5200mA Voltaje: 6.0-8.4V Corriente de carga: 2500-5000mA Corriente de descarga: 0-7500mA Dimensiones: 94x88x23mm 1500euro	GomSpace	1,500 euros	25,500	240g
	Paneles Solares	-2 celdas AzurSpace 3G30A/panel -Celdas de GaInP/GaAs/Ge -Sensor de sol y de temperatura - de -40 a 85 °C -Potencia 2270-2400mW -Voltaje óptimo: 4.6-4.8V -Corriente óptima: 490mA-508mA -Eficiencia: 30% -Potencia: 2.3W en LEO -Energía asociada a sensores: 8.3V Compatibles con estructuras ISIS, GomSpace Nanomind y GomeSpace NanoPowerP31u	AzurSpace	14,250 euros	243,000	257g

UNAM-FI

		P110 (x3) Masa: 26g P110U (x3) -Magnetorque integrado 0.043 Am ² , 3.3V -Giroscopio de 0.004°/s (2x) 57g (1x) 65g					
Comunicaciones	Transceiver Half Duplex UHF (NanoComU482C)	-Herencia de Vuelo: Xatcobero -Frecuencia de operación: 435-438 MHz half duplex -Sensibilidad: -126 dBm -Potencia de Tx >34dBm -Mod/Demod FM+MSK -1200,2400,4800 baud Rx -1200,2400,4800,9600 Tx -Interfaz I2C -Voltaje entrada: 3.3V -Rango de temperatura: -30 a 60°C -Dimensiones 95.4x90.15x18mm -Corriente entrada Rx 50mA -Corriente entrada Tx 300-1100mA -Compatible con PC/104	GomSpace	8,000 euros	136,400	75g	
	Sistema Antenas UHF	4 Antenas Omnidireccionales monopolo Polarización circular Ganancia 1.5 dBi a -1dBi 400-480 MHz Acoplamiento a 50 ohms -40 a 85°C	GomSpace	5,500 euros	94,000	30g	
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	Nanomind A712D Procesador ARM7 32 bits 8-40MHz Interfaces CAN y I2C Reloj en tiempo real, energía externa 30-60 minutos RTOS OS incluido RAM 2MB Adaptador MicroSD para almacenamiento mayor de 2GB Magnetómetro 3 drivers PWM 6 entradas para sensores de sol 3 entradas para giroscopios 3.3V 70mA	GomSpace	4,750 euros	81,000	55	
Control de Posición	Magnetorque	Incluido en celdas solares 0.04 Am ²	AzurSpace	-	-	-	
Total						580,000 MXN	725g

Tabla 6.19.
Plataforma 1U de GomSpace

UNAM-FI



GOMSPACE

NanoEye Kit [57]
 Precio 75,000 euros (1,280,000 MXN)
 Masa 860g

Subsistema	Elemento	Características	Proveedor	Masa [g]
Estructura	Estructura Aluminio 1U	-Sólida o Ranurada	ISIS	200
Energía Eléctrica	Baterías NanoPower P31U	*Paquete de baterías de Litio –Ion 2600mAh *Microcontrolador con interfaz I2C *Potencia de 1 a 30W *Eficiencia 93% *Consumo de Potencia: 250mW 3.3V@5A 5V@4A -20 a 60°C Masa: 200g	GomSpace	200g
	Paneles Solares	-2 celdas AzurSpace 3G30A/panel -Celdas de GaInP/GaAs/Ge -Sensor de sol y de temperatura - de -40 a 85 °C -Potencia 2270-2400mW -Voltaje óptimo: 4.6-4.8V -Corriente óptima: 490mA-508mA -Eficiencia: 30% -Potencia: 2.3W en LEO -Energía asociada a sensores: 8.3V Compatibles con estructuras ISIS, GomSpace Nanomind y GomeSpace NanoPowerP31u P110 (x3) Masa: 26g P110U (x3) -Magnetorque integrado 0.043 Am ² , 3.3V -Giroscopio de 0.004°/s (2x) 57g (1x) 65g	AzurSpace	257g
Comunicaciones	Transceiver Half Duplex UHF (NanoComU482C)	-Herencia de Vuelo: Xatcobeo -Frecuencia de operación: 435-438 MHz half duplex -Sensibilidad: -126 dBm -Potencia de Tx >34dBm -Mod/Demod FM+MSK	GomSpace	75g

UNAM-FI

		-1200,2400,4800 baud Rx -1200,2400,4800,9600 Tx -Interfaz I2C -Voltaje entrada: 3.3V -Rango de temperatura: -30 a 60°C -Dimensiones 95.4x90.15x18mm -Corriente entrada Rx 50mA -Corriente entrada Tx 300-1100mA -Compatible con PC/104		
	Sistema Antenas UHF	4 Antenas Omnidireccionales monopolo Polarización circular Ganancia 1.5 dBi a -1dBi 400-480 MHz Acoplamiento a 50 ohms -40 a 85°C	GomSpace	30g
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	Nanomind A712D Procesador ARM7 32 bits 8-40MHz Interfaces CAN y I2C Reloj en tiempo real, energía externa 30-60 minutos RTOS OS incluido RAM 2MB Adaptador MicroSD para almacenamiento mayor de 2GB Magnetómetro 3 drivers PWM 6 entradas para sensores de sol 3 entradas para giroscopios 3.3V 70mA	GomSpace	55
Control de Posición	Magnetorque	Incluido en celdas solares 0.04 Am2	AzurSpace	-
Otros	Hub de Interfaces	Interfaces USB Entradas análogas Interfaz I2C Interfaz RB0F Giroscopios	GomSpace	45g
	Software	Software para los subsistemas de control y telemetría y ADCS	GomSpace	-
Total		75,000 euros (1,280,000 MXN)		860g

Tabla 6.20.
Nanoeye kit de GomSpace

6.3.4. Plataforma Tyvak

Las características de la plataforma 1U que ofrece Tyvak se observan en la Tabla 6.21, esta solución no contiene celdas solares por lo que la Tabla 6.22 considera esta plataforma con las celdas solares agregadas.

 		
<p align="center"> Plataforma 1U Tyvak [58] 0.7U para carga útil 630g (sin tomar en cuenta cubierta de la estructura Z+) 30,000 USD 403,500 MXN No incluye celdas solares ni cubierta Z+ de la estructura </p>		
Subsistema	Elemento	Características
Estructura	Estructura CubeSat 1U	<ul style="list-style-type: none"> -Aluminio 6061-T6 -Compatible con P-POD
Energía Eléctrica	Baterías	<ul style="list-style-type: none"> -Capacidad 15 Whr -Potencia pico 15W -Alimentación 3.7V -Protección contra sobrecargas y corto circuito -Sensores de voltaje y corriente -
	Paneles Solares	<p>La plataforma no contiene celdas solares sólo contiene las estructuras o armazones para incluir las celdas. Las características de estos armazones son las siguientes:</p> <ul style="list-style-type: none"> -4 armazones para los lados XY del CubeSat y uno para un lado Z- -Cada armazón interactúa con la computadora de a bordo para la obtención de telemetría -Las celdas solares compatibles son SpectroLab, Emcore y AzurSpace. <p>Cada armazón provee:</p> <ul style="list-style-type: none"> -Sensores de potencia -Sensor de sol -Magnetómetro de 3 ejes -Sensores de temperatura internos y externos -Magnetorque -Control de despliegue de la antena monopolo (Armazón eje Z)
Comunicaciones	Transceiver UHF AX5042	<ul style="list-style-type: none"> -Banda de Radioaficionados 70cm -Ajustable para frecuencia de 400-470 MHz y 800-940MHz -Potencia de transmisión 1W -Compatible con FSK, GFSK, MSK, GMSK, BPSK y OQPSK. -Tasa de datos desde 1.2 hasta 200kbps -Sensibilidad RX -108 a -115 dBm@9600 kbps FSK -Eficiencia amplificador de RF 40%

UNAM-FI

	Antena UHF	Antena monopolo desplegable
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	<ul style="list-style-type: none"> -Procesador Linux AT91SAM9G20 @400MHZ -128MB 32bit SDRAM @133Mhz <ul style="list-style-type: none"> - 512MB 8bit NAND Flash - 32MB Memoria Flash en serie - Tarjeta MicroSD de hasta 32 GB -UART, I2C, SPI o USB2.0 -RTC con batería de repuesto <ul style="list-style-type: none"> -Giroscopio de 3 ejes -Acelerómetro de 3 ejes -Magnetómetro de 3 ejes -6 sensores de potencia -3 sensores de temperatura -Sensor de presión
Control de Posición	Magnetorque	Incluidos en los paneles solares

Tabla 6.21.
Plataforma 1U de Tyvak

					
Plataforma 1U Tyvak + celdas solares 0.7U para carga útil 600,000 MXN					
<i>Componente</i>	<i>Fabricante</i>	<i>Características</i>	<i>Precio original</i>	<i>Precio MXN</i>	<i>Masa</i>
Celdas solares	ISIS/Selex Galileo	GaAs Potencia 2.3W Voltaje 3V Eficiencia 28% -40 a 125°C 50g	11,500 euros set de 6 paneles 2,500euros/panel	32,680/panel considerando el set (6x) 196,000 (6x)	50g 300g (6x)
Total Kit+ celdas (6x)			30,000USD+11,500 euros	600,000MXN	930g

Tabla 6.22.
Plataforma 1U de Tyvak con celdas solares adicionales

6.3.5. Plataforma Pumpkin

La plataforma satelital que puede ser adquirida en CubeSat Kit sólo contempla los subsistemas de estructura y computadora de a bordo por lo que se realizarán dos tablas, la Tabla 6.23 con la información del CubeSat Kit y la la Tabla 6.24 con una propuesta que contemplará todos los subsistemas.

CubeSat kit original

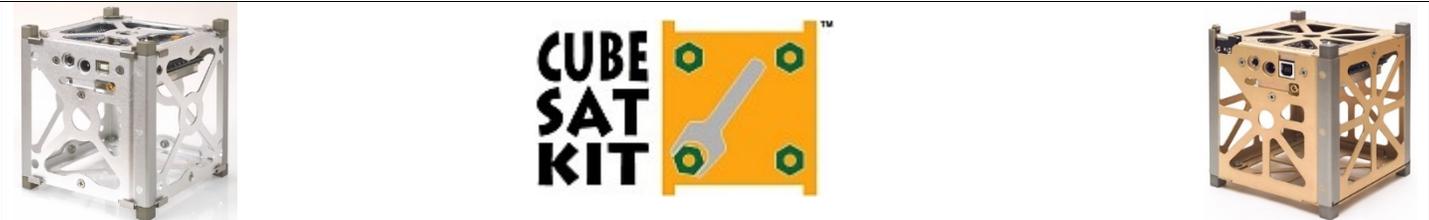
		
<p>CubeSat Kit 7,500 USD 101,000 MXN</p>		
<p>No incluye los subsistemas de Energía Eléctrica, Comunicaciones ni Control de Posición</p>		
Subsistema	Elemento	Características
Estructura	Estructura CubeSat 1U	Sólida o Ranurada
Energía Eléctrica	Baterías	No incluidas
	Celdas Solares	No incluidos
Comunicaciones	Transceiver	No incluido
	Antenas	No incluida
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	-Tarjeta Madre -Módulo de Procesamiento (A elegir: MSP430 8051 PIC 24 MCU PIC 33 DSC) -Cables y programas para adaptar conexiones USB entre los módulos de desarrollo y el módulo de procesamiento -Software: Pumpkin Salvos Pro RTOS Software CubeSat kit Librería HCC *No incluye programa compilador el cual deberá de adquirirse dependiendo del procesador seleccionado
Control de Posición		No incluido

UNAM-FI

Otros	Módulo de desarrollo	-Para hacer pruebas durante el desarrollo del proyecto CubeSat. Incluye: -Tarjeta de desarrollo -Tarjeta conectable para procesador
	Accesorios	-Fuente de alimentación +5Vdc 4A - Fuente de alimentación 6-12Vdc -Kit Protoboard -Cable USB -Destornillador Phillips #1 -Llave inglesa 1/4" -Llave Allen 9/64" -Pin Remove-Before-Flight -Soporte técnico durante un año

Tabla 6.23.
CubeSat Kit 1U

CubeSat Kit con elementos agregados

					
CubeSat Kit + subsistemas 423,000 MXN 879g					
Subsistema	Elemento	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]
Estructura	Estructura CubeSat 1U	Sólida o Ranurada	Incluido en el kit	KIT	-Sólido: 243g -Ranurada: 158g
Energía Eléctrica	Baterías Clyde Space / CS-iBAT2-10	-Integradas en PCB -Densidad de energía~150Wh/kg -Calentador y termostato integrados para mantener temperatura en 0°C -Protección para sobrecargas -Telemetría de temperatura, voltaje y corriente -8.2V, 10Whr -Termistor PTC para protección de corto-	950usd	12,800	74g

UNAM-FI

		<p>circuito -Polimero de litio -Masa 74g</p>			
	Celdas Solares AzurSpace	<p>Potencia: 2.27 a 2.4W Voltaje 4.6V Corriente: 500mA Eficiencia 30% -40 a 85°C Masa 59g</p>	2,000euros/panel	<p>34,100/panel 102,000 (3x)</p>	<p>59g/panel 177g (3x)</p>
	AzurSpace con sensores y mtq	<p>Potencia: 2.27 a 2.4W Voltaje 4.64V a 4.84V Corriente: 490 a 508mA Eficiencia 30% -40 a 85°C Masa: 59g</p> <p>Sensor Solar Corriente: 170µA</p> <p>Sensor Temperatura Rango: -55 a 150°C Resolución: 1.5 a 3.5°C Vcc: 3.3V Corriente: 280µA Coeficiente de temperatura: 0.233 %/°C</p> <p>Giroscopio Rango 80 °/s Sensitividad 0.00458 °/s Vcc 5V Corriente 44mA</p> <p>Magnetorque Area 1.6m² Resistencia 106 a 130 Ohm Corriente 0.7^a Momento del dipolo a 3.3V: 0.05Am²</p>	2,750euros/panel	<p>46,900/panel 140,000 (3x)</p>	<p>59g/panel 177g (3x)</p>
Comunicaciones	Transceivers AstroDev Helium 100	<p>Modulación FSK/GMSK Frecuencias: o TX: 120 – 150 MHz o 400-450 MHz o RX: 400 – 450 MHz o 120-150 MHz Sensibilidad: -104.7 dBm @ BER 10-3 Potencia de transmisión: 100 mW a 3 W Voltaje de entrada: o Lógico: 3.3V o Transmisor 5-16V Potencia : o Recibiendo: < 200 mW o Transmitiendo: < 6 W Máxima tasa de datos: 38.4 kbps Full duplex Protocolo AX.25</p>	4,900USD	65,900	78g

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

		Interface serial: 3.3V UART -30 to +70 °C			
	Antena dipolo	-Hecha con cinta métrica (flexómetro) -Unión de 2 monopolos de ¼ de onda -Proyectos usando esta configuración: KickSat-1&2, M-Cubed1, NUTS, Delfi-C3, PhoneSat, etc.	100 USD	1,350	30g
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	-Tarjeta Madre -Módulo de Procesamiento (A elegir: MSP430 8051 PIC 24 MCU PIC 33 DSC) -Cables y programas para adaptar conexiones USB entre los módulos de desarrollo y el módulo de procesamiento -Software: Pumpkin Salvos Pro RTOS Software CubeSat kit Librería HCC *No incluye programa compilador el cual deberá de adquirirse dependiendo del procesador seleccionado	Incluido en el kit	KIT	100g
Control de Posición	Magnetorque	Incluido en los paneles solares			
Otros	Módulo de desarrollo	-Para hacer pruebas durante el desarrollo del proyecto CubeSat. Incluye: -Tarjeta de desarrollo -Tarjeta conectable para procesador			

UNAM-FI

	Accesorios	<ul style="list-style-type: none"> -Fuente de alimentación +5Vdc 4A - Fuente de alimentación 6-12Vdc -Kit Protoboard -Cable USB -Destornillador Phillips #1 -Llave inglesa 1/4" -Llave Allen 9/64" -Pin Remove-Before-Flight -Soporte técnico durante un año 			
Total				423,000 MXN	879g

Tabla 6.24.
CubeSat Kit con subsistemas agregados

6.3.6. Plataforma Interorbital Systems



INTERORBITAL SYSTEMS

InterOrbital Systems [59]

CubeSat Personal Satellite Kit: 10,000 USD (134,500 MXN)
 Con lanzamiento en órbita Polar 310 km: 19,125 USD (257,000 MXN)
 Tiempo en órbita: de 3 a 8 semanas
 Compatible con el IOS deployment unit. No compatible con P-POD
Masa kit: 650g

Subsistema	Elemento	Características	Proveedor
Estructura	Estructura 1U		
Energía Eléctrica	Celdas Solares [27]	(x60 celdas/CubeSat) 2.52 V 31 mA / celda Eficiencia 27% Material: Galio Arsenido Masa: 0.234g/celda Área: 2.27cm ²	SpectroLab
	Baterías	Litio Ion 3.7V 2600 mAh	
Comunicaciones	Transceiver TR2m con amplificador AFS2 (500 mW) [41]	Frecuencia de operación: 458.5-459.1MHz o 433.05-434.79MHz Variantes de fabricación desde 420MHz a 480MHz en bandas de 5MHz 23 canales@458MHz 69 canales@433MHz Potencia de transmisión: +20dBm (100mW) nominal Voltaje: 4.5V – 16V Consumo de corriente: 110mA transmitiendo, 27mA recibiendo Tasa de transferencia de bits: 5kbps max. (módulo standard) Sensibilidad de recepción: -118dBm (para 12 dB SINAD) Tamaño: 59 x 38 x 10mm	Radiometrix
	Antena	Dipolo cinta métrica	
Computadora Principal	Computadora de a bordo	Arduino 5 Mini	
Control de Posición	No Provisto por IOS		

Tabla 6.25.
Plataforma 1U de IOS

La Tabla 6.26 es una recapitulación de los precios y masas de las diferentes plataformas CubeSat mencionadas anteriormente:

Plataformas CubeSat 1U		
Proveedor	Precio [MXN]	Masa [g]
ISIS	572,000	1,095
Clyde Space	788,000	871
GomSpace (GomX)	580,000	725
GomSpace (NanoEye)	1,280,000	860
Tyvak	600,000	930
Pumpkin	423,000	879
Interorbital	134,500	650
Promedio	625,000	860

Tabla 6.26.
Precio y masa de plataformas de 1U

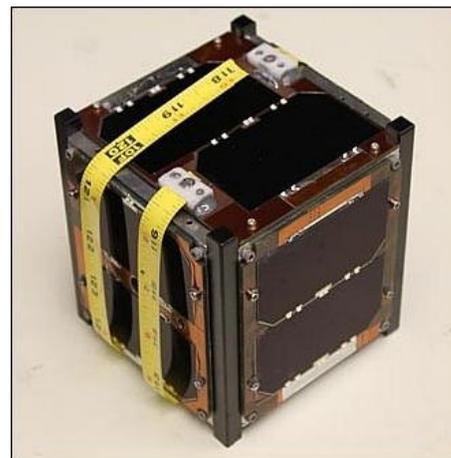
Podemos verificar que el precio de un kit CubeSat en el mercado está entre los 400,000 y los 600,000 MXN.

Es de notar el bajo costo del kit proveído por Interorbital (135,000 MXN) y aún más su propuesta de lanzamiento (250,000 MXN). Sin embargo el desarrollo de su cohete lanzador es aún una promesa y hasta no ser desarrollado es una opción no comprobada. Aun así, podría ser considerado por su bajo costo y baja masa como una plataforma para un primer proyecto universitario.

El CubeSat kit de Pumpkin es una gran propuesta tomando en cuenta la adquisición de la estructura y el uso de sus módulos de procesamiento, que son ampliamente usados y por lo tanto hay mucha información sobre su empleo y demás detalles en la red.

6.3.7. Plataforma 1U propuesta

Tomando en cuenta el objetivo de este trabajo plantearemos una solución para adquirir la opción más conveniente para ser desarrollada por una universidad con poca experiencia en el desarrollo satelital y con un presupuesto restringido. Nos enfocaremos principalmente en aquellos componentes COTS de bajo precio tomando como base el Kit de Pumpkin debido a la garantía del estándar de su estructura y a la flexibilidad que las opciones de OBC muestran. Esta solución se muestra en la Tabla 6.27:



Plataforma 1U Propuesta						
Precio 137,750 MXN Masa 527g						
Subsistema	Proveedor	Elemento	Características	Precio Original	Precio MXN	Masa [g]
Estructura	Pumpkin	Estructura CubeSat 1U	Sólida o Ranurada	CubeSat Kit (7,500USD)	101,000	-Sólido: 243g -Ranurada: 158g
Energía Eléctrica	Clyde Space	Baterías Clyde Space / CS-iBAT2-10	-Integradas en PCB -Densidad de energía~150Wh/kg -Calentador y termostato integrados para mantener temperatura en 0°C -Protección para sobrecargas -Telemetría de temperatura, voltaje y corriente -8.2V, 10Whr -Termistor PTC para protección de cortocircuito -Polímero de litio -Masa 74g	950usd	12,800	74g
	Spectrolab	Spectrolab Triangular Advanced solar Cells	-Triple unión de galio Arsenido -Área 2.77cm ² -Masa 0.234g -Voltaje 2.52V -Corriente 31mA -Eficiencia 27% 0.75x1.6cm -10 rectángulos por cara (panel)	10 USD /rectángulo con 2 triángulos	135/rectángulo 1,350/panel 6,750 (5x panel)	4.7g/panel 23.5g (5x)

UNAM-FI

Comunicaciones	Radiometrix	Transceiver TR2m con amplificador AFS2 (500 mW)	<p>Frecuencia de operación: 458.5-459.1MHz o 433.05-434.79MHz Variantes de fabricación desde 420MHz a 480MHz en bandas de 5MHz FM, FSK 23 canales@458MHz 69 canales@433MHz Potencia de transmisión: +20dBm (100mW) nominal (500mW con amplificador) Voltaje: 4.5V - 16V Consumo de corriente: 110mA transmitiendo, 27mA recibiendo Tasa de transferencia de bits: 5kbps max. (módulo standard) Sensibilidad de recepción: -118dBm (para 12 dB SINAD) Tamaño: 59 x 38 x 10mm</p> <p>Amplificador Vcc 5V Consumo Tx: 250mA Rx:2mA 33x23x9mm</p>	420 USD	5,650	34g
		Antena dipolo	<p>-Hecha con cinta métrica (flexómetro) -Unión de 2 monopolos de ¼ de onda -Proyectos usando esta configuración: KickSat-1&2, M-Cubed1, NUTS, Delfi-C3, PhoneSat, etc.</p>	100 USD	1,350	30g
Computadora Principal	Computadora de a Bordo	<p>-Tarjeta Madre -Módulo de Procesamiento (A elegir: MSP430 8051 PIC 24 MCU PIC 33 DSC)</p> <p>-Cables y programas para adaptar conexiones USB entre los módulos de desarrollo y el módulo de procesamiento</p> <p>-Software: Pumpkin Salvos Pro RTOS</p>	CubeSat Kit (7,500 USD)	CubeSat Kit	100g	

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

			Software CubeSat kit Librería HCC *No incluye programa compilador el cual deberá de adquirirse dependiendo del procesador seleccionado			
Control de Posición	CubeSatShop	Magnetorque	Momento Magnético 0.2 Am ² Momento residual <0.48 mAm ² Potencia 209 mW@2.5V Resistencia 30-31 Ohm Inductancia 0.585 H Constante de ganancia magnética 2.9024 Am ² /A	600 euros	10,200	22g
Otros	Pumpkin	Módulo de desarrollo	-Para hacer pruebas durante el desarrollo del proyecto CubeSat. Incluye: -Tarjeta de desarrollo -Tarjeta conectable para procesador	---	---	---
	Pumpkin	Accesorios	-Fuente de alimentación +5Vdc 4A - Fuente de alimentación 6-12Vdc -Kit Protoboard -Cable USB -Destornillador Phillips #1 -Llave inglesa 1/4" -Llave Allen 9/64" -Pin Remove-Before-Flight -Soporte técnico durante un año	---	---	---
Total					137,750 MXN	527 g

Tabla 6.27.
Plataforma propuesta de 1U

Al hacer uso de algunos componentes COTS no industriales se ha generado una propuesta sumamente atractiva basada en el CubeSat kit de Pumpkin. Nuevamente las características estandarizadas y garantizadas de la estructura juega un papel importante para hacer esta selección así como el uso extendido que se tiene de los módulos de procesamiento, lo cual facilita el desarrollo del proyecto y asegura, en lo que respecta a las pruebas físicas, que el CubeSat desarrollado mediante esta propuesta no tenga problemas que puedan llegar a ser impeditivos para la misión.

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

Se ha propuesto el uso de la antena de cinta métrica debido a su bajo costo y a la idea de que se requiere un trabajo de investigación enfocada totalmente en el acoplamiento de esta con el satélite, lo cual permitirá el desarrollo académico de los estudiantes involucrados en este subsistema.

De igual forma el uso del transceiver de Radiometrix fue propuesto debido a su reducido costo y a que es totalmente funcional tomando en cuenta los objetivos planteados. El empleo de las celdas solares triangulares de SpectroLab podría ser la pieza clave del desarrollo de un CubeSat con costos reducidos.

La propuesta cumple con los objetivos de costo y masa reducidos y, además, cuenta con el respaldo del estándar CubeSat proveído por la estructura Pumpkin, factor vital a considerar al comparar esta propuesta con el kit que ofrece Interorbital el cual no se ajusta al estándar.

6.4. PRINCIPALES PROVEEDORES DE LANZAMIENTOS PARA CUBESATS

6.4.1. Lanzamientos de proyectos CubeSat

Como mencionamos anteriormente, el lanzamiento de CubeSats se basa en el empleo de adaptadores, el más común es el P-POD, que funcionan como interfaz entre el satélite y el cohete, y como dispositivo desplegador una vez que se llega a la órbita establecida. Dentro de esta dinámica es esencial el uso de espacios libres dentro de los vehículos lanzadores que ya tienen una carga primaria asignada con el objetivo de reducir costos pero con la desventaja de que los criterios y requerimientos del lanzamiento y la órbita a la cual se llegará están definidos por las características y necesidades de la carga primaria. Esto representa una problemática a futuro tanto para los proyectos CubeSat como para los proyectos microsatelitales, los cuales son también lanzados como segunda carga útil, tomando en cuenta que el desarrollo y evolución de estas plataformas son tales que paulatinamente sus misiones serán más complejas y definidas por lo cual las características orbitales en las cuales llevarán a cabo sus misiones ya no podrán ser tan abiertas como lo son en la actualidad. Esto se proyecta en una necesidad de generar lanzamientos especialmente diseñados para proyectos nano y microsatelitales los cuales definirán las características de lanzamiento como la altura y trayectoria orbital, fechas de lanzamiento y consideraciones ambientales especiales y, por consiguiente, se abrirá una demanda importante de vehículos lanzadores pequeños que tengan capacidades menores de masa con el fin de reducir los costos de lanzamiento permitiendo facilitar y agilizar la puesta en órbita de proyectos satelitales como los CubeSat. Lo anterior permitirá desarrollar misiones satelitales más avanzadas y complejas en tiempos mucho menores y de manera mucho más económica, ventajas propias del estándar CubeSat, impulsando así el desarrollo de nuevas y mejores tecnologías dentro del ámbito espacial [60]. Además de cubrir la demanda en aumento de lanzamientos CubeSat permitiendo que haya un mayor desarrollo en torno al estándar e incrementando así su impacto en los sectores académicos e industrial de los diferentes países desarrolladores.

6.4.2. Principales Vehículos Lanzadores para CubeSats

Desde el primer lanzamiento de proyectos CubeSat (junio 2003) y hasta la fecha (enero 2015), ha habido 34 misiones de lanzamiento empleando diferentes vehículos lanzadores, y en todas estas los CubeSats han sido manejados como una segunda carga útil. De hecho, las posibilidades de que un proyecto microsatelital sea considerado como carga útil primaria dentro de un vehículo lanzador son muy escasas y hasta nulas en el caso de los proyectos nanosatelitales. Ciertamente, el concepto de carga útil primaria asignado a pequeños proyectos satelitales es, hoy en día, algo muy poco común. Sólo algunos vehículos lanzadores desarrollados en los últimos años están disponibles, específicamente, para proyectos microsatelitales y, a pesar de que el número de proyectos de este tipo ha ido en aumento, no se ha impulsado el crecimiento del mercado de cohetes destinados a cargas pequeñas.

Lo anterior se ejemplifica tomando en cuenta que de las 34 misiones de lanzamiento de proyectos CubeSat sólo 3 fueron realizadas con vehículos lanzadores con una carga útil menor a los 600kg. De hecho, estas 3 misiones fueron llevadas a cabo empleando el vehículo lanzador estadounidense Minotauro 1 el cual es un cohete producido por la compañía Orbital Sciences y es uno de los pocos vehículos lanzadores con una capacidad de carga que no rebasa la tonelada y dentro del cual proyectos microsatelitales pueden ser considerados como carga útil primaria. El Minotauro 1 tiene una capacidad de carga de 580 kg en LEO y, a pesar de que esta capacidad exceda por mucho las características de los proyectos microsatelitales aún puede ser sumamente viable considerando el número de satélites que puede poner en órbita. No obstante, la tecnología CubeSat sigue siendo muy ligera como para que no sea considerada una carga útil secundaria, incluso dentro del Minotauro.

Los demás vehículos lanzadores empleados a lo largo de la historia CubeSat son cohetes con capacidades de carga de varias toneladas, usados para poner en órbita grandes proyectos satelitales y que han adoptado la práctica de llevar cargas secundarias en sus lanzamientos. Un ejemplo de estos vehículos es el Atlas V, uno de los cohetes del programa EELV (Evolved Expandable Launch Vehicle) impulsado por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos que se ha convertido en uno de los cohetes más populares y capaces de transportar cargas secundarias actualmente. El Atlas V puede llevar hasta 19,000 kg de carga útil a una órbita LEO de 28.7°. Es parte del programa Atlas, que tiene más de 600 lanzamientos realizados dentro de los cuales el Atlas V tiene una tasa de éxito del 100% con 16 lanzamientos hechos hasta ahora [61].

Dentro de este puede utilizarse el anillo ESPA (EELV Secondary Payload Adapter) el cual es un adaptador para cargas secundarias capaz de transportar varios adaptadores P-POD y hasta satélites del orden de cientos de kilogramos como la misión de 621 kg desarrollada por la NASA en el 2008: el LCROSS. Con una amplia variedad de vehículos lanzadores y de diversos adaptadores y esquemas de integración, los EELV son los lanzadores más viables, actualmente, para las misiones satelitales CubeSats.

Otro ejemplo de vehículo lanzador empleado para proyectos CubeSat es la familia de cohetes Falcon de la compañía Space Exploration Technologies (Space X), la cual ha tenido un aporte importante en el sector espacial de los últimos años al desarrollar un

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

de los cohetes más modernos de la actualidad: el Falcon 9. Con una capacidad de carga útil de 13,150 kg en órbita LEO, este cohete fue diseñado y desarrollado para el transporte de proyectos satelitales y la cápsula Dragon en órbitas bajas mediante la cual se ha convertido en el primer vehículo comercial encargado de llevar suministros a la Estación Espacial Internacional. Su primer lanzamiento se llevó a cabo en el año 2012 y hasta el momento tiene una tasa de eficiencia del 100% [62].

El sistema de lanzamientos más utilizado para la puesta en órbita de proyectos CubeSat es el PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle). Este sistema fue desarrollado y operado por la Organización de Investigación Espacial de la India (ISRO, Indian Space Research Organisation) con el objetivo de poner en órbita los satélites hindús IRS (Indian Remote Sensing) en órbitas heliosíncronas, un servicio que sólo podía ser brindado por Rusia en el momento de su desarrollo. Hasta la fecha (2015), el sistema PSLV ha lanzado 70 satélites (30 de la India) en diversas órbitas. Algunos de los ejemplos más representativos son la sonda lunar Chandrayaan-1 y el proyecto Mangalyaan, que alcanzó la órbita de Marte en septiembre del 2014. Tienen una capacidad de carga útil de 1,600 kg en órbita heliosíncrona de 620 km y es el vehículo lanzador con mayor eficacia de ISRO, con 26 lanzamientos exitosos de 27 realizados desde 1993 [63].

En cuanto a la tecnología rusa, los vehículos Soyuz y Dnepr-1 son también considerados una opción viable dentro del mercado. El cohete Soyuz está respaldado por una herencia tecnológica importante y es uno de los vehículos lanzadores más populares del mundo siendo el único medio de transporte para personas hacia la Estación Espacial Internacional.

A continuación se presenta la Tabla 6.28 con todas las misiones de lanzamiento CubeSat que se han desarrollado hasta el momento indicando el tipo de vehículo lanzador empleado en cada una de ellas [65] [66]:

Lanzamiento	Vehículo Lanzador	Origen Vehículo	Lugar de lanzamiento	Fecha Lanzamiento	CubeSats
1	Rockot KS	Rusia	Cosmodromo de Plesetsk, Rusia	30 junio 2003	6
2	Kosmos-3M	Rusia	Cosmodromo de Plesetsk, Rusia	27 octubre 2005	3
3	M-V-8	Japón	Centro Espacial Uchinoura, Japón	22 febrero 2006	1
4	Minotauro 1	EUA	Isla Wallops, Virginia, EUA	11 diciembre 2006 (fallido)	1
5	Dnepr-1	Rusia	Cosmódromo de Baikonour, Kasajastán	17 abril 2007	7
6	PSLV	India	Centro Espacial Satish Dhawan, India	28 abril 2008	5
7	Minotauro 1	EUA	Isla Wallops, Virginia, EUA	19 mayo 2009	4
8	PSLV-C14	India	Centro Espacial Satish Dhawan, India	23 septiembre 2009	4
9	H-IIA F17	Japón	Centro Espacial Tanegashima, Japón	20 mayo 2010	3
10	PSLV-C15	India	Centro Espacial Satish Dhawan, India	12 julio 2010	2
11	STP-S26 (Minotaur IV)	EUA	Isla Kodiak, Alaska	19 noviembre 2010	3
12	Falcon 9	EUA	Cabo Cañaveral, EUA	8 diciembre 2010	8
13	PSLV-C18	India	Centro Espacial Satish Dhawan, India	12 octubre 2011	1
14	Delta II	EUA	Base Vandenberg, California, EUA	28 octubre 2011	6
15	Vega VV01	Italia	Guyana Francesa	13 febrero 2012	7
16	H-IIB / módulo JEM@ISS	Japón	Centro Espacial Tanegashima, Japón / ISS	21 julio 2012 / 4 octubre 2012	5
17	Atlas-V	EUA	Base Vandenberg, California, EUA	13 septiembre 2012	11
18	PSLV-C20	India	Centro Espacial Satish Dhawan, India	25 febrero 2013	2
19	Soyuz 2.1^a	Rusia	Cosmódromo de Baikonour, Kasajastán	19 abril 2013	5
20	Antares	EUA	Isla Wallops, Virginia, EUA	21 abril 2013	4
21	Long March 2D	China	Centro Espacial Jiuquan, China	25 abril 2013	3
22	Vega	Italia	Guyana Francesa	7 mayo 2013	1

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

23	H-IIB / Módulo JEM@ISS	Japón	Centro Espacial Tanegashima, Japón / ISS	4 agosto 2013 / 20 noviembre 2013	4
24	Minotauro 1	EUA	Isla Wallops, Virginia, EUA	19 noviembre 2013	28
25	Dnepr-1	Rusia	Yasny, Rusia	21 noviembre 2013	19
26	Atlas-V	EUA	Base Vandenberg, California, EUA	6 diciembre 2013	12
27	Antares / Módulo JEM@ISS (Flock 1)	EUA	Isla Wallops, Virginia, EUA	9 enero 2014 / 11-28 febrero 2014	33
28	Soyuz (Progress M-22M) / ISS (Chasqui 1)	Rusia	Cosmódromo de Baikonour, Kasajastán	5 febrero 2014 / 18 agosto 2014	1
29	H-IIA 202	Japón	Centro Espacial Tanegashima, Japón	28 febrero 2014	4
30	Falcon 9	EUA	Cabo Cañaveral, EUA	18 abril 2014	5
31	Dnepr-1 / Módulo JEM@ISS (Flock 1-c)	Rusia	Cosmódromo de Yasni, Rusia	19 junio 2014 / 24 junio 2014	26
32	PSLV-CA	India	Centro Espacial Satish Dhawan, India	30 junio 2014	1
33	Soyuz 2.1b	Rusia	Cosmódromo de Baikonour, Kasajastán	8 julio 2014	1
34	Antares / Módulo JEM@ISS (Flock 1-b)	EUA	Isla Wallops, Virginia, EUA	13 julio 2014 / 20 agosto-septiembre 2014	28

Tabla 6.28
Lanzamientos CubeSat

A continuación se presenta la tabla 6.29 con los diferentes vehículos lanzadores empleados en la puesta en órbita de proyectos CubeSat y se mencionan algunas características importantes de cada uno de ellos:

Tecnología	Capacidad de carga / Descripción	Desarrollador	Lanzamientos	
Kosmos-3M	1500kg en LEO	Rusia Yuzhnoye/NPO Polyot	Primer lanzamiento 1967 Lanzamientos exitosos: +420 CubeSats: 3	
Rockot Ks	1950 kg Órbita 200km, 63° 3 etapas combustible líquido	Rusia Eurockot Launch Services	Primer lanzamiento 1990 Lanzamientos exitosos: 23 CubeSats: 6	
M-V	1800 kg Órbita 250km 3 etapas de combustible sólido	Japón JAXA	Primer lanzamiento 2000 Lanzamientos exitosos: 6 CubeSats: 1	

UNAM-FI

<p>Minotaur 1</p>	<p>580 kg Órbita 185km, 28.5° 4 o 5 etapas de combustible sólido</p>	<p>EUA Orbital Sciences Corporation</p>	<p>Primer lanzamiento 2000 Lanzamientos exitosos: 11 CubeSats: 33</p>	
<p>Dnepr</p>	<p>3600 kg Órbita 300km, 50.6° 3 etapas de combustible líquido</p>	<p>Ucrania Yuzhny Machine-Building Plant</p>	<p>Primer lanzamiento 1999 Lanzamientos exitosos: 19 CubeSats: 52</p>	
<p>PSLV</p>	<p>1678 kg Órbita 622 km, heliosíncrona 4 etapas de combustible sólido y líquido</p>	<p>India ISRO</p>	<p>Primer lanzamiento 1993 Lanzamientos exitosos: 25 CubeSats: 15</p>	
<p>H-IIA</p>	<p>10,000-15,000kg en LEO 2 etapas combustible sólido</p>	<p>Japón Mitsubishi Heavy Industries</p>	<p>Primer lanzamiento 2001 Lanzamientos exitosos: 24 CubeSats: 7</p>	
<p>Minotaur IV (STP-S26)</p>	<p>1735 kg en LEO 185 km, 28.5° 4 etapas de combustible</p>	<p>EUA Orbital Sciences</p>	<p>Primer lanzamiento 2010 Lanzamientos exitosos: 5 CubeSats: 8</p>	

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

<p>Falcon 9</p>	<p>13,150 kg en LEO 4,850 kg en GEO 2 etapas (oxígeno y queroseno líquido)</p>	<p>EUA Space X</p>	<p>Primer lanzamiento 2010 Lanzamientos exitosos: 12 CubeSats: 13</p>	
<p>Delta II</p>	<p>2,700-6,100 kg en LEO 2 etapas de combustible sólido</p>	<p>EUA McDonnell Douglas</p>	<p>Primer lanzamiento 1989 Lanzamientos exitosos: 150 CubeSats: 6</p>	
<p>Vega</p>	<p>1,500 kg en órbita polar de 700km 1,450 kg en órbita heliosíncrona de 400km 3 etapas de combustible sólido</p>	<p>Italia Avio</p>	<p>Primer lanzamiento 2012 Lanzamientos exitosos: 4 CubeSats: 8</p>	
<p>Atlas-V</p>	<p>Hasta 18,000 kg en LEO 8,900 kg en GEO 2 etapas de combustible sólido</p>	<p>EUA United Launch Alliance</p>	<p>Primer lanzamiento 2002 Lanzamientos exitosos: 48 CubeSats: 11</p>	
<p>Soyuz-2</p>	<p>7,800 kg en LEO 2 etapas de combustible sólido</p>	<p>Rusia Ts-SKB Progress</p>	<p>Primer lanzamiento 2004 Lanzamientos exitosos: 34 CubeSats: 6</p>	

UNAM-FI

<p>Antares</p>	<p>6,120 kg en LEO 3 etapas de combustible sólido y líquido</p>	<p>EUA Orbital Sciences</p>	<p>Primer lanzamiento 2013 Lanzamientos exitosos: 4 CubeSats: 37</p>	
<p>Long March 2D</p>	<p>3,500 kg en LEO 2 etapas</p>	<p>China CALT</p>	<p>Primer lanzamiento 1992 Lanzamientos exitosos: 20 CubeSats: 3</p>	

Tabla 6.29.
Vehículos lanzadores de proyectos CubeSat

El estándar CubeSat ha impulsado de una manera importante el acceso al espacio, especialmente a través de las misiones desarrolladas en las universidades. Sin embargo, el número de oportunidades de lanzamiento para estos proyectos no ha incrementado al ritmo necesario para cubrir la demanda que generan los diversos desarrolladores CubeSat alrededor del mundo, los cuales duplican su número cada 18 meses[67] y cuya tasa de crecimiento de igual modo sigue aumentando. De hecho, tomando en cuenta al sector nano y microsatelital (satélites de hasta 50kg), se prevé que para el año 2020 el número de proyectos de este tipo se encuentre entre los 2,000 y los 2,750 satélites, una cantidad mucho mayor comparada con los 92 satélites puestos en órbita durante el año 2013 [68].

Actualmente, debido a esta demanda, se está trabajando para impulsar el desarrollo de vehículos lanzadores para satélites pequeños, los cuales tendrán capacidades de carga por debajo de los 400 kg, algunos de ellos incluso por debajo de los 50 kg, lo cual permitirá reducción en costos y un enfoque destinado a la puesta en órbita de proyectos nano y microsatelitales, se acelerará así esta área del sector satelital y se ampliará el acceso al espacio. Algunas de las empresas que actualmente trabajan en tecnologías orientadas al lanzamiento y puesta en órbita de proyectos CubeSat son las siguientes:

- Virgin Galactic
- Firefly Space
- Generation Orbit
- XCOR
- Swiss Space Systems
- zero2infinity
- Interorbital Systems
- UP Aerospace

6.4.3. Programas gubernamentales

6.4.3.1. ELaNa (NASA)

ELaNa (Educational Launch of Nanosatellite) es una iniciativa de la NASA que promueve lanzamientos de satélites CubeSat de manera gratuita en universidades privadas y públicas de Estados Unidos de América. El programa comenzó a diseñarse desde el 2007 pero no fue sino hasta marzo del 2011 cuando la primera flota de CubeSats fue lanzada en un vehículo lanzador Taurus como parte de este proyecto. Esta primera flota constaba de 3 CubeSats de 1U integrados en un P-POD pertenecientes a las universidades de Montana, Colorado y Kentucky, pero que, debido a una falla en el vehículo lanzador, no pudo ponerse en órbita de manera exitosa. Sin embargo, después de esta primera convocatoria, han sido varios los proyectos CubeSat los que han sido puestos en órbita con ayuda de ELaNa. Los CubeSat son lanzados como segunda carga útil en misiones ya programadas y a las cuales se les adaptan los P-PODs encargados de llevar y desplegar los CubeSat [69].

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

Dentro de los objetivos del programa ELaNa encontramos la idea de atraer y mantener a los estudiantes dentro de las disciplinas relacionadas con la Ciencia, la Tecnología, la Ingeniería y las Matemáticas, así como acercar a las universidades a los proyectos desarrollados por la NASA [70]. Hasta la fecha ha habido 6 lanzamientos y han sido puestos en órbita más de 30 CubeSats gracias a esta iniciativa [71], la Tabla 6.30 enlista estos proyectos:

Misión	Vehículo Lanzador	Lanzamiento	P-PODS	CubeSats	Universidad	Tamaño
ELaNa I	Taurus XL	Marzo 4, 2011 (Fallido)	1	Explorer 1 Prime	Universidad Estatal de Montana	1U
				HERMES	Universidad de Colorado	1U
				KySat	Consorcio Espacial de Kentucky	1U
ELaNa III	Delta II	Octubre 28, 2011	3	AubieSat-1	Universidad de Auburn	1U
				RAX-2	Universidad de Michigan	3U
				Explorer 1 Prime 2	Universidad Estatal de Montana	1U
				M-Cubed	Universidad de Michigan	1U
				DICE (2 Cubesats)	Universidad Estatal de Utah	1.5U
ELaNa VI	Atlas V 401	Septiembre 13, 2012	3	CXBN	Universidad Estatal de Morehead	2U
				CP5	Cal Poly	1U
				CINEMA	Universidad de California	3U
				CSSWE	Universidad de Colorado	3U
ELaNa IV	Minotauro 1	Noviembre 19, 2013	8	Ho'oponopono-2	Universidad de Hawái	3U
				KySat-2	Universidad de Kentucky	1U
				ChargerSat-1	Universidad de Alabama	1U
				SPA-1 Trailblazer	Universidad de Nuevo México	1U
				SwampSat	Universidad de Florida	1U
				TJ3Sat	Thomas Jefferson High School	1U
				DragonSat-1	Universidad Drexel Academia Naval	1U
				CAPE-2	Universidad de Louisiana	1U
				PhoneSat-v2.4	NASA Centro de Investigación Ames	1U
				COPPER	Universidad de San Louis	1U
				Vermont Lunar CubeSat	Colegio Técnico de Vermont	1U
				ELaNa II	Atlas V	Diciembre 6, 2013
MCubed-2	Universidad Michigan Laboratorio de Propulsión NASA	1U				
CUNYSat-1	Ciudad Universitaria de Nueva York	1U				
FIREBIRD A	Fundación del Colegio Espacial Montana	1.5U				
FIREBIRD B	Fundación del Colegio Espacial Montana	1.5U				
ELaNa V	Space X-3 Falcon 9	Abril 18, 2014	4	ALL-STAR	Universidad de Colorado	3U
				PhoneSat 2.5	NASA	1U
				KickSat	Universidad de Cornell	3U
				TESTSat-Lite	Universidad de Taylor	2U
				SporeSat	NASA	3U
6 Lanzamientos			21 P-PODS	31 CubeSats en órbita / 34 lanzados		

Tabla 6.30.
Misiones CubeSat apoyadas por ELaNa

6.4.3.2. Vuelo Inaugural Vega (ESA)

La Agencia Espacial Europea ha estado involucrada en el desarrollo y puesta en órbita de satélites universitarios mediante dos iniciativas principales, ambas enfocadas a lanzar proyectos CubeSat de manera gratuita: el programa de CubeSats (mejor conocido como el Vuelo Inaugural Vega) y el programa “Fly your satellite” (FYS).

Por su parte, el programa de CubeSats de la ESA comenzó el 28 de mayo de 2007, cuando la Agencia decidió embarcar cargas útiles educativas en el vuelo de certificación del lanzador europeo Vega. La Oficina de Educación de la ESA lanzó la convocatoria en febrero de 2008, ofreciendo una oportunidad de lanzamiento gratuita a un máximo de nueve proyectos desarrollados por universidades europeas. La convocatoria fue exitosa y 7 proyectos CubeSat de diferentes países europeos fueron seleccionados y puestos en órbita en febrero del 2012 [72] y se enlistan en la Tabla 6.31:

Programa de CubeSats de la ESA				
Lanzamiento	País	CubeSat	Universidad	Tamaño
Vega VV01 13 Feb 2012	Italia	e-st@r	Universidad Politécnica de Turín	1U
	Romania	Goliat	Universidad de Bucarest	1U
	Hungría	Masat-1 (MO-72)	Universidad de Tecnología y Economía de Budapest	1U
	Polonia	PW-Sat	Universidad Tecnológica de Warsaw	1U
	Francia	ROBUSTA	Universidad Montpellier II	1U
	Italia	UniCubeSat-GG	Universidad de Roma	1U
	España	Xatcobeo	Universidad de Vigo	1U

Tabla 6.31.
Misiones CubeSat del programa Vega

Por otro lado, el programa FYS fue establecido en enero del 2013 por la Oficina de Educación de la ESA y está basado en el programa Vega. En este segundo programa europeo se dará cabida a universidades pertenecientes a algunos países no pertenecientes a la Unión Europea y, además, se ayudará a los desarrolladores de los proyectos a terminar la construcción de los CubeSat. La primera edición del programa FYS fue lanzada en febrero del 2013 y se seleccionaron a proyectos CubeSat en etapas avanzadas de desarrollo. FYS se compone de tres fases: Integración del satélite, Validación del satélite y Lanzamiento del satélite [73].

Se seleccionaron 6 proyectos CubeSat para entrar a la fase 1 del programa la cual se desarrolló en febrero del 2014 mientras que la fase dos en marzo. La previsión del lanzamiento de los CubeSat es en el 2015 [74].

Fly your Satellite				
Lanzamiento	País	CubeSat	Universidad	Tamaño
No establecido	Francia	Robusta-1B	Universidad Montpellier II	1U
	Bélgica	Oufti-1	Universidad de Liege	1U
	Canadá	ConSat-1	Universidad Concordia	3U
	Italia	e-st@r-II	Universidad Politécnica de Turín	1U
	Dinamarca	AAUSAT 4	Universidad de Aalborg	1U
	España	Politech 1	Universidad Politécnica de Valencia	3U

Tabla 6.32.
Misiones CubeSat del programa Fly Your Satellite

6.4.4. Empresas administradoras de lanzamientos

El diseño y desarrollo de un proyecto CubeSat es, ciertamente, un gran reto para los ingenieros y personas involucradas en este, sin importar el tipo de misión y objetivos que el satélite cumplirá estando en órbita. Una vez lograda la finalización del CubeSat otro de los grandes retos dentro de la misión es, naturalmente, ponerlo en órbita.

Para llevar a cabo esta segunda parte de la misión se requiere tomar en cuenta diversos factores y características que serán necesarias para que la puesta en órbita del proyecto CubeSat en cuestión sea exitosa: altura orbital, inclinación, fecha aproximada de lanzamiento, qué tipo de adaptador será empleado, frecuencias de operación, presupuesto, seguros, pruebas previas al lanzamiento, entre otros. Una vez conociendo estos factores se debe de comenzar a buscar opciones de lanzamientos que los cubran y, posteriormente, negociar y organizar todos los requerimientos, certificados y pruebas pedidos por la empresa a cargo del lanzamiento para así generar la posibilidad de subir al espacio el proyecto nanosatelital.

UNAM-FI

Ante estas demandas, muchos de los desarrolladores de proyectos CubeSat han optado por contratar los servicios de empresas con experiencia en la gestión de servicios de lanzamiento que se encarguen de ser la interfaz entre el desarrollador y la empresa a cargo del vehículo lanzador con el objetivo de ahorrar recursos, tiempo, esfuerzo y dinero.

Existen diversas empresas proveedoras de servicios de gestión de lanzamientos para proyectos CubeSat. A continuación se mencionarán algunas de ellas y se dará una breve reseña de cada una.

6.4.4.1. ISIS / Innovative Space Logistics

Innovative Space Logistics fue fundada en el 2009 con el objetivo de gestionar todas las actividades relacionadas con lanzamientos de la compañía ISIS. Esta subsidiaria de ISIS está enfocada en proveer lanzamientos para CubeSats, nanosatélites y microsatélites así como servicios de negociación, consultas técnicas, adaptadores y dispensadores de vuelo, pruebas de certificación y provisión de seguros a una gran variedad de desarrolladores de proyectos satelitales [75].

Desde el primer lanzamiento organizado por ISL en el 2009, esta subsidiaria ha gestionado seis misiones de lanzamiento en total. A continuación se muestra la Tabla 6.33 con la información referente a estas misiones [76]:

Lanzamiento	Fecha	Vehículo lanzador	CubeSats
ISILaunch01	23 septiembre 2009	PSLV-C14	BEESAT SwissCube ITUPSat1 UWE-2
ISILaunch02	19 abril 2013	Soyuz	Dove-2
ISILaunch03	21 octubre 2013	Dnepr	HinCube Funcube-1 ZACUBE-1 FirstMOVE UWE-3 VELOX-PII NEE-02 CubeBug-2 Triton-1 KHUSAT-1 KHUSAT-2 Delfi-N3xt OPTOS Dove-3
ISILaunch04	26 abril 2013	Long March 2D	NEE-01 Turksat-3USAT Cubebug-1
ISILaunch06	7 mayo 2013	Vega VV02	ESTCube
ISILaunch07	19 junio 2014	Dnepr	QB50 precursores (2x2U) NanosatC-Br-1 (1U) PACE (2U) DTU2 (1U) POPSATHIP-3 (3U) DuchiFat-1 (1U) Flock 1c (11x3U) Perseus-M (2x6U) Polyltan-1 (1U)

Tabla 6.33.
Lanzamientos coordinados por ISL

UNAM-FI



Imagen 6.11.
Escudos ISILaunch

Para solicitar los servicios de gestión de ISL se pide que se llene un documento con los datos del proyecto satelital que se pondrá en órbita. A continuación se muestra este documento en la Imagen 6.12:

ISL - Innovative Space Logistics BV • Molengraaffsingel 12-14 • 2629 JD Delft • The Netherlands • www.isilaunch.com
 info@isilaunch.com • Tel: +31 15 256 9018 • Fax: +31 15 257 3969 • Rabobank 141253215 • KvK 27348602 • VATnr NL821014018B01

ISILAUNCH OFFER REQUEST INFORMATION FORM

Customer information

Request Date: (dd/mm/yy)
 Project name:
 Organization:
 Contact person:
 Address:
 Telephone:
 Email:
 Website:

Technical information

Spacecraft size: CubeSat: Unit (0.5/1/2/3/Other)
 Nanosatellite
 Microsatellite
 Other:
 Spacecraft mass: kg
 Envelope stowed: L x W x H in mm
 Envelope deployed: L x W x H in mm
 Radio Frequencies: (to kHz resolution)
 Downlink: MHz
 Uplink: MHz
 Beacon: MHz
 Use of pyrotechnics, pressure vessels, hazardous materials: yes/ no
 (please specify)

Launch and Orbit Requirement details

Orbital Altitude Range: Min. km to max. km
 Inclination: Min. degrees, or Sun Synchronous
 Preferred launch period: (Month-Year or Q1/2/3/4-Year)
 Special requests: (E.g. special LTAN)
 Expected Spacecraft readiness date: (Month-Year or Q1/2/3/4-Year)

Requested ISILaunch Services

Launch coordination and management (oordination of launch slot)
 Launch adapter Dedicated Shared
 Acceleration & Vibration Shock Thermal Vacuum Thermal Baking
 Qualification Testing (EQM)
 Acceptance Testing (FM)
 Launch Insurance (Information to be discussed in detail)

Export Restrictions

Do export restrictions apply: yes/ no
 (please specify for which items and if possible attach end user statement to your request)

Mission Description:
 (comments or remarks may be sent by separate email as well)

You can return this form by email to a_r.bonnema@ispace.nl or info@isilaunch.com.
 Please attach a brief description of your project's mission overview and an image of your satellite in stowed and deployed condition, if available.

v05.12

Imagen 6.12.
Forma de llenado de datos de ISL

6.4.4.2. Spaceflight

Spaceflight es una compañía estadounidense fundada en el 2009 con el objetivo de proveer servicios de lanzamientos para pequeños satélites usando la capacidad adicional de carga de los grandes vehículos lanzadores. La compañía se basa en tres principios: la estandarización de interfaces para facilitar y acelerar la integración de la carga útil, costos de comercialización y el acceso a oportunidades de lanzamientos para pequeñas cargas útiles de manera constante. Dentro de los servicios que ofrece se encuentran la coordinación y administración de la integración y el lanzamiento de los satélites

Spaceflight tiene acuerdos con múltiples proveedores de vehículos lanzadores lo cual facilita su contratación a precios admisibles para los desarrolladores de los pequeños proyectos satelitales. Por ejemplo, se encuentra relacionada con ISL con el fin de proveer mayores oportunidades de lanzamientos en diversas partes del mundo y con la compañía SpaceX con la cual tiene acceso al cohete Falcon 9 para llevar cargas útiles secundarias hasta determinada órbita [77].

A través de los acuerdos con estas y otras compañías, Spaceflight ha desarrollado una red para proveer servicios de lanzamientos orbitales y suborbitales a una variedad de pequeños satélites y otras cargas secundarias. Los desarrolladores de los proyectos satelitales comienzan el proceso de integración completando un “cuestionario de carga útil” en el cual se pide información relevante del satélite como sus características, requerimientos y detalles de las interfaces a utilizar. A través de este primer cuestionario Spaceflight es capaz

Capítulo 6. Principales proveedores de subsistemas, plataformas y lanzamientos para proyectos CubeSat de 1U

UNAM-FI

de identificar oportunidades de lanzamiento para el proyecto satelital así como proveer un esbozo general de la misión incluyendo los costos de contratación.

A continuación se muestra la Imagen 6.13 que contiene los precios (en miles de USD) aproximados que Spaceflight establece y las diferentes opciones de lanzamiento que maneja [78]:

Payload Class	Containerized			Satellite Class							
	3U (5kg)	6U (10kg)	12U (20kg)	50 kg	100 kg	150 kg	200 kg	300 kg	450 kg*	750 kg*	1000 kg*
Length (cm)	34.05	34.05	34.05	80	100	100	100	125	200	300	350
Height/Diameter (cm)	10.0	10.0	22.63	40	50	60	80	100	150	200	200
Width (cm)	10.0	22.63	22.63	40	50	60	80	100			
LEO	\$295	\$545	\$995	\$1,750	\$3,950	\$4,950	\$5,950	\$7,950	\$17,500	\$22,000	\$28,000
GTO	\$650	\$995	\$1,950	\$3,250	\$5,950	\$6,950	\$7,950	\$9,950			
GSO/LLO	\$995	\$1,990	\$3,250	\$6,500	\$9,950	\$12,950	\$15,950	\$19,900			

Imagen 6.13.
Tabla de precios de Spaceflight (en miles de USD)

Observamos que para poner en órbita un CubeSat 3U de 5kg el precio es de 295,000 USD con lo cual podemos decir que para mandar 1 kg en una órbita LEO el costo aproximado sería de 60,000 USD (794,000 MXN) y para 1.33 kg el precio aproximado sería de 1 millón de pesos MXN.

A continuación se muestra la Tabla 6.34 con los proyectos CubeSat puestos en órbita mediante servicios ofrecidos por Spaceflight [79]:

Fecha	Vehículo lanzador	CubeSats
13 julio 2014	Antares	Flock 1B (28x3U) MicroMAS MIT (3U)
19 junio 2014	Dnepr	Flock 1C (11x3U)
9 enero 2014	Antares	UAP-SAT Skycube Flock 1 (28x3U)
21 noviembre 2013	Dnepr	Dove-3
19 abril 2013	Soyuz	Dove-2
19 abril 2013	Antares	Dove-1 PhoneSat (3x)

Tabla 6.34.
CubeSats lanzados por Spaceflight

6.4.4.3. Tyvak

Otra de las compañías que actualmente es capaz de llevar a cabo servicios de administración de lanzamientos para proyectos CubeSat es Tyvak, de la cual ya se habló anteriormente en su rol de proveedor de componentes y plataformas CubeSat. Con una experiencia de 15 campañas de lanzamiento es una de las compañías que más destaca en el sector de los proyectos CubeSat.

La última campaña que organizó fue en torno a 3 satélites CubeSat desplegados por el UniSat-6 en el lanzamiento del 19 de junio del 2014 con el vehículo lanzador Dnepr desde Yasny, Rusia. Los satélites gestionados por Tyvak fueron el Lemur-1, AeroCube6 y el ANTELSAT con apoyo de la compañía GAUSS y la Universidad CalPoly [80].

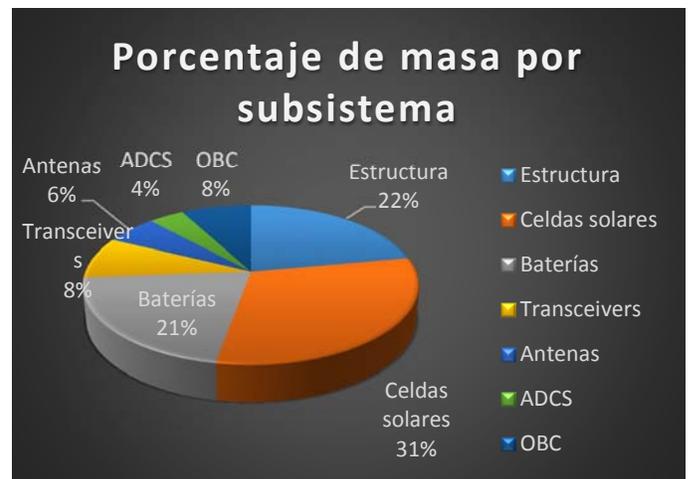
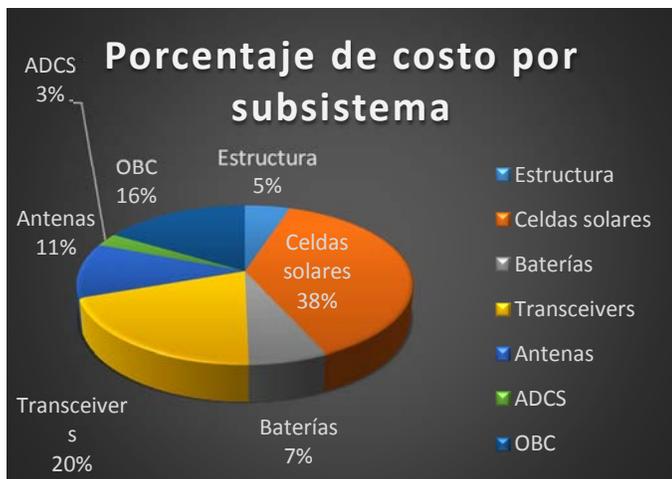
6.5. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Para realizar el análisis de resultados es importante recordar uno de los objetivos principales de esta tesis:

Promover el desarrollo de satélites CubeSat de 1U, de manera rápida y económica, dentro de un entorno universitario.

Como lo mencionamos antes, el planteamiento del objetivo se hace tomando en cuenta el contexto académico y tecnológico de una universidad con pocos o nulos desarrollos satelitales, sin instalaciones ni equipamiento para comenzar a desarrollar de manera directa un proyecto CubeSat y sin un programa de desarrollo espacial claramente establecido. Se ha elegido trabajar sobre un enfoque de CubeSat de 1U tomando en cuenta que es la plataforma más sencilla y económica de desarrollar en comparación con CubeSats de otras dimensiones, lo cual facilitará la adquisición de experiencia en el desarrollo satelital dentro de la universidad en cuestión.

Para facilitar la observación de resultados se han repetido algunas gráficas y tablas mostradas anteriormente:



Plataformas CubeSat 1U		
Proveedor	Precio [MXN]	Masa [g]
ISIS	572,000	1,095
Clyde Space	788,000	871
GomSpace (GomX)	580,000	725
GomSpace (NanoEye)	1,280,000	860
Tyvak	600,000	930
Pumpkin	423,000	879
Interorbital	134,500	650
Propuesta	137,750	527

Lanzamiento	
1kg	800,000 MXN

Se hará un análisis de resultados tomando en cuenta los datos de la solución propuesta en la tabla 6.26. y el promedio de masa y precio obtenida al recopilar los datos de los productos ofrecidos por los diferentes proveedores satelitales.

Masa

Respecto a la masa del sistema, es importante denotar la relación directa entre masa y costo de lanzamiento, así como recordar la restricción de 1.33 kg para un CubeSat de 1U. Se puede decir que los elementos a considerar son el subsistema de potencia y la estructura del satélite. Entre estos dos subsistemas se encuentra el 70% de la masa del satélite, sin tomar en cuenta la carga útil.

En cuanto al subsistema estructural, se ha considerado esencial contar con el sistema estructural brindado por Pumpkin, ya que cumple con los requerimientos que el estándar establece y esto evitará problemas durante el desarrollo y sobre todo durante la verificación y validación del modelo de vuelo por lo cual la tomaremos como una constante.

Por otra parte, el sistema de potencia llama la atención al ser el que más masa y costo conlleva, particularmente las celdas solares, al no haber alternativas intermedias prácticamente un desarrollador satelital se ve limitado por las características elevadas de estos componentes. Sin embargo, existe una solución que contempla el uso de celdas solares recicladas ultraligeras.

Precio

Las opciones de componentes y subsistemas CubeSat disponibles en el mercado son diversas. Cada proveedor ofrece características particulares en muchos de los subsistemas y los precios no son, relativamente hablando, desproporcionados entre cada proveedor. Dentro de los proveedores, Interorbital es la opción más económica pero carece de formalidad pues no se rige bajo el estándar CubeSat y sus servicios dan la sensación de ser improvisados. Sin embargo, al momento de tomar como opciones de subsistemas componentes COTS fuera de las opciones propuestas por los proveedores CubeSat la diferencia de precios se hace notoria.

Las principales diferencias en la solución propuesta con respecto a las plataformas y subsistemas ofrecidos por los proveedores residen en el subsistema de comunicaciones y en las celdas solares.

En el sistema de comunicaciones hemos propuesto un transceiver con un desempeño y características similares al que ofrecen los proveedores pero con un precio sumamente reducido en comparación. De igual manera, la propuesta de antenas que se ha establecido proviene del ejemplo de diversos proyectos CubeSat concretados, esto es, utilizar una cinta métrica metálica de determinada longitud como antena, lo cual reduce los costos de manera impactante.

Las celdas solares se han propuesto en base a la solución que Interorbital arroja para este componente del satélite. Se tratan de celdas solares sobrantes de arreglos de celdas mucho más grandes que los que un CubeSat requiere, es decir, son los residuos “innecesarios” de los grandes arreglos solares. En este punto SpectroLab decide sacar provecho de estos y los ofrece en el mercado a un precio sumamente bajo. Además, la masa de cada una de las celdas es muy reducido, convirtiéndolas en el elemento clave de la propuesta dada en este trabajo de tesis.

A continuación, en la Tabla 6.35, comparamos la masa y el precio de los componentes anteriormente citados con el promedio de los proveedores, así como el costo de lanzamiento considerando los servicios de SpaceFlight los cuales ofrecen lanzar 1 kg en LEO por 800,000 MXN:

Componente	Precio [MXN]		Masa [g]		Costo de lanzamiento [MXN]		Costo Final	
	Promedio	Propuesta	Promedio	Propuesta	Promedio	Propuesta	Promedio	Propuesta
Transceiver	108,000	5,650	76 g	34 g	60,800	27,200		
Antena	60,900	1,350	53 g	30 g	42,400	24,000		
Celdas solares	206,000	6,750 (5x panel)	278 g	23.5 g	222,400	18,800		
Total	374,900 MXN	13,750 MXN	407 g	87.5 g	325,600	70,000		
Costo final (Precio de adquisición + lanzamiento)							700,500 MXN	83,750 MXN

Tabla 6.35. Comparación de masa y precio tomando como referencia la solución propuesta

Lo cual arroja que, considerando sólo los componentes COTS no suministrados por los proveedores CubeSat (transceiver, antena y celdas solares) y comparándolos con el promedio de los componentes que sí son suministrados por los proveedores, el costo final puesta en órbita es aproximadamente 8 veces menor si se desarrolla la propuesta dada. Al mismo tiempo, la masa de la solución propuesta es 5 veces menor al promedio de la ofrecida por los proveedores lo cual se traduce en menor rango de restricción para la carga útil de la misión.

Además, al ser el desarrollo de un CubeSat de 1U un objetivo educativo y de adquisición de experiencia dado nuestro contexto, es sumamente conveniente tomar en cuenta la propuesta con la cual se podrán cubrir en gran manera diversos puntos propios de la práctica satelital, es decir:

1. Generar las instalaciones y equipo necesario para desarrollar un proyecto satelital CubeSat.
2. Adquirir experiencia en la gestión y desarrollo de un proyecto espacial.
3. Formar un grupo de trabajo compuesto por estudiantes y profesores con experiencia práctica en un proyecto satelital.
4. Involucrar a los alumnos en el desarrollo de una misión satelital.
5. Crear acuerdos de colaboración y fomentar el trabajo en equipo dentro de la universidad.
6. Conocer directamente los requerimientos técnicos y administrativos que un proyecto CubeSat conlleva.
7. Desarrollar una estación terrena que podrá ser utilizada posterior al proyecto inicial.
8. Promoción del desarrollo de diversas tesis enfocadas al proyecto CubeSat de 1U.
9. Identificar detalladamente los pros y los contras del uso de determinados subsistemas.
10. Conocimiento directo de los requerimientos regulatorios y de asignación de frecuencias.
11. Experiencia en las pruebas de verificación y validación previas al lanzamiento.
12. Conocer el proceso administrativo llevado a cabo por la empresa coordinadora del lanzamiento.
13. Desarrollar habilidades en el manejo de las herramientas virtuales necesarias para el desarrollo y el seguimiento de la misión.
14. Adquirir experiencia en la adquisición de datos de telemetría y en el análisis de los mismos.
15. Generar las capacidades para poder mejorar la metodología aplicada en una primera instancia así como el proceso de desarrollo de algún otro proyecto CubeSat.
16. Convertirse en una universidad con experiencia, preparada para afrontar y desarrollar una misión satelital de más complejidad y con objetivos más amplios en un futuro cercano.

CAPÍTULO 7. CUBESATS EN LA UNAM: UN OBJETIVO PARA EL FUTURO

Primero, se enlistarán a manera de recordatorio algunos datos significativos relacionados con el contexto espacial de nuestro país [1]:

- El primer satélite artificial puesto en órbita fue el Sputnik-1 el 4 de octubre de 1957 por la Unión Soviética.
- En 1968 se establece el primer centro de operaciones satelitales de México.
- Rodolfo Neri Vela se convierte en el primer y único astronauta mexicano en 1985.
- El primer satélite perteneciente a México fue el Morelos I, puesto en órbita en 1985 y comprado a la compañía Hughes.
- Todos los satélites que operó u opera el gobierno mexicano fueron comprados a empresas extranjeras. Un total de nueve satélites.
- La Agencia Espacial Mexicana se estableció en el 2010.
- Hasta el día de hoy ha habido más de 230 satélites CubeSat puestos en órbita por más de 30 países diferentes, la gran mayoría por universidades. 10 CubeSats son de países de América latina, México no figura entre ellos [2].
- La única iniciativa de proyecto CubeSat establecida por mexicanos es el Aztechsat-1, satélite del IPN que está siendo desarrollado en los Estados Unidos.
- Hasta el día de hoy se han puesto en órbita más de 3,000 satélites [3] de los cuales sólo uno ha sido integrado por ingenieros mexicanos: el UNAMSAT-B en 1996.
- El segundo satélite desarrollado e integrado por mexicanos es el Ulises 1, un satélite de 1 kg que probablemente se convierta en el segundo satélite mexicano puesto en órbita y el cual fue promovido y sustentado por el Colectivo Espacial Mexicano: un grupo de personas compuesto por 11 músicos y un fotógrafo [4].

Desde el comienzo de la era espacial y hasta la actualidad han existido importantes avances y desarrollos tecnológicos que han permitido, además de facilitar el acceso al espacio y brindar los conocimientos para comprender de mejor manera nuestro origen y nuestro Universo, el desarrollo de diferentes países económica, tecnológica y socialmente hablando. Enfocándonos especialmente en el sector satelital, la industria espacial ha crecido de manera importante en torno a este eje, permitiendo que las economías de los países crezcan, así como sus capacidades tecnológicas y, durante la última década, gracias al desarrollo del estándar CubeSat, que la difusión y desarrollo de proyectos satelitales sean llevados a cabo por estudiantes de universidades e incluso preparatorias, obteniendo así una serie de ventajas esenciales para el desarrollo espacial de un país, principalmente la generación de una cultura de desarrollo tecnológico satelital desde etapas de formación educativa tempranas.

Sin embargo, México se enfrenta a un problema importante y preocupante desde hace varias décadas, relacionado directamente con su rezago espacial: México (sociedad, academia, industria y gobierno) está

estancado en una inactividad tecnológica espacial y carece de una cultura de difusión y desarrollo de temas y proyectos espaciales en todos los sectores de su sociedad. Concretamente, en el país no existen desarrollos tecnológicos espaciales constantes y los niños, jóvenes y estudiantes mexicanos, de todos los niveles educativos, no tienen acceso a una cultura fundamentada en un programa de desarrollo espacial.

Nos podemos dar cuenta de la magnitud del problema con algunos de los datos enlistados arriba. Sólo hay un satélite desarrollado por ingenieros mexicanos, en 1996 por la UNAM, año desde el cual ninguna institución educativa mexicana ha estado cerca de poner en órbita un segundo satélite mexicano, lo cual es preocupante, tomando en cuenta el boom de proyectos nanosatelitales universitarios de la última década. Y es de llamar la atención que el único proyecto satelital mexicano concluido y listo para lanzarse, desarrollado durante los últimos 5 años, sea un proyecto liderado por un fotógrafo e impulsado por un grupo de artistas, lo cual demuestra que México tiene la capacidad de crear y de desarrollar tecnología satelital. Actualmente, no hay un programa educativo formal que se enfoque a la formación de Ingenieros Espaciales dentro del país, lo cual podría permitir que en 20 o 30 años México logre ser tecnológicamente independiente dentro del sector y que tenga la capacidad de generar capital humano especializado en la tecnología satelital.

En el mundo las universidades y la industria tienen una actividad constante e innovadora dentro del sector satelital. El desarrollo del estándar CubeSat lo ha facilitado y promovido.

Como se ha mencionado anteriormente, las grandes ventajas de los CubeSat es que su tiempo de desarrollo es reducido, aproximadamente dos años, así como su costo. Al ser relativamente baratos, los desarrolladores se pueden aventurar a probar nuevas tecnologías y métodos, lo cual genera innovación en muchos sentidos. También son una excelente plataforma educativa al contar con todos los subsistemas y exigencias de los grandes satélites gracias a lo cual estudiantes de diferentes universidades de todo el mundo han podido adquirir experiencia práctica de lo que son los proyectos espaciales. Gracias a la dinámica y ventajas que ofrece el estándar CubeSat se ha podido generar una industria en torno a este, facilitando así la creación de nuevas empresas de soluciones satelitales, como ClydeSpace, GomSpace o Sequoia, y de nuevas demandas, como la necesidad de contar con tecnologías que puedan poner en órbita una gran cantidad de estos satélites a precios menores de los que actualmente rigen el mercado, generando así más innovación, inversión, avances, ingenieros, colaboraciones internacionales, oportunidades de desarrollo, difusión de las ciencias espaciales, empresas, entre otras ventajas.

Además, el concentrar el desarrollo del sector satelital con base al desarrollo de la tecnología CubeSat sería uno de los puntos más importantes para el desarrollo tecnológico mexicano. Como ya se mencionó, del 2003 al 2014 se han puesto en órbita más de 230 proyectos de este tipo de los cuales 23 se desarrollaron en el 2012, 74 en el 2013 y 83 durante en el 2014 (mientras que otros 28 CubeSats fueron destruidos y no pudieron alcanzar órbita debido a una falla en el despegue de un cohete Antares en octubre de ese año). Es decir, la industria alrededor de la tecnología CubeSat va en aumento. En este sentido hay estadísticas que muestran que cada 18 meses se duplica el número de proyectos CubeSat puestos en órbita. De hecho, se espera que para el año 2020 se pongan en órbita entre 2,000 y 2,750 proyectos nanosatelitales mientras que en el 2013 solamente se pusieron en órbita 92 [5]. Y no sólo eso, hay proyectos de constelaciones CubeSat en marcha ahora mismo: la empresa Planet Labs tiene planeado lanzar un total de 180 CubeSats antes del 2016 [6]; el Instituto Von Karman de Bélgica pondrá en órbita su flota de 50 CubeSats para el 2015 [7], lo cual es sólo una muestra de que el mercado satelital está tendiendo plenamente hacia el estándar CubeSat, por lo cual, si logramos que México desarrolle este tipo de proyectos y enseguida cree una plataforma empresarial basada en esta tecnología podrá obtener un impulso decisivo en su desarrollo espacial, proveyendo, por dar un ejemplo, de componentes satelitales y de soluciones integradas a todas aquellas universidades y compañías que lo requieran y que, en los próximos años, crearán una demanda en aumento de tecnologías satelitales.

De esta forma, se considera importante comenzar a promover el desarrollo de proyectos CubeSat dentro de las universidades en México, especialmente dentro de la UNAM ya que es referencia y guía en diversos ámbitos de la sociedad académica mexicana y su accionar enfocado a la tecnología nanosatelital generaría un diferencial en el desarrollo tecnológico del país.

A lo largo de este capítulo, se brindarán algunos ejemplos de las ventajas del desarrollo de CubeSats dentro de las universidades permitiendo así visualizar una práctica formal y constante en torno a esta tecnología en los próximos años dentro de la UNAM. Se mencionarán diversos ejemplos de proyectos CubeSat en diferentes universidades del mundo con el objetivo de ejemplificar las ventajas y beneficios de este estándar alrededor de éste, se darán a notar los posibles beneficios que la UNAM obtendría de un desarrollo CubeSat en sus aulas y se enlistará las posibles consecuencias a futuro que esto tendría. Así mismo se mencionarán las características generales de un laboratorio satelital para el desarrollo de un satélite CubeSat en una universidad.

7.1. Impacto de los proyectos CubeSat en las universidades

Once años después del primer lanzamiento de satélites CubeSat y de la puesta en órbita de más de 230 proyectos de este tipo los beneficios y ventajas de su desarrollo y utilización han sido demostrados y sumamente diversos. El impacto educativo, tecnológico, científico y empresarial es el principal pilar en el que este estándar suma fuerza. La evolución de los subsistemas nanosatelitales han permitido que cada vez las aplicaciones y los resultados obtenidos en las misiones CubeSat sean de más y mayor utilidad para el campo satelital en el cual se desenvuelve y poco a poco se han ido generando nuevos campos de aplicación como lo es la exploración espacial basados en el uso de los CubeSat. En cuanto al objetivo inicial del estándar CubeSat, el desarrollo educativo, su aplicación y desarrollo han permitido un crecimiento importante en las habilidades y aptitudes de los estudiantes involucrados así como de las capacidades de las instituciones que respaldan dichos proyectos [8]. En los siguientes párrafos se hablarán sobre algunos proyectos CubeSat en particular a manera de ilustración, mediante los cuales se ejemplificarán el impacto que esta tecnología ha tenido dentro de algunas de las universidades que han trabajado con este estándar. Se comenzará tomando como ejemplo los proyectos CanX y StudSat, citados previamente en el capítulo 5 de esta tesis, y se continuará con otros proyectos que respaldarán la afirmación de que el desarrollo de los proyectos CubeSat representa un gran impacto positivo dentro de las universidades.

Desarrollo tecnológico dentro de las universidades

Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX) [9]

Como se mencionó anteriormente, el programa CanX de la Universidad de Toronto es uno de los programas con un gran número de beneficios obtenidos a partir del desarrollo de un proyecto CubeSat. El programa fue establecido en el 2001 y continua vigente en la actualidad (2015), tiempo en el cual ha logrado poner en órbita cinco satélites, de los cuales los dos primeros fueron CubeSats, y comenzar el desarrollo de otros cuatro proyectos satelitales, uno de ellos una constelación satelital junto con otras universidades.

El programa inicia con dos CubeSats, el CanX-1 y el CanX-2, Imagen 7.1, y evoluciona al desarrollo de una constelación satelital y de una plataforma nanosatelital de dimensiones mayores que las del estándar CubeSat.

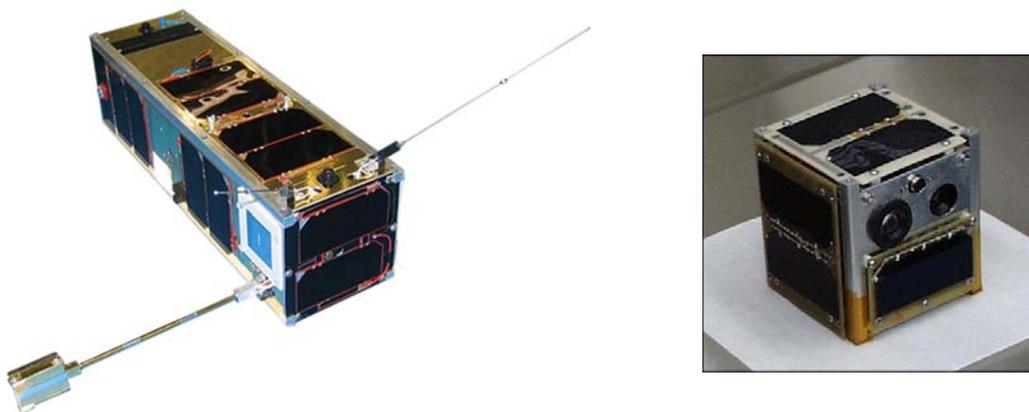


Imagen 7.1.
CubeSats CanX-1 y 2 de la Universidad de Toronto

Los proyectos CubeSat dentro de este programa, CanX-1 y CanX-2, son los que establecen las bases y recursos que fundamentarían el programa entero. Por una parte el CanX-1 fue un CubeSat de 1U y 1kg, cuyo objetivo principal se enfocó en la prueba de diversos dispositivos esenciales en proyectos futuros como cámaras CMOS, computadoras de a bordo y un estabilizador magnético de 3 ejes. CanX-1 fue lanzado en el primer lanzamiento CubeSat el 30 de junio del 2003 teniendo gran éxito en todas las etapas de su desarrollo permitiendo, así, que se forjaran los lineamientos de diseño, lanzamiento y control de operaciones a seguir en los proyectos CanX futuros. Por otra parte, el CanX-2 fue un CubeSat de 3U, el cual fue lanzado en abril del 2008 con una capacidad mucho mayor a la del CanX-1. Los objetivos principales del CanX-2 eran, en primer lugar, demostrar tecnologías básicas para los proyectos CanX-4 y CanX-5 futuros. Estas tecnologías englobaban un sistema de propulsión de gas frío, sensores y actuadores pertenecientes a un sistema de determinación y control de actitud, entre otros.

En este caso, ambos proyectos CubeSat establecerían tanto la metodología de desarrollo como la investigación y verificación previa de diversos subsistemas involucrados en los demás proyectos del programa dentro de esta universidad. Estos proyectos posteriores son el CanX-3, 4, 5, 6 y 7.

A partir del desarrollo del CanX-3 la Universidad de Canadá genera una nueva plataforma satelital, parecida al CubeSat pero con medidas de 20cm por lado. Esta plataforma es conocida como Generic Nanosatellite Bus (GNB), Imagen 7.2, y será ocupada en los proyectos CanX posteriores con la colaboración de diversas universidades como la Universidad de Montreal, la Universidad de la Columbia Británica, la Universidad Tecnológica de Viena y la Universidad Técnica de Graz.

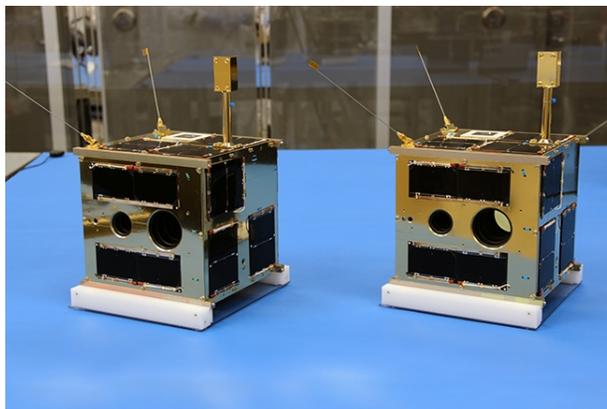


Imagen 7.2.
Plataforma GNB de la Universidad de Toronto

Capítulo 7. CubeSats en la UNAM: Un objetivo para el futuro

UNAM-FI

De este modo podemos apreciar el gran impacto que una plataforma satelital de fácil y rápido desarrollo como el CubeSat tuvo en la madurez de un programa de mayores dimensiones, en este caso, el programa CanX, permitiendo así un desarrollo tecnológico importante dentro de la Universidad de Toronto. A continuación se muestra la tabla 7.1 en la que se indican algunas características y relaciones de los proyectos CubeSat del programa CanX con los demás proyectos de la serie:

Proyecto	Objetivos	Características	Desarrollador	Lanzamiento
CanX-1	Pruebas de: Cámaras CMOS Computadora de a bordo Estabilizador magnético	CubeSat 1U 1 kg	Universidad de Toronto	30 Junio 2003
CanX-2	Sistema propulsor de gas frío Sensores y actuadores de ADCS Espectrómetro Sistema GPS	CubeSat 3U 4 kg	Universidad de Toronto	Abril 2008
CanX-3	Estudio y evolución de la estructura de estrellas masivas Fotometría	Constelación de 6 satélites Plataforma GNB 20x20x20cm 7 kg	U. de Toronto U. de Montreal U. Columbia Británica U. Tecnológica de Viena U. Técnica de Graz	Febrero 2013 (2 satélites) Junio 2014 (4 satélites)
CanX-4	Comunicación intersatelital mediante GPS	Plataforma GNB	U. de Toronto U. de Calgary	30 junio 2014
CanX-5	Comunicación intersatelital mediante GPS	Plataforma GNB	U. de Toronto U. de Calgary	30 junio 2014
CanX-6	Identificar vehículos marítimos desde el espacio	Plataforma GNB Desarrollado en sólo 6 meses	U. de Toronto	Abril 2008
CanX-7	Desorbitamiento satelital Identificación de aeronaves desde el espacio	CubeSat 3U 3.5 kg	U. de Toronto	Previsto para 2015

Tabla 7.1.
Proyectos del programa CanX

CubeSat/ Satélite	CanX-3	CanX-4	CanX-5	CanX-6	CanX-7
CanX-1	-	-		Estabilizador magnético	-
CanX-2	-	Sistema de Propulsión Radios UHF y banda S Sensores de altitud y actuadores Receptor GPS	Sistema de Propulsión Radios UHF y banda S Sensores de altitud y actuadores Receptor GPS	Bus de datos	Plataforma satelital Bus de datos

Tabla 7.2.
Tecnología heredada de los CubeSat CanX-1 y 2

La Universidad de Toronto es un ejemplo claro del impacto del estándar CubeSat al pasar del desarrollo de un satélite CubeSat de 1 kg al desarrollo de constelaciones satelitales de plataformas de mayor capacidad colaborando con diversas universidades del mundo en menos de 10 años. Además actualmente desarrolla plataformas microsatelitales de hasta 150 kg y cuenta con equipo e instalaciones. Imágenes 7.3 y 7.4, que le brindan un gran potencial dentro del sector nano y microsatelital alrededor del mundo.



Imagen 7.3.
Laboratorio de validación e integración de la Universidad de Toronto



Imagen 7.4.
Cuarto limpio de la Universidad de Toronto

Colaboraciones Interuniversitarias STUDENT SATellite (StudSat)

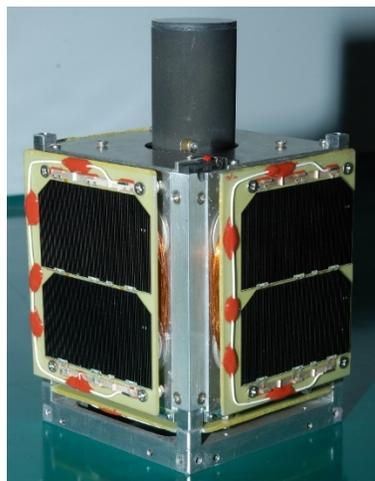
StudSat es un proyecto satelital dirigido por estudiantes de diferentes Colegios de Ingeniería de Hyderabad y Bangalore en India. El Consorcio de StudSat consiste de siete universidades de la India que se comprometieron a desarrollar y soportar el desarrollo de un satélite de manera colaborativa. Por su parte, la ISRO se comprometió a proveer el lanzamiento del satélite en un cohete PSLV. El consorcio está formado por las siguientes universidades [10]:

- Instituto de Tecnología de Nitte Meenakshi, Bangalore
- Instituto de Tecnología de Ramaiah, Bangalore
- Colegio de Ingeniería de Rashtreeva Vidyalava, Bangalore
- Instituto de Tecnología de B.M.S.
- Instituto de Tecnología Chaitanya Bharathi, Hyderabad
- Instituto de Ingeniería Aeronáutica, Hyderabad
- Instituto Tecnológico y Científico de Vignan, Hyderabad

La idea del proyecto surgió en el 2007 de la iniciativa de 4 estudiantes pertenecientes a diferentes universidades hindúes y terminó con la colaboración de más de 45 estudiantes de 7 universidades distintas y con el apoyo del ISRO.

El proyecto satelital inició su desarrollo en el 2008, con el objetivo de construir un nanosatélite que promoviera la tecnología espacial en las instituciones educativas y que promoviera la investigación y el diseño de satélites pequeños a través de las diferentes universidades del país.

Fue así que el consorcio StudSat comenzó a desarrollar el CubeSat de 1U StudSat-1 el cual fue puesto en órbita durante el 2010 y que se consolidó como el primer picosatélite de la India en llegar al espacio. Después del éxito que tuvo el proyecto, otras universidades en la India comenzaron a desarrollar proyectos nanosatelitales como el proyecto Pratham de 3.5 kg en Bombay, Jugnu en el Instituto de Tecnología de Kanpur y el Anusat de 40 kg de la Universidad Anna en Chennai [11].



**Imagen 7.5.
CubeSat StudSat-1**

Además, el control y rastreo de los satélites se hizo a través del proyecto NASTRAC (Nitte Amateur Satellite Tracking Centre), una estación terrena desarrollada en el Instituto de Tecnología de Nitte Meenakshi por el mismo consorcio StudSat [12].

Actualmente (2015) el consorcio StudSat sigue en pie, desarrollando su segundo proyecto, el StudSat-2, que consta de dos nanosatélites llamados StudSat-2A y StudSat-2B, cada uno con dimensiones de 30x30x20 cm y con una masa de 10 kg, los cuales serán empleados para comunicaciones intersatelitales y observación de la Tierra.

El proyecto StudSat se convierte así en un ejemplo de colaboración y participación entre diversas universidades de la India. Más de 45 estudiantes se involucraron en este desarrollo y el proyecto ha evolucionado en número y en tamaño.

Impulso de la investigación y desarrollo espacial

Delfi-C3

El proyecto Delfi-C3 fue el primer satélite universitario holandés desarrollado en la Universidad Tecnológica de Delft. Era un CubeSat de 3U con una masa de 2.2 kg, puesto en órbita en abril del 2008 a una altura de 635 km. Su principal objetivo era de índole educativo, Delfi-C3 buscaba proveer experiencia a los estudiantes de Delft y en segundo término demostrar tecnologías satelitales económicas y de rápido desarrollo [13].

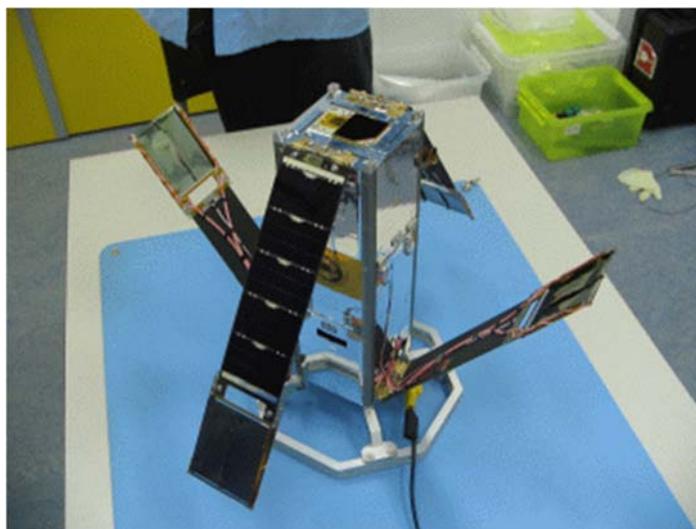


Imagen 7.6.
CubeSat Delfi-C3

La carga útil de este CubeSat consistía de sensores de Sol inalámbricos, celdas solares para ser probadas en el espacio y un transpondedor de radio amateur [14].

El tiempo de desarrollo del proyecto Delfi-C3 fue de aproximadamente 3 años y más de 60 estudiantes de licenciatura y maestría estuvieron involucrados, lo cual se vio proyectado en la realización de 60 tesis distintas en torno a los diferentes subsistemas de este CubeSat y de las instalaciones y sistemas necesarios para su realización. De esta manera, el campo de investigación del sector satelital dentro de la universidad de Delft se vio fuertemente impulsado, permitiendo el desarrollo posterior del Delfi-n3xt y del proyecto DELFFi consistente en dos CubeSat de 3U, este último perteneciente al proyecto QB50 [15].



Imagen 7.7.
Representación artística del proyecto DELFFi

Es de llamar la atención que sesenta trabajos de investigación fueran generados por un solo proyecto satelital. Es, sin duda, uno de los grandes beneficios de este tipo de proyectos. Lo cual permite a las universidades entrar en una práctica recursiva de desarrollo satelital y forjar una base teórica sumamente fuerte en torno a estos.

Prácticas multidisciplinarias

ExoplanetSat

Una de las grandes ventajas de la tecnología satelital es su naturaleza multidisciplinaria en donde diversas áreas de estudio convergen para llevar a cabo un proyecto exitoso. Matemáticas, física, dinámica orbital, sistemas de potencia, estadística, modulación de frecuencias, análisis estructural, análisis térmico, procesamiento de señales, lenguajes de programación, dinámica, análisis de materiales y muchas más disciplinas son necesarias para desarrollar un proyecto de este tipo.

Un ejemplo de lo anterior es el proyecto ExoplanetSat llevado a cabo por estudiantes del Instituto Tecnológico de Massachusetts en el Departamento de Aeronáutica y Astronáutica desde el 2010, mediante el cual se pone en contacto a los estudiantes con la experiencia práctica de desenvolverse en todas las fases de un proyecto satelital.

El ExoplanetSat es un telescopio espacial nanosatelital diseñado para detectar exoplanetas orbitando estrellas cercanas al Sistema Solar. Este toma la forma de un CubeSat de 3U y es la base de un programa multidisciplinario desarrollado por el MIT en el cual, uno de los objetivos principales, es fomentar en los estudiantes la práctica de la ingeniería y de la física por igual al momento de trabajar en un proyecto espacial, además de desarrollar habilidades de diseño, trabajo en equipo, liderazgo y comunicación [16].

Durante este programa los estudiantes practican la Ingeniería Espacial de manera experimental envolviéndolos en diversas etapas del proyecto y empujándolos a pensar más allá de los límites habituales y concibiendo la idea de la importancia de participar en todos los niveles y puntos del desarrollo [17]. En este sentido el ExoplanetSat le brinda al programa la necesidad de que los participantes interactúen tanto con las ingenierías como con la física promoviendo así la ampliación de conocimientos y de experiencias tanto para los ingenieros como para los estudiantes de física involucrados.

Ejemplos de este tipo de proyectos CubeSat son diversos pues, en realidad, el desarrollo de un satélite ya es por sí mismo una manera directa e importante de interactuar con los diversos subsistemas del satélite y, por ende, con las diversas disciplinas que hacen posible que el proyecto se concrete. Lo anterior aunado a las diversas y múltiples misiones satelitales que pueden llevarse a cabo gracias a la tecnología CubeSat permite que las universidades se vean envueltas en un programa de desarrollo múltiple en donde tecnologías como los smartphones, dispositivos astronómicos como los telescopios o experimentos biológicos, por mencionar sólo

tres ejemplos, permiten que los estudiantes tenga una formación integral y completa en diversos ámbitos de la ingeniería y las ciencias.



Imagen 7.8.
ExoplanetSat de 3U

7.2. VENTAJAS DE LA IMPLEMENTACIÓN DE PROYECTOS CUBESAT EN LA UNAM

El desarrollo del estándar CubeSat ha revolucionado la industria satelital así como la formación académica dentro de las universidades alrededor del mundo, el número de ingenieros y profesionistas relacionados y con experiencia en proyectos satelitales va en incremento. Países y universidades que difícilmente hubiesen tenido acceso al espacio a través de los grandes satélites ya han desarrollado proyectos CubeSat permitiendo que los niveles educativos de las instituciones académicas evolucionen en los campos de las matemáticas, la física, la química, las ingenierías y las ciencias en general y también han comenzado a desarrollar tecnologías y plataformas satelitales propias como en el caso del GNB de la Universidad de Toronto.

En el caso de México, este no ha desarrollado nada de manera concreta durante la última década, además del Ulises 1, ni ha planteado un plan de acción nacional a corto plazo en este sentido. Ciertamente hay diversos desarrollos en marcha, como lo son los proyectos satelitales Cóndor y Quetzal dentro de la propia UNAM, el Aztechsat del IPN o el consorcio Satex-2, pero no existe un accionar generalizado dentro del país en el cual se entienda de manera explícita la intención de desarrollar tecnología satelital y competir y aportar, en este sentido, en colaboración con diversos países del mundo. En este punto, México cuenta con la ventaja de que la tecnología CubeSat es relativamente joven y de que en los próximos años verá apenas su máximo impacto en las sociedades del mundo y en los nuevos desarrollos tecnológicos espaciales y comerciales que harán que las economías de los países crezcan y se fortalezcan. Es decir, México aún tiene la posibilidad de jugar un papel importante y de crecer de una manera significativa dentro del mercado satelital basado en las plataformas CubeSat.

De esta forma, la UNAM tiene la capacidad y el potencial de ser un semillero importante de ingenieros y profesionistas enfocados al desarrollo de tecnología satelital forjándose a sí misma como pionera de la puesta en práctica de la enseñanza tecnológica espacial en México. La UNAM es una institución con un potencial de investigación enorme y, así mismo, de desarrollo. Prueba de esto está en el propio proyecto UNAMSat generado hace casi 20 años y en las diversas iniciativas satelitales que desarrolla actualmente. El Centro de Alta Tecnología de Querétaro promete ser un nodo de divulgación y formación de ingenieros enfocados al sector espacial en un futuro próximo y el desarrollo de satélites pequeños como el Ulises 2.0, de concretarse, promocionará estas iniciativas y formará a un grupo importante de ingenieros con conocimientos específicos en estas tecnologías.

El momento tecnológico y espacial de la actualidad es el propicio para lograr generar en México una ideología de investigación y promoción de diversas ciencias y tecnologías en torno al espacio y una de las piezas clave para generar tal iniciativa es la promoción del estándar CubeSat en los diversos sectores de la sociedad, particularmente en el educativo.

Además, como institución educativa, la UNAM podría obtener diferentes beneficios de la promoción y desarrollo de proyectos CubeSat dentro de sus aulas como el aumento de estudiantes egresados con experiencia práctica en diferentes áreas de la ingeniería, la adquisición de una práctica multidisciplinaria brindada por la propia naturaleza de los proyectos satelitales, la generación de posibles colaboraciones internacionales con otras universidades del país y del extranjero, transferencia tecnológica, reconocimiento internacional, entre muchos otros beneficios.

Siendo así, en los siguientes párrafos se mencionarán de manera general los beneficios que la UNAM podrá tener mediante los satélites en base a la información que se ha observado durante el desarrollo de los capítulos anteriores.

7.2.1. Desarrollo educativo

Como se ha estipulado desde el inicio de este trabajo de investigación, el objetivo inicial y esencial del estándar CubeSat es el desarrollo educativo a través de la práctica activa de los estudiantes implicados en estos proyectos satelitales. La idea de tomar experiencia desde el inicio de un proyecto espacial hasta su finalización,

considerando todas las etapas de diseño, desarrollo, verificación, validación y administración en general son una gran herramienta en la vida profesional de los estudiantes dentro de estos desarrollos.

El que la UNAM implemente una iniciativa CubeSat dentro de la Facultad de Ingeniería representaría un gran impacto en la propia comunidad estudiantil. Concretamente se pueden mencionar algunos beneficios que los estudiantes dentro de un proyecto CubeSat adquieren [8]:

- Liderazgo
- Mejoramiento de habilidades técnicas
- Trabajo multidisciplinario
- Experiencia práctica en proyectos reales
- Mejora de habilidades de presentación de temas
- Entendimiento de las interrelaciones entre disciplinas
- Aprendizaje de diversas habilidades técnicas
- Terminología
- Aumento de posibilidades para ingresar al sector laboral
- Habilidad para presentar una conferencia profesional
- Reconocimiento de la comunidad universitaria
- Trabajo en equipo

Adquisición de conocimiento acerca de:

- Diseño de sistemas espaciales
- Proceso de diseño estructurado
- Diversos temas técnicos
- Administración de tiempo
- Administración de proyectos

Se ha demostrado que cada uno de los estudiantes partícipes en un proyecto CubeSat tiene aumentos significativos en diferentes áreas de desarrollo y en diversas aptitudes técnicas y matemáticas. Además trabajan mejor en equipo y se desenvuelven mejor en los ámbitos laborales.

De igual forma, una de las grandes ventajas del desarrollo de una iniciativa CubeSat en la UNAM sería la generación de diversos y numerosos trabajos de investigación en torno al proyecto. Un proyecto CubeSat, a pesar de ser reducido, requiere de una base teórica profunda y amplia. Ya se ha comentado que ha habido proyectos CubeSat en los que se generan hasta 60 tesis de maestría y licenciatura. Los temas dentro de una iniciativa son diversos:

Laboratorio satelital

Cuarto limpio

Mesa vibratoria

Horno de vacío térmico

Estación terrena

Subsistemas (Estructura, Comunicaciones, Acoplamiento de antenas, ADCS, Computadora de a bordo, Sistema de Potencia, Celdas solares)

Carga útil (cada uno de los dispositivos o sensores implicados)

Es decir, como mínimo se podrían desarrollar más de diez trabajos de investigación orientados al desarrollo de un solo CubeSat de 1U, lo cual beneficiaría tanto a los estudiantes como a la facultad en general, promoviendo así la investigación dentro del ámbito espacial y ampliando la visión de la comunidad estudiantil hacia estas prácticas.

Otro de los puntos de interés es el desarrollo de artículos o escritos enfocados al proyecto y que puedan ser publicados en diversas plataformas educativas como lo es IEEE.

Todo esto convergiendo en la noción de que un estudiante egresado con una experiencia como lo es un proyecto CubeSat de por medio tiene mayores oportunidades en el campo laboral y hasta en el empresarial comparado con alguno que sólo cursó su plan de estudios sin ningún tipo de práctica.

7.2.2. Unificación de grupos de trabajo dentro de la UNAM

Actualmente existen diversos investigadores enfocados al sector satelital dentro de la UNAM, cada uno de ellos trabajando de manera “aislada” en sus respectivos proyectos. La posibilidad de un proyecto CubeSat podría aprovecharse para generar una unificación de trabajo entre todos ellos, solidificando las bases del desarrollo satelital en la UNAM y aumentando las probabilidades de éxito de un Programa Satelital. De esta manera los alumnos se verían beneficiados al poder aprender y guiarse de más de un asesor o maestro, cada uno con especialidades importantes al momento de llevar a cabo un proyecto satelital como lo podría ser un CubeSat.

7.2.3. Desarrollo de instalaciones y adquisición de equipamiento

Para poder llevar a cabo el desarrollo de un satélite CubeSat dentro de la universidad se requiere de diversas instalaciones, instrumentos, materiales y equipos para las diferentes etapas del diseño, integración y validación del proyecto. Básicamente es necesario un laboratorio satelital, que consiste de un cuarto limpio en el cual se pueda trabajar y manipular los diferentes subsistemas satelitales, equipo, instrumentos y materiales para realizar pruebas, mediciones, ajustes, modificaciones en los diferentes dispositivos del satélite, y equipo de verificación previo al lanzamiento como mesa vibratoria y cámaras de vacío térmico.

Una vez adquiriendo y desarrollando el laboratorio satelital, la universidad será capaz de llevar a cabo diferentes proyectos relacionados con la tecnología satelital y sobre todo será independiente tecnológicamente hablando en cuanto a los espacios y herramientas de desarrollo requeridas en este tipo de proyectos.

Posteriormente, puede prestar servicios a instituciones no pertenecientes a la UNAM y de este modo brindar un apoyo a la comunidad universitaria en México, promover el intercambio tecnológico y verse beneficiada económicamente hablando al prestar sus instalaciones. Ejemplo de esto son las pruebas de validación del Ulises I que se llevaron a cabo en las instalaciones del Instituto de Ciencias Nucleares de la UNAM.

Una vez adquiriendo las instalaciones necesarias, se vería promovida, de manera importante, la práctica y desarrollo de proyectos satelitales dentro de la Facultad de Ingeniería y en la UNAM en general.

7.2.4. Beneficios tecnológicos y científicos

Enfocándonos en la Facultad de Ingeniería, el llevar a cabo un proyecto CubeSat brindaría un avance importante en diversas áreas de la misma. Las diferentes carreras ingenieriles que se imparten dentro de la Facultad se verían implicadas y el desarrollo teórico y experimental de cada una de estas aumentaría.

Si la práctica satelital continuase después de un primer proyecto se abriría la posibilidad de realizar innovaciones y nuevos desarrollos en diferentes subsistemas. Por ejemplo, un nuevo aporte en el subsistema de comunicaciones por parte del equipo de telecomunicaciones, o el mejoramiento de los procesos de programación enfocados a la computadora de a bordo llevado a cabo por el equipo de computación.

También es viable el uso de nuevas tecnologías como lo es la impresión 3D en alguno de los subsistemas, particularmente el estructural, o el desarrollo de materiales enfocados a las celdas solares por parte de algún Instituto perteneciente a la UNAM. Es decir, las posibilidades para poder desarrollar, innovar y usar nuevas tecnologías es amplio dentro de un proyecto satelital, lo cual abre un gran campo de exploración y desarrollo para los estudiantes de la universidad.

7.2.5. Generación de diversas colaboraciones

Como se ha mencionado, el trabajo en equipo y las prácticas multidisciplinarias son una característica importante en el desarrollo de proyectos CubeSat. Estas características promueven diferentes áreas de colaboración en diferentes niveles y enfoques, yendo desde la colaboración entre las diversas carreras de ingeniería dentro de una universidad hasta la colaboración universitaria con diferentes agencias gubernamentales o empresas dentro del sector tecnológico.

Carreras

La colaboración entre las diferentes carreras de Ingeniería se hace obvia. Cada uno de los subsistemas de un CubeSat requiere de una atención especial y enfocada y todo el proyecto sería irrealizable si no se contase con el apoyo de diferentes estudiantes y maestros enfocados a determinadas disciplinas en específico. Ingeniería en computación, mecatrónica, mecánica, electrónica y telecomunicaciones son sólo las disciplinas obvias inmersas en el desarrollo de un CubeSat. Sobre esta base de trabajo las demás carreras de la Facultad pueden verse relacionadas y, dependiendo de la carga útil, la gama de posibilidades de colaboración se vuelve sumamente extensa.

Este tipo de colaboración beneficiaría en demasía a la Facultad de Ingeniería y a la UNAM pues promovería las prácticas multidisciplinarias, el trabajo en equipo y la competencia interna, el conocimiento entre estudiantes de los diversos alcances de las demás ingenierías, el uso de instalaciones y herramientas aparentemente ajenas al área de interés de cada uno de ellos, una visión más abierta de los diferentes impactos que la ingeniería puede alcanzar en la sociedad, madurez tecnológica y profesional, entre otros beneficios.

Facultades

Si bien el satélite tiene una base tecnológica bien definida, la carga útil de este hace que las ciencias y áreas implicadas en el desarrollo de un proyecto satelital sean numerosas y sumamente diversas. Primeramente se ven implicadas otras facultades como lo son física y química, después otras facultades ajenas, aparentemente a la ingeniería como podrían ser derecho, ciencias sociales, economía, diseño industrial, biología, diseño gráfico, etc. Las posibilidades son sumamente diversas y lo hemos constatado a través de proyectos CubeSat como el PharmaSat (biología), ExoplanetSat (física, astronomía), OSS I (arte y matemáticas), Dove (observación terrestre, diseño gráfico), entre muchos otros proyectos.

De esta forma, si la UNAM desarrolla una iniciativa CubeSat, se podría pensar en la posibilidad de un consorcio entre facultades que apoyen al desarrollo de la misma. La carga útil podría estar relacionada directamente con Facultades como Ciencias o Química, el proceso normativo y de asignación de frecuencias

podría relacionarse con la Facultad de Derecho, el proceso mediático en torno al proyecto con la Facultad de Ciencias Sociales y de Diseño Gráfico, la estructura puede ser desarrollado con apoyo de estudiantes de Diseño Industrial. El análisis del impacto económico del proyecto puede generarse en la Facultad de Economía. En fin, los proyectos CubeSat brindan ese gran potencial de interacción que, si es bien empleado, podría forjar beneficios representativos en muchos estudiantes y en el núcleo educativo de estas.

Universidades

De igual forma, la colaboración entre diferentes universidades se haría plausible. El proyecto Satex es una muestra de ello, que de haber sido bien administrado hubiese significado un gran avance tecnológico y educativo para el país.

Actualmente, hay diversas instituciones educativas mexicanas que comienzan a interesarse en el ámbito tecnológico espacial como el IPN, el INAOE, SoMeCyTA, la Universidad Tecnológica Aeroespacial en Sonora, la UAM, la Universidad Autónoma de Chihuahua, entre otros. La colaboración directa entre la UNAM y estas instituciones, enfocada al desarrollo de un satélite CubeSat representaría un gran beneficio tanto para las universidades como para el desarrollo tecnológico del país. La UNAM se vería beneficiada con intercambio tecnológico y teórico, con la ampliación del impacto educativo, con nuevos acuerdos y promesas de colaboraciones futuras, lo cual fortalecería el sector satelital y espacial en México.

Dentro del ámbito internacional se podría pensar en colaboraciones universitarias con universidades de otros países, como lo fue en su momento la colaboración entre la UNAM y el Instituto de Aviación de Moscú (MAI) dentro del proyecto UNAMSat, lo cual generó la posibilidad de que estudiantes mexicanos tuvieran una formación ingenieril en Rusia y actualmente el trabajo en conjunto en el proyecto satelital Cóndor-UNAM-MAI.

También hemos mencionado diferentes colaboraciones internacionales universitarias enfocadas a diversos proyectos CubeSat como la colaboración de La Sapienza de Roma con la UAP de Perú, lo cual ayudó a que la UAP tuviera un gran avance dentro del sector nanosatelital forjándose a sí misma como una de las grandes instituciones educativas de Latinoamérica dentro de este sector. Otras colaboraciones que se mantienen actualmente son entre la UNAM, la Universidad de Vigo y el CalPoly dentro del proyecto HumSat; y entre la UNAM y la Universidad Politécnica de Madrid dentro del proyecto Qbit, ambas colaboraciones enfocadas a proyectos CubeSat y que han generado diversos beneficios para la UNAM, entre ellos el desarrollo del II Congreso Iberoamericano de Nanosatélites dentro de la Facultad de Ingeniería.

Instituciones gubernamentales

A lo largo de la historia del estándar CubeSat han sido diferentes las instituciones gubernamentales que han soportado y apoyado diversas iniciativas universitarias en torno a este proyecto. En su mayoría estos entes gubernamentales son las agencias espaciales alrededor del mundo. La NASA mediante su programa de lanzamientos ELaNa o más recientemente a través de su Programa CubeQuest Challenge que busca la promoción de la exploración espacial a través de los CubeSat, la ESA con su programa de lanzamientos FYS o la JAXA a través de su módulo Kibo en la ISS.

Siguiendo la misma idea, se podría pensar en una colaboración entre la Agencia Espacial Mexicana (AEM) y la UNAM. Esta colaboración soportaría de diversos modos la iniciativa CubeSat universitaria y brindaría diferentes beneficios a la universidad. Habría un apoyo tecnológico, teórico e intelectual por parte de la AEM, se facilitarían otras colaboraciones con Agencias Espaciales de otros países, se generarían intercambios tecnológicos con otras universidades, se brindaría a los estudiantes implicados una relación directa con las actividades e ideología de la AEM, se promovería la divulgación de la tecnología satelital en México, etc.

7.2.6. Promoción del desarrollo satelital en el país

Ciertamente ha habido y habrá diferentes proyectos satelitales en México pero ninguno con el potencial que tiene el estándar CubeSat en estos momentos. Hablamos de un estándar ampliamente conocido en todo el mundo, en proceso de crecimiento y maduración, en donde los estudiantes son un elemento clave para su desarrollo y en donde el desarrollo e innovaciones tecnológicas están formando parte. Diversas universidades en todo el mundo han sido partícipes directa e indirectamente de estos proyectos, las Agencias Espaciales invierten tiempo y esfuerzo en estos proyectos particularmente y el mercado satelital CubeSat va en incremento constante.

El que la UNAM lleve a cabo un proyecto CubeSat con una ideología de difusión y divulgación, de formación de colaboraciones nacionales e internacionales y con la proyección a futuro del desarrollo comercial enfocado al sector satelital en México podría hacer la diferencia y establecer un antes y un después en el sector espacial de nuestro país.

La UNAM como iniciadora de una revolución tecnológica basada en el estándar CubeSat, beneficiando de manera directa a la comunidad estudiantil mexicana, fomentando prácticas más frecuentes y más compleja cada vez de proyectos satelitales, estableciendo una de los primeros pilares hacia la independencia tecnológica satelital de nuestro país.

7.3. CARACTERÍSTICAS GENERALES DE UN LABORATORIO SATELITAL

Para desarrollar un proyecto como lo es un CubeSat requeriremos de un laboratorio satelital. Dentro de un laboratorio satelital se requieren mantener ciertas características básicas con el objetivo de no dañar ni afectar el funcionamiento de los diversos subsistemas que componen al satélite. Estas características son, principalmente, el nivel de limpieza del laboratorio y las medidas de prevención del fenómeno de la estática, el cual puede llegar a dañar varios de los componentes satelitales, especialmente las computadoras de a bordo. Para mantener dichas consideraciones y características básicas se requiere diseñar un laboratorio que pueda cumplir con dichos requerimientos. A continuación mencionaremos los materiales y equipos necesarios para que dentro de un espacio se puedan desarrollar proyectos satelitales del mejor modo.

7.3.1. Cuarto Limpio

Un cuarto limpio es una sala especialmente diseñada para obtener bajos niveles de contaminación y se utiliza en proyectos espaciales para la fabricación e investigación científica. El cuarto limpio puede ser utilizado para alojar los modelos de ingeniería de los experimentos durante las fases de preparación y operaciones de dicho experimento [18].

Un cuarto limpio debe estar diseñado para mantener unas condiciones ambientales de temperatura y de humedad relativa determinadas. La entrada a la sala limpia está regulada por un sistema de control de acceso. Se requiere que el personal vista guantes y bata antes de entrar en la sala.

Dentro de un cuarto limpio los parámetros se mantienen alrededor de los valores de consigna con tolerancias muy estrechas, sean cuales sean las condiciones exteriores y el proceso de producción que se realice en su interior.

Los parámetros de diseño de las salas blancas o cuartos limpios son [18]:

- Número y dimensiones de partículas en el aire
- Temperatura seca y su distribución
- Temperatura húmeda y su distribución
- Flujo de aire, velocidad y dirección, así como sus distribuciones en la sala
- Presión interior del aire y su distribución
- Geometría y acabados interiores
- Iluminación
- Protección contra incendios
- Protección electroestática

Origen

Los cuartos limpios surgieron simultáneamente en dos áreas específicas: la hospitalaria y la de sistema de armas, tuvieron una rápida aplicación en el desarrollo de la microelectrónica, siendo muy usadas rápidamente en la fabricación de semiconductores, circuitos integrados, entre otros. Los cuales requieren ambientes especialmente controlados en cuanto a pureza y calidad del aire.

El personal que trabaja dentro de los cuartos limpios utiliza un uniforme denominado traje esterilizado o traje blanco con el fin de evitar contaminar el espacio con partículas humanas como lo son escamas de piel o cabello. Este traje esterilizado se fabrica con una tela especial antiestática y sin pelusas y se usa sobre la ropa común.

Clasificación

Los cuartos limpios se definen por su clase. La clasificación se refiere a la cantidad de partículas de un tamaño de 0.5 µm o mayores en un metro cúbico de aire según US Federal Standard 209E. Dependiendo de la cantidad de partículas que se encuentren en el cuarto será su clasificación. Dentro de la microfabricación, por ejemplo, hay cuartos limpios de clase 1 hasta clase 10; esto quiere decir que en un cuarto limpio puede haber de una a 10 partículas contaminantes por cada pie cúbico de aire. Este tipo de cuartos limpios ocupados para la fabricación de circuitos requieren de una pureza muy alta, en comparación, el nivel de contaminación dentro de un hospital moderno es de 10,000 partículas contaminantes por metro cúbico [22].

Para mantener un cuarto limpio en un estado óptimo se requiere de atmósferas controladas:

- El aire debe pasar por un filtro de aire de partículas de alto rendimiento.
- El aire debe acondicionarse a una temperatura constante
- Humedad relativa también debe ser controlada

Otra clasificación para cuartos limpios dentro del estándar ISO 14644-1 corresponde a la Tabla 7.3:

Número de clasificación	Máxima concentración de partículas (partículas / m ³)					
	0.1 µm	0.2 µm	0.3 µm	0.5 µm	1 µm	5µm
ISO Clase 1	10	2				
ISO Clase 2	100	24	10	4		
ISO Clase 3	1000	237	102	35	8	
ISO Clase 4	10000	2370	1020	352	83	
ISO Clase 5	100000	23700	102000	3520	832	29
ISO Clase 6	1000000	237000		35200	8320	29
ISO Clase 7				352000	83200	2930
ISO Clase 8				3520000	832000	29300
ISO Clase 9				35200000	8320000	293000

Tabla 7.3.
Clasificación de cuarto limpio según la norma ISO 14644-1



Imagen 7.9.
Cuarto limpio de la empresa Serenum en la República Checa

Dentro del desarrollo de proyectos CubeSat muchos desarrolladores no tienen o no usan cuartos limpios. Los cuartos limpios pueden proteger el modelo de vuelo durante su desarrollo así como los componentes ópticos, pero muchos CubeSats no requieren de condiciones tan rigurosas en términos de limpieza como las que puede brindar un cuarto limpio. En la mayoría de los casos la necesidad de contar o no con un cuarto limpio va a depender de las características de la carga útil, tomando en cuenta si esta contiene elementos sensibles como instrumentos ópticos [19]. A pesar de esto para un proyecto CubeSat, la integración y manejo de los subsistemas y componentes se recomienda hacer en un cuarto limpio ISO Clase 7, equivalente a Clase 10,000 [20] o incluso en cuartos limpios clase 100,000 [21].

A continuación, en la Tabla 7.4, se muestra el tipo de industria en la cual se utilizan las diferentes clasificaciones de cuarto limpio:

Clase	Tipo de Industria
10	Productores de semiconductores que producen circuitos integrados con anchos de líneas inferiores a 2 (μm)
100	Manufactura de medicinas inyectables producidas de manera aséptica. También se requiere para cirugías de implante o trasplante.
1,000	Manufactura de equipo óptico de alta calidad. Ensamble y prueba de precisión de giroscopios. Ensamble de rodamientos miniatura.
10,000	Ensamble de equipo hidráulico o neumático, válvulas de servo-control, dispositivos de medición de tiempos y engranajes de alto grado.
100,000	Trabajo general de óptica, ensamble de componentes electrónicos y ensamble hidráulico y neumático.

Tabla 7.4.

Clases de cuartos limpios aplicables a la industria según Federal Standard 209E [22]

7.3.2. Materiales y equipo principales

A continuación se enlista una serie de equipos y materiales para poder adquirir funcionalidad dentro del cuarto limpio. Se ha dividido la lista en partes: Equipo antiestática, Equipo de medición, Accesorios, Herramientas virtuales, Equipo de comunicaciones y Equipo de verificación y validación.

Equipo antiestática

Siempre va a ser necesario contar con este equipo dentro del laboratorio, de lo contrario podemos dañar uno o varios dispositivos sensibles a la electroestática como pueden ser las computadoras de a bordo.

Alfombra Antiestática

Piso de corte de vinilo

Cable para conexión del vinilo a tierra

Talonera antiestática

Bata antiestática

Pulseras antiestáticas

Guantes de Nylon no conductivos

Mesa aterrizada a tierra



Imagen 7.10.

Cuarto limpio del proyecto ITUpSat-1

Equipo de medición

Se van a requerir de diversos equipos de medición de señales durante el proceso de integración y desarrollo satelitales.

Osciloscopio

Multímetro

Generador de señales

Analizador de espectros

Fuentes de alimentación

Accesorios

Pinzas

Conectores

Cables de teflón (para evitar gasificación)

Kapton

Destornilladores

Llaves bristol

Pelacables

Soldaduras

Taladro

Alcohol isopropílico

Estación de soldadura

Microscopio de inducción

Gabinetes almacenamiento de componentes



Imagen 7.11.
Mesa de trabajo del proyecto Strand-1

Herramientas virtuales

Durante el desarrollo de un proyecto satelital se hace necesario el uso de diferentes software y simuladores con el fin de tener una idea clara de la capacidad o características de nuestros subsistemas así como el posible comportamiento que estos tendrán una vez puestos en órbita. De igual forma requeriremos programas de diseño para poder desarrollar nuestros propios elementos o circuitos impresos.

Sistemas de Desarrollo (Microcontroladores, Protocolos de comunicación [xbee, usb])

Entornos Integrados de Desarrollo (Compiladores, RTOS)

Software de simulación (MATLAB, STK)

Software para diseñar circuitos impresos

Equipo de Comunicaciones

Básicamente los componentes de una estación terrena para recibir y enviar información de y para un CubeSat. Mediante este equipo podremos recibir la telemetría enviados por el satélite en órbita así como enviar los comandos necesarios hacia este. La arquitectura básica de una estación terrena es la siguiente:

Antena Yagi

Rotores para la antena (para modificación de la orientación)

Filtro

Grabadora

Transmisor

Receptor con LNA

Modem TNC (conversión de señales analógicas a digitales)

Antena (Protocolo Ax.25)

Scanner de radiofrecuencia (e.g. MixW en vez de módem TNC)

Computadora (procesamiento de datos)

Software para predecir la posición orbital del satélite

Equipo de verificación y validación

El equipo requerido para hacer las pruebas de validación y verificación previas al lanzamiento:

Cámara anecoica

Mesa de vibraciones

Cámara de vacío térmico

7.4. VISIÓN A FUTURO

En caso de que la UNAM a través de la Facultad de Ingeniería desarrollase un proyecto satelital CubeSat estaría generando una gran posibilidad de desarrollo tecnológico satelital dentro de la misma y del país. A continuación se mencionan algunos posibles factores que podrían llegar a concretarse a partir de la implementación de un CubeSat en la UNAM:

Fase 1 (CubeSat 1U)

Aceptación de la propuesta para desarrollar un CubeSat

Divulgación teórica de la tecnología satelital dentro de la Facultad

Creación de un equipo multidisciplinario dentro de la Facultad

Comienzo de desarrollo de trabajos de investigación especializados en el proyecto (Estación Terrena, Equipos de validación y verificación, Laboratorio satelital)

Creación de un laboratorio satelital

Diseño de la misión CubeSat 1U conforme a las sugerencias hechas en esta tesis

Equipo multidisciplinario conforme al diseño de la misión establecido (Interfacultades)

Trabajos de investigación conforme al diseño de la misión (Un trabajo, en caso de ser requerido, por cada uno de los subsistemas del CubeSat, incluyendo la carga útil. e.g. Acoplamiento de la antena monopolo en el CubeSat)

Adquisición de los componentes

Desarrollo e integración del satélite

Pruebas de verificación y validación

Administración del lanzamiento

Puesta en órbita

Seguimiento del satélite durante la misión (Procesamiento de datos, análisis de resultados)

Realización de artículos previos y posteriores al desarrollo de la misión

Estudios de impacto educativo del proyecto CubeSat en el equipo de trabajo implicado

Fase 2 (CubeSat 1U con desarrollo de subsistemas por parte de la UNAM)

Apoyándose en los conocimientos y en las instalaciones adquiridas en la primera fase así como del equipo reunido:

Aceptación de la propuesta para desarrollar un CubeSat de 1U

Aumento del equipo multidisciplinario dentro de la Facultad (nuevo miembros)

Diseño de la misión CubeSat 1U (propuesta de desarrollo de uno o varios subsistemas por parte de la UNAM)

UNAM-FI

Equipo multidisciplinario conforme al diseño de la misión establecido (Interfacultades)

Trabajos de investigación conforme al diseño de la misión (Un trabajo por cada uno de los subsistemas propuestos a desarrollar del CubeSat, incluyendo la carga útil)

Adquisición de los componentes y subsistemas requeridos

Desarrollo de los subsistemas propuestos

Desarrollo e integración del satélite

Pruebas de verificación y validación

Administración del lanzamiento

Puesta en órbita

Seguimiento del satélite durante la misión (Procesamiento de datos, análisis de resultados)

Análisis del desempeño de los subsistemas desarrollados en la UNAM

Realización de artículos previos y posteriores al desarrollo de la misión

Realización de artículos enfocados a los subsistemas desarrollados

Divulgación del proyecto dentro y fuera de la UNAM

Creación de colaboraciones entre facultades y otras entidades educativas y gubernamentales con la UNAM

Fase 3 (CubeSat 3U con colaboraciones interuniversitarias)

Con base a los conocimientos e instalaciones adquiridos en las dos primeras fases así como del equipo de trabajo:

Aceptación de la propuesta para desarrollar un CubeSat de 3U

Ampliación del equipo de trabajo

Búsqueda de colaboración con otras universidades dentro y fuera del país, en donde la UNAM puede desarrollar el CubeSat e integrar alguno componente desarrollado por otra universidad o viceversa

Creación de acuerdos con la o las universidades dentro del proyecto. Intercambio estudiantil (Maestrías y doctorados)

Diseño de la misión CubeSat 3U

Equipo multidisciplinario conforme al diseño de la misión establecido (Interfacultades e interuniversidades)

Trabajos de investigación conforme al diseño de la misión (Un trabajo por cada uno de los subsistemas propuestos a desarrollar del CubeSat, incluyendo la carga útil)

Adquisición de los componentes y subsistemas requeridos

Desarrollo de los subsistemas propuestos

Desarrollo e integración del satélite (intercambio de tecnologías entre universidades)

Pruebas de verificación y validación

Administración del lanzamiento

Puesta en órbita

Seguimiento del satélite durante la misión (Procesamiento de datos, análisis de resultados)

Análisis del desempeño de los subsistemas desarrollados en la UNAM y en las universidades

Realización de artículos previos y posteriores al desarrollo de la misión

Realización de artículos enfocados a los subsistemas desarrollados

Divulgación del proyecto dentro y fuera de la UNAM

Creación de colaboraciones con otras entidades educativas y gubernamentales internacionales con la UNAM

Fase 4 (Plataforma satelital desarrollada por la UNAM + spin off empresariales)

- En esta fase la UNAM tendrá las suficientes bases, experiencia y recursos para poder diseñar su propia plataforma satelital, la cual va a buscar tener una misión más compleja y de mayor impacto en los ámbitos científicos y tecnológicos para la propia universidad y para el país.
- Gracias a las diferentes generaciones de equipos de trabajo implicados en las fases anteriores la UNAM puede pensar en ampliar las capacidades de los laboratorios satelitales así como promover módulos de especialización enfocados al estudio de las tecnologías espaciales dentro de la misma. En este último punto los estudiantes de intercambio asumirán un papel importante en el posible modelo educativo planteado.
- Serán plausibles proyectos tecnológicos espaciales más complejos con el apoyo de instituciones gubernamentales como la Agencia Espacial Mexicana en los cuales podrán desarrollarse microsátélites con base a la metodología generada en las fases anteriores.
- El desarrollo de proyectos CubeSat comenzará a ser una práctica habitual en las diferentes universidades del país, creándose así una red de desarrollo en el sector con múltiples colaboraciones nacionales e internacionales
- Los estudiantes y personas inmersas en las fases anteriores tendrán la experiencia y conocimientos suficientes como para poder generar una iniciativa empresarial en torno a las plataformas CubeSat como en su momento lo hicieron los fundadores de Sequoia Space, GomSpace, etc.
- Se creará un nuevo mercado para el sector educativo y empresarial mexicano. Posible inversión por parte de diversas empresas consolidadas hacia el sector satelital. Colaboración entre las entidades gubernamentales mexicanas con agencias internacionales como la NASA o la ESA.
- Será requerido desarrollar, en caso de no existir, un programa educativo enfocado a las ciencias y tecnologías espaciales en la UNAM y en diversas universidades, aumentando así la calidad y nivel educativo del país dentro de este sector.
- Difusión de las ciencias y tecnologías aeroespaciales en los diferentes niveles educativos del país (primarias, secundarias, preparatorias) permitiendo así la generación de una cultura espacial que podrá disminuir, una vez madurada, de manera drástica el rezago tecnológico que México padece dentro de este sector.

CONCLUSIONES

Finalmente se establecen una serie de conclusiones, mostradas a manera de opiniones breves, basadas en todo el trabajo de investigación y desarrollo llevado a cabo en la realización de esta tesis:

Lo primero que se nota, y concluye, cuando se está sumergido dentro del estudio de **los proyectos satelitales** es que estos, si bien **requieren de conocimientos amplios, concretos y profundos de temas y disciplinas muy particulares y específicas, son al mismo tiempo los proyectos multidisciplinarios por excelencia, en los cuales convergen diferentes áreas del saber y del hacer científico, social y humano.** Un satélite artificial es un artefacto conformado por varios subsistemas satelitales, cada uno de los cuales es esencial para el correcto funcionamiento de todo el sistema y el cumplimiento de la misión para la cual es diseñado y desarrollado. En este punto, las misiones que un satélite puede desempeñar son numerosas y muy diversas, dependiendo de su carga útil, lo cual se ve reflejado en la inherente naturaleza multidisciplinaria de los proyectos satelitales y en la magnitud de su alcance. Estas misiones pueden estar enfocadas a aplicaciones o experimentos biológicos, meteorológicos, tecnológicos, militares, científicos, sociales, artísticos, de comunicaciones, entre muchos otros. Sin importar la misión de la cual se trate, los satélites requieren mantener una comunicación constante con las estaciones terrenas y con sus operadores, lo cual se basa en las posibilidades que las telecomunicaciones les otorgan. Es decir, **no importa de qué tipo de satélite artificial se trate ni qué misión lleve a cabo, el empleo de las telecomunicaciones será vital y esencial para que cumpla con sus objetivos.** No obstante, la concepción y logro de un proyecto satelital implica la unión de múltiples y diversas disciplinas que van desde la Física y las Matemáticas, las cuales nos permite conocer el contexto y parámetros físicos necesarios para llevar y mantener un satélite en determinada órbita, hasta las diferentes Ingenierías vertidas en el diseño y desarrollo de cada uno de los subsistemas satelitales, considerando también todas las posibles disciplinas implicadas en la carga útil del satélite, dentro de las cuales las Ciencias Sociales y las Humanidades desempeñan papeles importantes. Esto significa que **un proyecto satelital no se reduce a ser solamente un proyecto de ingeniería si no, más bien, un proyecto sumamente completo, multidisciplinario, con profundas interrelaciones entre vertientes y áreas del conocimiento que aparentemente están desasociadas entre sí.**

Dentro de este sector, **México es un país con una necesidad importante de servicios satelitales, sin embargo no ha invertido lo suficiente como para generar una base tecnológica e intelectual que le permitan ser independiente dentro de este campo en un futuro cercano y, de igual forma, no ha implementado de manera concreta y profunda la práctica de desarrollos satelitales dentro de sus universidades,** por lo cual su atraso tecnológico podría seguir aumentando, disminuyendo así las posibilidades de desarrollo científico y tecnológico dentro del sector espacial del país. Prueba de lo anterior se obtiene al considerar que los proyectos satelitales vieron su arranque en 1957, a partir de la puesta en órbita del Sputnik I, y a pesar de que México entra al sector satelital en 1968, hace ya casi 50 años, no ha logrado generar una industria satelital consolidada y productiva. De los 9 satélites mexicanos puestos en órbita, todos los pertenecientes al gobierno han sido comprados a empresas estadounidenses y sólo uno, un proyecto universitario, ha sido integrado por ingenieros mexicanos: el UNAMSat-B, puesto en órbita hace casi 20 años. Desde ese entonces, y a pesar de los diversos proyectos e iniciativas satelitales llevados a cabo dentro del país por diferentes instituciones educativas, el satélite que promete ser el segundo en órbita hecho en México es el Ulises I, una iniciativa artística-ciudadana.

Tomando en cuenta el estancamiento tecnológico-satelital en el cual se encuentra México se propone el estudio de los proyectos CubeSat, plataformas satelitales universitarias de reducidas dimensiones y masa diseñadas bajo un estándar definido, con la idea base de que el estándar CubeSat ha establecido un antes y un después en la concepción y desarrollo de proyectos satelitales alrededor del mundo. Antes del año 2000, un proyecto satelital sólo podía ser desarrollado por grupos especializados en lapsos de tiempo de varios años y con costos altos, haciendo que el acceso al espacio fuese posible solamente para un grupo muy reducido de

empresas e instituciones. Además, el objetivo del “hacer” satelital cambia totalmente y pasa a ser, antes que otra cosa, una misión educativa y de preparación orientada a estudiantes sin ninguna experiencia dentro del ámbito espacial facilitando así su futura inclusión en proyectos satelitales de mayor magnitud y promoviendo el desarrollo de proyectos satelitales en diferentes universidades del mundo, sin dejar a un lado las diversas capacidades científicas y tecnológicas de los proyectos satelitales. **El estándar CubeSat se convierte así en la pieza clave de la democratización del espacio, permitiendo que decenas de universidades e incluso ciudadanos con un muy reducido poder económico puedan desarrollar un proyecto satelital capaz de llegar al espacio en lapsos de tiempo breves, menores a dos años.**

De esta forma, **el estándar CubeSat crea una nueva vertiente de exploración dentro del ámbito satelital la cual promueve el desarrollo e innovación de diversas tecnologías basadas en la miniaturización y en la utilización de componentes comerciales de fácil acceso y sumamente económicos**, con participación de estudiantes universitarios e incluso de nivel medio superior, ampliando la apertura y la profundidad que la tecnología satelital está teniendo dentro de la sociedad.

Además, un proyecto CubeSat tiene diferentes especificaciones y condiciones regulatorias que cumplir antes de ser puesto en órbita. Estas especificaciones, tanto físicas como eléctricas, en conjunto con las pruebas de certificación y aceptación a las cuales es sometido un CubeSat, y la coordinación de frecuencias respectiva, hacen de este tipo de proyectos **una plataforma importante para que los desarrolladores y estudiantes implicados adquieran experiencia sobre las diversas fases por las que pasa todo proyecto espacial antes de ser enviado al espacio**. Al mismo tiempo, podemos notar que un proyecto CubeSat tiene una complejidad importante para su desarrollo, sin importar su reducido tamaño o los detalles de su carga útil, y que una misión de este tipo tiene la capacidad de ser un verdadero reto para las personas involucradas en este. De esta manera podríamos diferenciar dos puntos de inflexión dentro de un proyecto CubeSat, el primero es aquel en el cual el CubeSat pasa todas las pruebas requeridas antes de poder ponerse en órbita y el segundo es, una vez puesto en órbita, su correcto funcionamiento y desempeño de su misión. Ambos puntos son importantes, pero incluso si sólo se logra el primero de ellos, es decir, **si la misión del CubeSat, una vez estando en órbita, fracasa, la experiencia y habilidades obtenidas para conseguir llevarlo al espacio seguirán siendo determinantes en el crecimiento académico y profesional de las personas e instituciones implicadas.**

Actualmente contamos con la ventaja de que podemos analizar y estudiar a la tecnología CubeSat en retrospectiva a través de 15 años desde su concepción y concluir que, sin duda, la misión e ideología del estándar se ha superado a sí misma. Ha demostrado, además de ser una excelente plataforma académica, ser una alternativa viable para diversos proyectos espaciales, una opción mucha más económica que los grandes satélites y una oportunidad para que la sociedad tenga entrada directa a las ciencias espaciales. Gracias a las características del estándar se han y se están llevando a cabo proyectos que no hubiesen sido posibles de otra manera, se ha creado un semillero constante de ingenieros y profesionales con gran experiencia en el desarrollo de proyectos espaciales, se han hecho relaciones entre universidades, empresas y entidades gubernamentales de diferentes países, se ha inyectado un nuevo empuje a la carrera espacial al desarrollarse iniciativas y proyectos destinados a la exploración del espacio, se han creado múltiples empresas dirigidas por estudiantes que participaron en algún proyecto CubeSat durante su formación universitaria, se han creado nuevos estándares y nuevas posibilidades de la mano de la miniaturización, la creación de agencias espaciales en diferentes países ha sido fuertemente impulsada, las universidades desarrollan laboratorios y destinan ingresos a la investigación espacial, entre otros muchos beneficios. Sencillamente, **el estándar CubeSat ha revolucionado la industria satelital y, posiblemente, sea uno de los pilares del desarrollo tecnológico en todo el mundo en un futuro muy cercano.**

También es importante visualizar el impacto del estándar CubeSat desde una perspectiva lineal y no sólo puntual, es decir, poner atención en el progreso y maduración de las capacidades tecnológicas de las diferentes universidades desarrolladoras de proyectos CubeSat durante un lapso importante de tiempo. Al hacerlo se ha comprobado cómo **un primer proyecto CubeSat de 1U dentro de una universidad establece las bases de lo que será una universidad con múltiples capacidades intelectuales e ingenieriles, amplias infraestructuras, diversas colaboraciones internacionales, un constante semillero de ingenieros con experiencia espacial,**

un adentramiento en el desarrollo de satélites más grandes y con mayores alcances, la creación de nuevas plataformas satelitales, la generación de investigaciones y documentos enfocados a las ciencias espaciales, la reactivación del sector espacial dentro de determinados países, la creación de oportunidades empresariales importantes, entre otros beneficios, como es el caso de las universidades de Morehead (EUA), CalPoly (EUA), PUCP (Perú), Sergio Arboleda (Colombia), Hawái (EUA), Vigo (España), Península del Cabo (Sudáfrica), Tokio (Japón), entre otras. **El desarrollo de un proyecto CubeSat dentro de una universidad tiene el potencial de generar múltiples beneficios tecnológicos, académicos y económicos de manera rápida y profunda tanto en la universidad como en su entorno.**

Y no sólo eso, **los proyectos CubeSat pasaron de ser satélites educativos a satélites con aplicaciones y alcances comerciales y científicos considerables.** Ejemplos de esto son los CubeSat de observación terrestre de la empresa Planet Labs, los cuales conforman la constelación de CubeSats más grande en orbitar la tierra actualmente y que tiene capacidades que rebasan las de los satélites grandes destinados a cumplir la misma misión que estos llevan a cabo. También diferentes instituciones gubernamentales han apostado por esta tecnología y poco a poco va ganando más y más terreno. Se ha pasado de tener un despliegue de 5 CubeSats puestos en órbita en el 2003 a 83 en el 2014 (hubieran sido 111 de no ser por los 28 CubeSats perdidos en la explosión del cohete Antares en octubre del 2014) y las cifras seguirán creciendo.

Por otra parte, en cuanto a la adquisición y desarrollo de un CubeSat se puede observar que existen diversas alternativas de adquisición de subsistemas satelitales, la mayoría de ellas provenientes de empresas spin off de proyectos CubeSat anteriores, así como de plataformas que contemplan a la mayoría de los subsistemas. Sin embargo, los precios y características de estos componentes no se ajustan a las posibilidades planteadas en los objetivos de este trabajo y pertenecen, más bien, a alternativas de proyectos CubeSat más complejas y con diferentes alcances a los buscados.

Después de realizar el análisis de componentes y kits satelitales disponibles en las diferentes empresas de adquisición de subsistemas satelitales se generó una solución que contempla el uso de determinados componentes COTS y cuyo valor total, considerando una plataforma de 1U, no rebasa los 150,000 MXN (tabla 6.27).

Considerando que el entorno universitario planteado es uno en el cual su experiencia y desarrollo tecnológicos enfocados a proyectos satelitales es reducido o nulo y que sus posibilidades económicas son reducidas, la mejor opción para desarrollar un primer proyecto CubeSat es el desarrollo de una plataforma de 1U utilizando como base el kit que ofrece la empresa Pumpkin así como el uso de COTS para los subsistemas de antenas, energía y de comunicaciones, gracias a lo cual se podría conseguir un CubeSat de 1U a un costo aproximado de 140,000 MXN, y con diversas ventajas en su implementación brindadas por los elementos pertenecientes al kit de Pumpkin, como lo son la estructura de aluminio y el módulo de computadora de a bordo.

Una de las mayores ventajas de los proyectos CubeSat es su accesibilidad en cuanto al empleo de componentes COTS (componentes comerciales que no han sido fabricados para ser usados en el espacio) y los buenos desempeños que estos ofrecen estando en el espacio. Esta ventaja es utilizada al plantear una propuesta de adquisición de una plataforma 1U, con el objetivo de reducir costos, específicamente al proponer el uso de una radio y una antena totalmente fuera de la rigidez y características de los proyectos espaciales pero que, ha sido demostrado, cumplen de manera adecuada con su función una vez estando en órbita. Estas facilidades logran, por ejemplo, que se pueda adquirir una antena por un precio reducido de 100 USD (1,300 MXN aproximadamente) en vez de adquirirla mediante un proveedor satelital a un precio promedio de 60,000 MXN. La diferencia de precios es sumamente contrastante, pero el desempeño de este COTS es el buscado.

A través del análisis comparativo entre la solución propuesta y el promedio de los componentes disponibles en las diferentes empresas satelitales estudiadas (Pumpkin, ClydeSpace, Tyvak, IOS, GomSpace e ISIS) se logra observar que considerando sólo los componentes COTS no fabricados por los proveedores CubeSat (transceiver, antena y celdas solares) y comparándolos con el promedio de los componentes que sí son fabricados por los proveedores, el costo final de puesta en órbita es aproximadamente 8 veces menor si se

considera la solución propuesta. Al mismo tiempo, la masa de la solución propuesta es 5 veces menor al promedio de la ofrecida por los proveedores lo cual se traduce en menor rango de restricción para la carga útil de la misión y en un menor costo de lanzamiento. En este punto se puede mencionar que **uno de los factores más importantes a considerar es la relación directa entre la masa del satélite y su costo de lanzamiento, el cual es uno de los impedimentos más comunes durante el desarrollo de un proyecto satelital.** Poner un CubeSat de 1kg en órbita cuesta aproximadamente 800,000 MXN.

Aunado a lo anterior, al ser el desarrollo de un CubeSat de IU un objetivo educativo y de adquisición de experiencia dado nuestro contexto, es sumamente conveniente tomar en cuenta la solución propuesta por sobre otras alternativas, con la cual se podrán cubrir en gran manera diversos objetivos propios de la práctica satelital, es decir:

- ✚ Generar las instalaciones y equipo necesario para desarrollar un proyecto satelital CubeSat.
- ✚ Adquirir experiencia en la gestión y desarrollo de un proyecto espacial.
- ✚ Formar un grupo de trabajo compuesto por estudiantes y profesores con experiencia práctica en un proyecto satelital.
- ✚ Involucrar a los alumnos en el desarrollo de una misión satelital.
- ✚ Crear acuerdos de colaboración y fomentar el trabajo en equipo dentro de la universidad.
- ✚ Conocer directamente los requerimientos técnicos y administrativos que un proyecto CubeSat conlleva.
- ✚ Desarrollar una estación terrena que podrá ser utilizada posterior al proyecto inicial.
- ✚ Promoción del desarrollo de diversas tesis enfocadas al proyecto CubeSat de IU.
- ✚ Identificar detalladamente los pros y los contras del uso de determinados subsistemas.
- ✚ Conocimiento directo de los requerimientos regulatorios y de asignación de frecuencias.
- ✚ Experiencia en las pruebas de verificación y validación previas al lanzamiento.
- ✚ Conocer el proceso administrativo llevado a cabo por la empresa coordinadora del lanzamiento.
- ✚ Desarrollar habilidades en el manejo de las herramientas virtuales necesarias para el desarrollo y el seguimiento de la misión.
- ✚ Adquirir experiencia en la adquisición de datos de telemetría y en el análisis de los mismos.
- ✚ Generar las capacidades para poder mejorar la metodología aplicada en una primera instancia así como el proceso de desarrollo de algún otro proyecto CubeSat.
- ✚ Convertirse en una universidad con experiencia, preparada para afrontar y desarrollar una misión satelital de más complejidad y con objetivos más amplios en un futuro cercano.

Al considerar el desarrollo de un proyecto CubeSat dentro de la UNAM se concluyó que esta iniciativa podría generar la promoción y divulgación de las ciencias espaciales dentro y fuera de la misma de una manera importante mediante las diferentes vertientes de impacto que estos proyectos generan: Desarrollo tecnológico, colaboraciones interuniversitarias, impulso de la investigación y desarrollo espacial, y prácticas multidisciplinarias. Para poder empezar con estas prácticas se requieren de diversas instalaciones que si bien la infraestructura de un laboratorio satelital requiere cumplir con determinadas características, **al momento de enfocarse al desarrollo de satélites CubeSat las exigencias se tornan flexibles y es posible concebir un laboratorio para CubeSats de manera improvisada y sin la atención de que exista un cuarto limpio de alto rango, cuando uno que mantenga una limpieza clase 100,000 cumple con los requerimientos que impone un CubeSat, a menos que su carga útil requiera de cuidados más estrictos.** Es así como diferentes universidades (incluso el propio MIT) han improvisado sus cuartos limpios, con el empleo de ventiladores especiales y de paredes de plástico, haciéndolos muy accesibles para un grupo de estudiantes.

Por último, durante el desarrollo de esta tesis se ha conocido, gracias a los escritos y testimonios que los diferentes desarrolladores CubeSat alrededor del mundo han publicado, los diferentes y diversos beneficios de esta tecnología dentro de las universidades. A lo largo de la redacción y preparación de este trabajo se ha tomado atención en plasmar las ideas de estos testimonios y brindar la oportunidad de vislumbrar el cómo estos proyectos han influenciado de diversas maneras en el crecimiento y desarrollo educativo y tecnológico de las instituciones implicadas y, poco a poco, de toda la sociedad.

Los ejemplos de los beneficios que el desarrollo de proyectos CubeSat ha brindado a las universidades son muchos y desde diferentes perspectivas. Desde cumplir con su misión educativa hasta forjar las bases de un nuevo mercado espacial apoyado en la miniaturización y en las amplias posibilidades que ofrecen los componentes COTS. Lo anterior se ha denotado sobre todo en los capítulos 5 y 7 de este trabajo. Es por esto que, como última conclusión, **se puede afirmar que el desarrollo de proyectos CubeSat dentro de las universidades de México podría generar un cambio radical en la manera del cómo nuestro país desarrolla e invierte recursos, económicos e intelectuales, en las ciencias espaciales.** México no sería el primer país que reactivase su industria espacial a partir del desarrollo de un pequeño satélite CubeSat de 1 dm³ apoyado en un plan de desarrollo satelital, ni el primero en generar una nueva oleada de ingenieros espaciales con capacidad para establecer plataformas empresariales en torno al sector satelital, inexistentes en nuestro país hoy en día. México requiere enfocar su atención en este tipo de proyectos y difundirlos a través de sus diferentes niveles educativos, recordando que, además de sus alcances tecnológicos, sus alcances humanos (perspectiva multidisciplinaria, trabajo en equipo, liderazgo, comunicación) podrían forjar las características esenciales y diferenciales de las nuevas generaciones de profesionistas y ciudadanos mexicanos en un futuro muy cercano.

ANEXO I: ACRÓNIMOS

ADCS	Attitude Determination and Control System (Sistema de Control y Determinación de Actitud)
AEM	Agencia Espacial Mexicana
AFSK	Audio Frequency Shift Keying (Modulación por desplazamiento de frecuencia auditiva)
AM	Amplitud Modulada
AMSAT	Amateur Satellite (Satélite aficionado)
API	Advance Publication Information
bps	bits por segundo
BPSK	Binary Phase Shift Keying (Modulación binaria por desplazamiento de fase)
CAC	CubeSat Acceptance Checklist (Lista de Aceptación CubeSat)
CalPoly	California Polytechnic State University (Universidad Estatal Politécnica de California)
CanSat	Can Satellite (Satélite en Lata)
CAT	Centro de Alta Tecnología
CMOS	Complementary metal-oxide-semiconductor (semiconductor complementario de óxido metálico)
CNES	Centre National d'Études Spatiales (Centro Nacional de Estudios Espaciales)
COTS	Commercial off-the-shelf (Componente tomado fuera del estante)
CSA	Canadian Space Agency (Agencia Espacial Canadiense)
CubeSat	Cube Satellite
DTMF	Dual-Tone Multi-Frequency (Doble Tono Multifrecuencia)
EEl	Estación Espacial Internacional
ELaNa	Educational Launch of Nanosatellites (Lanzamiento educativo de nanosatélites)
ELF	Extremely Low Frequencies (Frecuencias Extremadamente Bajas)
ESA	European Space Agency (Agencia Espacial Europea)
FCC	Federal Communications Commission (Comisión Federal de Telecomunicaciones)
FM	Frecuencia Modulada
FSK	Frequency Shift Keying (Modulación por desplazamiento de frecuencia)
GENSO	Global Educational Network for Satellite Operations (Red de educación global para operaciones satelitales)
GEO	Geostationary Orbit (Órbita Geoestacionaria)
GEVS	General Environmental Verification Standard (Estándar General de Verificación Ambiental)
GPS	Global Position System (Sistema de posicionamiento global)
HumSat	Humanitarian Satellite Constellation (Constelación de Satélites humanitarios)
IARU	International Amateur Radio Union (Unión Internacional de Radio Amateur)
INAOE	Instituto Nacional de Astrofísica, Óptica y Electrónica
IOS	Interorbital Systems (Sistemas Interorbitales)
IPN	Instituto Politécnico Nacional
ISIS	Innovative Solutions in Space (Soluciones Innovadoras en el Espacio)
ISRO	Indian Space Research Organisation (Organización de Investigación Espacial de la India)
ISS	International Space Station (Estación Espacial Internacional)
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency (Agencia Japonesa de Exploración Espacial)
LEO	Low Earth Orbit (Órbita Baja Terrestre)
MEMS	Microelectromechanical Systems (Sistemas Microelectromecánicos)

MEO	Medium Earth Orbit (Orbita Media Terrestre)
MIT	Massachusetts Institute of Technology (Instituto Tecnológico de Massachusetts)
NASA	National Aeronautics and Space Administration (Administración Nacional de la Aeronáutica y el Espacio)
OBC	On board Computer (Computadora de a bordo)
ODAR	Orbital Debris Assessment Report
ONU	Organización de las Naciones Unidas
OPAL	Orbiting Picosatellite Automatic Launcher (Lanzador Automático de Picosatélites)
OSCAR	Orbiting Satellite Carrying Amateur Radio (Satélite en órbita llevando una radio amateur)
PCB	Printed Circuit Board (Tarjeta de circuito impreso)
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer (Desplegador Orbital de Picosatélites)
PSLV	Polar Satellite Launch Vehicle (Vehículo de Lanzamiento Satelital de órbita Polar)
RBF	Remove Before Flight pin (pin Remover Antes de Volar)
SFL	Space Flight Laboratory (Laboratorio de Vuelos Espaciales)
SMDC	Space and Missile Defense Command (Comando de Defensa de Misiles y del Espacio)
SOMECyTA	Sociedad Mexicana de Ciencia y Tecnología Aeroespacial
TubeSat	Tube Satellite
UHF	Ultra High Frequency (Frecuenci Ultra Alta)
UIT	Unión Internacional de Telecomunicaciones
UKSA	United Kingdom Space Agency (Agencia Espacial del Reino Unido)
UTIAS	University of Toronto Institute for Aerospace Studies (Instituto de Estudios Aeroespaciales de la Universidad de Toronto)
VHF	Very High Frequency (Frecuencia Muy Alta)

ANEXO II: IMÁGENES

Imagen	Nombre	Página
Imagen 1.1	Ilustración de “The Brick Moon”, publicada en 1870	13
Imagen 1.2	Ilustración de “Los quinientos millones de la Begún”	14
Imagen 1.3	Imagen original del artículo de Clarke publicado en el Wireless World en octubre de 1945	15
Imagen 1.4	Sputnik 1	15
Imagen 1.5	Trayectoria elíptica de un satélite	18
Imagen 1.6	Órbitas satelitales	20
Imagen 1.7	Factores involucrados en la puesta en órbita de un satélite	28
Imagen 1.8	Órbita de transferencia de Hohmann	29
Imagen 1.9	Diagrama a bloques de una estación terrena	30
Imagen 1.10	Tipos de montaje de una antena: a) elevación-azimut b) X-Y c) ecuatorial	31
Imagen 2.1	Morelos I siendo desplegado desde el Discovery	35
Imagen 2.2	Imagen del satélite Solidaridad 2	36
Imagen 2.3	Plataforma SSL 1300	39
Imagen 2.4	Satmex 8	39
Imagen 2.5	QuetzSat-1 en Space Systems/Loral, Palo Alto, California	40
Imagen 2.6	Satélite UNAMSAT-B	45
Imagen 2.7	Satélite Educativo SATEDU	47
Imagen 2.8	Satélite Ulises 1	50
Imagen 3.1	P-POD y modelo de un CubeSat 1U	52
Imagen 3.2	Estructuras CubeSat de 1U, 2U y 3U	53
Imagen 3.3	Satélite OPAL de la Universidad de Stanford	55
Imagen 3.4	CubeSat de 3U: Quakesat	59
Imagen 3.5	P-POD Mk. III	63
Imagen 3.6	Estructura de un CubeSat del proveedor Pumpkin	64
Imagen 3.7	CubeSat con antenas monopolo	66
Imagen 3.8	Disposición de los paneles solares en diferentes configuraciones de CubeSats	67
Imagen 3.9	Satélite Quakesat	71
Imagen 3.10	Satélite GeneSat-1	72

Imagen 3.11	Esquema del CubeSat CanX-2	74
Imagen 3.12	CubeSat CanX-2	74
Imagen 3.13	Esquema del CubeSat Delfi-C³	75
Imagen 3.14	CubeSat Jugnu sin estructura externa	76
Imagen 3.15	CubeSat Xatcobeo	77
Imagen 3.16	Componentes del STRaND-1	78
Imagen 3.17	CubeSat OSSI-1	79
Imagen 3.18	Esquema del CubeSat ExoplanetSat	80
Imagen 3.19	Diagrama de una Estación Terrena para CubeSats	82
Imagen 3.20	Mapa de cobertura global de GENSO en 2012	83
Imagen 3.21	Diagrama de bloques de una estación terrena GENSO	86
Imagen 4.1	Dibujo de un CubeSat 1U	88
Imagen 4.2	Especificaciones de las dimensiones de un CubeSat 1U	88
Imagen 4.3	Dibujos mostrando las dimensiones de los rieles de un CubeSat	89
Imagen 4.4	Opciones de colocación de los resortes de separación	90
Imagen 4.5	Dimensiones del resorte de separación	90
Imagen 4.6	Disposición de los paneles de acceso en un CubeSat 3U	91
Imagen 4.7	Disposición de los paneles de acceso en un CubeSat 3U (vista lateral)	91
Imagen 4.8	Pin RBF en el CubeSat KySat-1	92
Imagen 4.9	CubeSat KySat-1	92
Imagen 4.10	Lista de comprobación para un CubeSat 1U	94
Imagen 4.11	Lista de comprobación para un CubeSat 3U	95
Imagen 4.12	Formulario DAR para control de excepciones	96
Imagen 4.13	Diagrama de Flujo para los Requerimientos de Evaluación de un CubeSat	100
Imagen 4.14	Zonas y Regiones de la UIT	105
Imagen 4.15	Ejemplo de Solicitud de Coordinación de Frecuencia	114
Imagen 5.1	Antena de 21 metros de la Universidad de Morehead	124
Imagen 5.2	CubeSat KySat-1	125
Imagen 5.3	PocketQub \$50Sat	128
Imagen 5.4	CubeSat ZACube-1	142
Imagen 5.5	Componentes del CubeSat Ho'oponopono 2	146
Imagen 5.6	Imagen tomada por el Dove-1 en abril del 2013	160
Imagen 5.7	CubeSats pertenecientes al proyecto Flock-1	160
Imagen 6.1	Página web de ISIS	163

Imagen 6.2	Portal web de Clyde Space	164
Imagen 6.3	UKube-1	165
Imagen 6.4	Portal web de Sequoia Space	166
Imagen 6.5	UAPSAT-1	167
Imagen 6.6	Portal web de GomSpace	168
Imagen 6.7	GOMX-1	168
Imagen 6.8	Portal web de CubeSatKit	169
Imagen 6.9	Portal web de Tyvak	170
Imagen 6.10	Portal web de Interorbital Systems	171
Imagen 6.11	Escudos ISILaunch	223
Imagen 6.12	Forma de llenado de datos de ISL	224
Imagen 6.13	Tabla de precios de Spaceflight (en miles de USD)	224
Imagen 7.1	CubeSats CanX-1 y 2 de la Universidad de Toronto	232
Imagen 7.2	Plataforma GNB de la Universidad de Toronto	232
Imagen 7.3	Laboratorio de validación e integración de la Universidad de Toronto	234
Imagen 7.4	Cuarto limpio de la Universidad de Toronto	234
Imagen 7.5	CubeSat StudSat-1	235
Imagen 7.6	CubeSat Delfi-C³	236
Imagen 7.7	Representación artística del proyecto DELFFi	237
Imagen 7.8	ExoplanetSat de 3U	238
Imagen 7.9	Cuarto limpio de la empresa Serenum en la República Checa	246
Imagen 7.10	Cuarto limpio del proyecto ITUpSat-1	247
Imagen 7.11	Mesa de trabajo del proyecto Strand-1	248

ANEXO III: TABLAS

Tabla	Nombre	Página
Tabla 1.1	Tabla cronológica de la tecnología satelital	16
Tabla 1.2	Clasificación de satélites de acuerdo a su masa	17
Tabla 1.3	Clasificación de una órbita satelital	19
Tabla 1.4	Bandas de comunicaciones satelitales	22
Tabla 2.1	Características y aplicaciones del Satmex V	37
Tabla 2.2	Características y aplicaciones del Satmex VI	38
Tabla 2.3	Especificaciones Técnicas del Mexsat 1 y del Mexsat 2	42
Tabla 2.4	Características principales del UNAMSAT	44
Tabla 4.1	Pruebas especificadas por el estándar GEVS	100
Tabla 4.2	Requerimientos dados por GEVS para la prueba de vibración aleatoria	101
Tabla 4.3	Bandas de frecuencias para servicios de radio amateur	108
Tabla 5.1	Proyectos CubeSat de América del Norte puestos en órbita	119
Tabla 5.2	Proyectos CubeSat de Asia puestos en órbita	129
Tabla 5.3	Proyectos CubeSat de Europa puestos en órbita	136
Tabla 5.4	Proyectos CubeSat de África puestos en órbita	141
Tabla 5.5	Proyectos CubeSat de Oceanía puestos en órbita	143
Tabla 5.6	Proyectos CubeSat de América del Sur puestos en órbita	147
Tabla 5.7	Proyectos CubeSat puestos en órbita en todo el mundo	153
Tabla 5.8	Proyectos CubeSat puestos en órbita por país	153
Tabla 5.9	Universidades participantes del proyecto QB50	157
Tabla 6.1	Productos ofrecidos por ISIS	164
Tabla 6.2	Productos ofrecidos por Clyde Space	165
Tabla 6.3	Productos ofrecidos por Sequoia	167
Tabla 6.4	Productos ofrecidos por GomSpace	169
Tabla 6.5	Productos ofrecidos por CubeSatKit	170
Tabla 6.6	Productos ofrecidos por Tyvak	171
Tabla 6.7	Productos ofrecidos por Interorbital Systems	172
Tabla 6.8	Proveedores de estructuras 1U	173
Tabla 6.9	Proveedores de celdas solares	176
Tabla 6.10	Proveedores de baterías	179

Tabla 6.11	Proveedores de transceivers	182
Tabla 6.12	Parámetros de Transceivers	183
Tabla 6.13	Proveedores de antenas	185
Tabla 6.14	Proveedores de ADCS	187
Tabla 6.15	Proveedores de Computadoras de a Bordo	190
Tabla 6.16	Promedio de peso y precio de cada subsistema	191
Tabla 6.17	Plataforma de 1U de ISIS	194
Tabla 6.18	Plataforma 1U de Clyde Space	196
Tabla 6.19	Plataforma 1U de GomSpace	198
Tabla 6.20	Nanoeye kit de GomSpace	200
Tabla 6.21	Plataforma 1U de Tyvak	202
Tabla 6.22	Plataforma 1U de Tyvak con celdas solares adicionales	202
Tabla 6.23	CubeSat Kit 1U	204
Tabla 6.24	CubeSat Kit con subsistemas agregados	207
Tabla 6.25	Plataforma 1U de IOS	208
Tabla 6.26	Precio y masa de plataformas de 1U	209
Tabla 6.27	Plataforma propuesta de 1U	212
Tabla 6.28	Lanzamientos CubeSat	216
Tabla 6.29	Vehículos lanzadores de proyectos CubeSat	219
Tabla 6.30	Misiones CubeSat apoyadas por ELaNá	220
Tabla 6.31	Misiones CubeSat del programa Vega	221
Tabla 6.32	Misiones CubeSat del programa Fly Your Satellite	221
Tabla 6.33	Lanzamientos coordinados por ISL	222
Tabla 6.34	CubeSats lanzados por Spaceflight	225
Tabla 6.35	Comparación de masa y precio tomando como referencia la solución propuesta	227
Tabla 7.1	Proyectos del programa CanX	233
Tabla 7.2	Tecnología heredada de los CubeSat CanX-1 y 2	233
Tabla 7.3	Clasificación de cuarto limpio según la norma ISO 14644-1	246
Tabla 7.4	Clases de cuartos limpios aplicables a la industria según Federal Standard 209E	247

ANEXO IV: GRÁFICAS

Gráfica	Nombre	Página
Gráfica 5.1	Principales países desarrolladores de CubeSats	153
Gráfica 5.2	Proyectos CubeSat puestos en órbita por país	154
Gráfica 5.3	Proyectos CubeSat puestos en órbita por país (omitiendo a EUA)	154
Gráfica 5.4	Cantidad de CubeSats puestos en órbita por país	155
Gráfica 5.5	Cantidad de CubeSats puestos en órbita por país (omitiendo EUA)	155
Gráfica 6.1	Precios de estructuras 1U en el mercado	174
Gráfica 6.2	Precios de celdas solares en el mercado	177
Gráfica 6.3	Precios de baterías en el mercado	179
Gráfica 6.4	Precios de transceivers en el mercado	183
Gráfica 6.5	Precios de antenas en el mercado	185
Gráfica 6.6	Precios de ADCS en el mercado	187
Gráfica 6.7	Precios de Computadoras de a bordo en el mercado	190
Gráfica 6.8	Porcentaje de costo por subsistema	191
Gráfica 6.9	Porcentaje de masa por subsistema	192

REFERENCIAS

Capítulo 1

- [1] Términos y definiciones relativos a radiocomunicaciones espaciales-itu, 1990.
Disponible en: http://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/s/r-rec-s.673-0-199006-s!!Pdf-s.pdf
- [2] Frenzel Louis. *Sistemas Electrónicos de Comunicaciones*. Alfaomega, 1ra. Edición, México, 2003.
- [3] García García José Luis. *Promoción de la Tecnología Espacial mediante el desarrollo de Satélites pequeños en las Universidades*. México, 2010.
- [4] Héctor Schmucler. *25 años de satélites artificiales*. Universidad Autónoma Metropolitana Xochimilco. México, 1982.
Disponible en: http://148.206.107.15/biblioteca_digital/estadistica.php?id_host=6&tipo=ARTICULO&id=4816&archivo=13-307-4816nya.pdf&titulo=25%20a%C3%B1os%20de%20sat%C3%A9lites%20artificiales
- [5] Hale, Edward Everett. *The Brick Moon, and Other Stories*. The Atlantic Monthly, septiembre 1870.
Disponible en: <http://etext.lib.virginia.edu/toc/modeng/public/HalBric.html>
- [6] Crovisier Jacques. *Les Cinq Cents Millions de la Bégum (1879) ou la folie du canon*.
Disponible en: http://www.lesia.obspm.fr/perso/jacques-crovisier/JV/verne_CL.html
- [7] Verne Julio. *Les 500 millions de la Begum*. Francia, 1879.
- [8] Kelso T.S. *Basics of the Geostationary Orbit*. Satellite Times, Mayo 1998.
- [9] Reina, Daniel. *El ascensor espacial. ¿Cómo ves?* No. 152, UNAM.
Disponible en: <http://www.comoves.unam.mx/numeros/articulo/152/el-ascensor-espacial>
- [10] Shayler David. *Walking in Space*. Reino Unido: Praxis, 2004.
Disponible en:
http://books.google.com.mx/books?id=g8PW0_WNTDsC&pg=PA6&dq=Noordung+space+station&redir_esc=y#v=onepage&q=Noordung%20space%20station&f=false
- [11] Ian Ridpath. *The Illustrated encyclopedia of astronomy and space*. Crowell, 1980.
- [12] Clarke Arthur C. *Extra-Terrestrial Relays: Can Rocket Stations Give World-wide Radio Coverage?* Wireless World, Octubre 1945.
- [13] García García José Luis. *Satélites Artificiales*.
- [14] Zepeda Castillo, Luis Alberto. Tesis de Licenciatura: *Análisis de requerimientos de control de orientación satelital para comunicaciones en banda S en satélites pequeños*. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2011.
- [15] Solórzano Palomares Juan Fernando. *Panorama actual de la tecnología satelital y las redes de microondas. Un enfoque básico*. México, Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2008.
- [16] IADC Space Debris Mitigation Guidelines, septiembre 2007.
Disponible en:
<http://www.iadc-online.org/Documents/IADC-2002-01,%20IADC%20Space%20Debris%20Guidelines,%20Revision%201.pdf>
- [17] Espino Novales Stepfany, Flores Gómez Luis Dimitri. Tesis de Licenciatura: *Procedimientos para obtener una posición en la órbita geoestacionaria*. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2012.
- [18] Sutton, George; Biblarz Oscar. *Rocket Propulsion Elements*. 7ª edición. Estados Unidos de América: John Wiley & Sons; 2000.
- [19] Maskiarán Ramírez, Miguel. Tesis de Licenciatura: *Interferencias en satélites geoestacionarios*. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2011.

Capítulo 2

- [1] Solórzano Palomares Juan Fernando. *Panorama actual de la tecnología satelital y las redes de microondas. Un enfoque básico*. México, Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2008.
- [2] Tun Molina, Dr. Dionisio M. *Satélites Mexicanos*. Satélites Mexicanos S.A. de C.V. Noviembre 2006.
- [3] Soto Cesaretti Méndez, Aldo. *Satélites mexicanos*. Saltus Caesar, 2010.
- [4] Satélites mexicanos, s.a. de c.v. announces satmex 5 life extension and status of satmex 8 launch.
Disponible en: <http://www.eutelsat.com/home/satellites/future-satellites/launch-schedule/satmex-9.html>
- [5] Future satellite - EUTELSAT 9B.
Disponible en: <http://www.eutelsat.com/home/satellites/future-satellites/launch-schedule/satmex-7.html>
- [6] SATÉLITES MEXICANOS AND INTERNATIONAL LAUNCH SERVICES ANNOUNCE SATMEX 8 LAUNCH DATE.
Disponible en: <http://www.ilslaunch.com/node/3504>
- [7] 1300 Series Satellite Platform - Space Systems/Loral.
Disponible en: <http://sslmda.com/images/aboutssl/1300modular.jpg>
- [8] Satmex 9 Satellite to Host FAA Payload Enhancing Aviation.
Disponible en: <http://www.satellitetoday.com/regional/2014/02/26/satmex-9-satellite-to-host-faa-payload-enhancing-aviation-safety/>
- [9] Satmex-9 Satellite to Host Payload to Enhance Aviation Safety.
Disponible en: <http://www.eutelsat.com/home/news/press-releases/2014/press-list-container/satmex-9-satellite-to-host-paylo.html>
- [10] Eutelsat cierra compra de Satmex. CNNExpansión, 2014.
Disponible en: <http://www.cnnexpansion.com/negocios/2014/01/02/eutelsat-concreta-compra-de-satmex?newsvcnn2=1388703593>
- [11] SES Announces Multi-Year Agreement With Echostar To Expand Direct-To-Home Broadcasts In Mexico And The U.S.
Disponible en: <http://www.ses.com/4233325/news/2008/4465867#sthash.iHBHsx7z.dpuf>
- [12] SES' QUETZSAT-1 SATELLITE NOW OPERATIONAL.
Disponible en: <http://www.ses.com/4233325/news/2011/8506031#sthash.9xFG5eM8.dpuf>
- [13] Launch on ILS Proton Breeze M slated for September.
Disponible en: <http://sslmda.com/html/pressreleases/pr20110808.html>
- [14] Boeing: Mexsat.
Disponible en: <http://www.boeing.com/boeing/defense-space/space/bss/factsheets/702/mexsat/mexsat.page>
- [15] Space exploration in 2014 - Russian Space Web.
Disponible en: <http://www.russianspaceweb.com/2014.html>
- [16] Boeing: Boeing 702HP Fleet.
Disponible en: <http://www.boeing.com/boeing/defense-space/space/bss/factsheets/702/mexsat/mexsat.page>
- [17] García García José Luis. Promoción de la Tecnología Espacial mediante el desarrollo de Satélites pequeños en las Universidades. México, 2010.
- [18] Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial.
Disponible en: <http://www.planeacion.unam.mx/Memoria/anteriores/1993/puide.php>
- [19] UNAMSAT. OM-30.
Disponible en: <http://archive.is/1hSE#selection-23.0-23.14>
- [20] Módulos del satélite UNAMSAT-B.
Disponible en: <http://www.gaxtec.com.mx/unamsat/paginas/modulos.html>
- [21] Aldo Soto Cesaretti. Satélites de México. 2010.
Disponible en: <http://www.paginasprodigy.com.mx/sotocesaretti/almanaque/Opinion/Articulos/20100515.html>

Capítulo 2

- [22] Proyecto Satex 1, víctima del error de diciembre en ciencia y tecnología. La Jornada, diciembre 2004.
Disponible en: <http://www.jornada.unam.mx/2004/12/19/037n1soc.php>
- [23] SATEX: una incursión mexicana a la tecnología espacial.
Disponible en: <http://gaceta.cicese.mx/ver.php?topico=seccion&ejemplar=64&id=359&from=buscador>
- [24] Vicente Vivas Esaú. *ESAU TriPLEX Computadora de Vuelo Triplex de Diseño y Manufactura Mexicana para el Microsatélite Satex*. 2005
- [25] Vicente Vivas Esaú. *ESAU PDS Successful Development of a Portable Didactic Satellite for Training and Research in Satellite Technology*.
- [26] Satélite Educativo Mexicano.
Disponible en: <http://proyectos2.iingen.unam.mx/SATEDU/Default.htm>
- [27] Ramirez Aguilar, J.A., De La Rosa Nieves, S. ; Sanchez Medina, E. ; Santillan Gutierrez, S.D. ; Romo Fuentes, C. ; Ferrer Perez, J.A. ; Brekhov, O.M. *Satellite CONDOR UNAM-MAI: Technical scientific cooperation*.
- [28] Ramírez Aguilar José Alberto. *Microsatellite CONDOR UNAM-MAI*. 2011.
Disponible en: http://wikipam.astroscu.unam.mx/Projects/Red_Univ._del_Espacio/RUE_Propuesta/Proyectos/Microsatellite_CONDOR_UNAM-MAI
- [29] Participación de la UNAM en el proyecto espacial JEM-EUSO. Instituto de Ciencias Nucleares.
Disponible en: http://athena.nucleares.unam.mx/icn/index.php?option=com_content&view=article&id=351:proyecto-jemeuso&catid=1
- [30] DESARROLLAN EN LA UNAM MICROSATÉLITE PARA MONITOREO DE CONTAMINACIÓN ATMOSFÉRICA. DGCS. Julio 2013.
Disponible en: http://www.dgcs.unam.mx/boletin/bdboletin/2013_433.html 18 julio 2013
- [31] Ferrer-Pérez, J. A., Lozano, P., Santillán-Gutiérrez, S. D., Romo-Fuentes, C. y Zambrano-Romero, P.. *Atlal: PROYECTO DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA*
- [32] La razón Quetzal: Diseñan en la UNAM microsatélite para monitorear la contaminación 26 enero 2014.
Disponible en: <http://www.razon.com.mx/spip.php?article203681>
- [33] Burocracia frena despegue de Agencia Espacial Mexicana. Septiembre 2012.
Disponible en: <http://www.zocalo.com.mx/seccion/articulo/burocracia-frena-despegue-de-agencia-espacial-mexicana>
- [34] Pacheco Enrique. *SENSAT 1 Mexican nanosatellite as part of HUMSAT constellation: Mission Description*.
Disponible en: http://www.nanosat.jp/3rd/sozai_report/Day_2_0103_EnriquePacheco_CICESE/NSS-03-Day_2_0103_EnriquePacheco.pdf
- [35] Aztecsat Davidson college of engineering, ENGINEERING AT SAN JOSE STATE. 2014.
Disponible en: <https://engineering.sjsu.edu/files/public/media/news-and-events/newsletters/winter-2014.pdf>
- [36] Ulises 1.
Disponible en: http://www.ulises1.mx/Ulises_1/Ulises_1.html
- [37] OSSII.
Disponible en: <http://opensat.cc/>
- [38] Hoy se presentó en el INAOE el nanosatélite Ulises 1. Febrero 2014.
Disponible en: <http://www.inaoep.mx/noticias/?noticia=121>
- [39] Ulises2 Red de Ciencia y Tecnología del Espacio REDCyTE

Capítulo 3

- [1] CubeSat Design Specification Rev. 13, febrero 2014.
Disponible en: http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf
- [2] Puig-Suari Jordi, Turner Clark, Ahlgren William. *Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite*. Aerospace Conference, 2001, IEEE proceedings.
- [3] Isis CubeSat Structures Brochure.
Disponible en: http://www.isispace.nl/brochures/ISIS_CubeSat%20Structures_Brochure_v.7.11.pdf

Capítulo 3

- [4] The CubeSat program-National Reconnaissance Office.
Disponible en: <http://www.nro.gov/about/innovation/2013-05.pdf>
- [5] ion ElectroSpray Propulsion System for CubeSats (iEPS).
Disponible en: http://web.mit.edu/aeroastro/labs/spl/research_ieps.htm
- [6] Deepak Ravi, Twigg Robert. *Thinking Outside the Box: Space Science Beyond the CubeSat*.
- [7] Miller Katharine. *First anniversary of student-built satellite in space*. Universidad de Stanford, 2001.
Disponible en: <http://news.stanford.edu/pr/01/opal131.html>
- [8] Nugent Ryan, Munakata Riki, Chin Alexander, Coelho Roland, Puig-Suari Jordi. *The CubeSat: The Picosatellite Standard for Research and Education*. Universidad Estatal Politécnica de California.
- [9] CubeSat chronology.
Disponible en: <http://www.astronautix.com/craft/cubesat.htm>
- [10] CubeSat- Launch 1.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-launch-1>
- [11] Jordi Puig-Suari. CubeSat: An Unlikely Success Story. Conferencia en el Instituto Keck para Estudios Espaciales. Octubre, 2012
Disponible en: http://www.kiss.caltech.edu/workshops/smallsat2012b/video/puig-suari/puig-suari_30Oct12.html
- [12] Toorian Armen, Blundell Emily, Puig-Suari Jordi, Twigg Robert. *CubeSats as responsive satellites*. 3rd Responsive Space Conference, 2005.
- [13] Poly Picosatellite Orbital Deployer Mk III ICD.
Disponible en: http://www.cubesat.org/images/LaunchProviders/mk_iii_icd5.pdf
- [14] Schaffner Jake, Puig-Suari Jordi. *The Electronic System Design, Analysis, Integration, and Construction of the Cal Poly State University CPI CubeSat*.
- [15] Mueller Juergen, Hofer Richard, Ziemer John. *Survey of propulsion technologies applicable to cubesats*. Instituto Tecnológico de California, Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration, 2010.
Disponible en: <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/41627/1/10-1646.pdf>
- [16] Quakesat.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/q/quakesat>
- [17] GeneSat-1.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/genesat>
- [18] CanX-2.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-2>
- [19] CanX-2. Footback 9.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-2#footback9%29>
- [20] Delfi-C3.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/delfi-c3>
- [21] Delfi-C3 communication subsystem.
Disponible en: <http://www.delfispace.nl/index.php/delfi-c3/communication-subsystem3>
- [22] Jugnu.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/j/jugnu>
- [23] Xatcobeo.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/xatcobeo>
- [24] STRaND-1.
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/strand-1>

Capítulo 3

[25] STRaND-1 FAQs.

Disponible en: <http://www.sstl.co.uk/Missions/STRaND-1--Launched-2013/STRaND-1/STRaND-1-FAQs>

[26] Open Source Satellite Initiative.

Disponible en: <http://opensat.cc/>

[27] ExoplanetSat.

Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/e/exoplanetSat>

[28] Twigg Robert, Malphrus Benjamin. *SMAD CubeSat chapter - Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space Technology Library, 2011.

[29] GENSO.

Disponible en: <http://www.genso.org/>

[30] GENSO. How GENSO Works.

Disponible en: <http://www.genso.org/index.php/how-genso-works>

[31] GENSO. Ground Station Hardware.

Disponible en: <http://www.genso.org/index.php/ground-station-hardware>

[32] GENSO. Frequencies and Modulation Schemes.

Disponible en: <http://www.genso.org/index.php/frequencies-and-modulation-schemes>

[33] CubeSat - Launch 4 - eoPortal directory.

Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-launch-4>

[34] NMSU Satellite Ground Station Final Design Review.

Disponible en: http://www.nmspacegrant.com/files/tiny_mce/file_manager/GENSO%20FDR.pdf

Capítulo 4

[1] CubeSat Design Specification Rev. 13. Febrero, 2014.

Disponible en: http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final.pdf

[2] Fortescue Peter, Swinerd Graham, Stark John. *Spacecraft Systems Engineering*. John Wiley & Sons. 4a edición, 2011.

[3] Mc Master-Carr Spring Plungers.

Disponible en: <http://www.mcmaster.com/#catalog/119/3345/=mv5mq5>

[4] General Environmental Verification Standard for GSFC Flight Programs and Projects. Gsfc-Std-7000. Rev. 2013.

[5] Mashburn Keith. *Simplified Configuration Management and Qualification Testing for CubeSats*. Conferencia en el Laboratorio de Ingeniería y Ciencias Espaciales, Universidad Estatal de Montana. Agosto 11, 2008.

Disponible en: <http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/SummerWorkshop2008/Sun/5%20Montana%20State.pdf>

[6] MOLA analysis definitons.

Disponible en: <http://analyst.gsfc.nasa.gov/ryan/MOLA/definit.html>

[7] Delbert Wilson. *Vibration Testing for Small Satellites*. Boeing Aerospace Corporation, 1989.

Disponible en: <http://digitalcommons.usu.edu/smallsat/1989/all1989/28/>

[8] Jennifer Hanley, Brian Joseph, Martha Miller, Samantha Monte, Joshua Trudeau, Racheal Weinrick. *Thermal, Telecommunication and Power Systems for a CubeSat*. Instituto Politécnico de Worcester, 2013.

[9] ITU. Visión General.

Disponible en: <http://www.itu.int/es/about/Pages/overview.aspx>

[10] International Amateur Radio Union. About.

Disponible en: <http://www.iaru.org/about.html>

[11] IARU REGIONS.

Disponible en: <http://www.iaru.org/regions.html>

Capítulo 4

[12] FCC.

Disponible en: <http://www.fcc.gov/what-we-do>

[13] Klofas Bryan. *CubeSat Frequency Allocation*. CubeSat Developers' Workshop. San Luis Obispo, California. 20 de abril del 2012.

[14] AMSAT-NA. The Radio Amateur Satellite Corporation.

Disponible en: <http://ww2.amsat.org/>

[15] AMSAT Organizations around the world.

Disponible en: <http://www.amsat.org/amsat-new/links/>

[16] IARU Member Societies.

Disponible en: <http://www.iaru.org/member-societies.html>

[17] Amateur Radio Satellites. Information for Developers of Satellites Planning to Use Frequency Bands Allocated to the Amateur-Satellite Service.

Disponible en: http://www.iaru.org/uploads/1/3/0/7/13073366/iarusatspec_rev15.7.pdf

[18] Amateur Satellite Frequency Coordination Request. Versión 28.

Disponible en: <http://www.iaru.org/uploads/1/3/0/7/13073366/iarucoordinationrequestversion28.pdf>

[19] IARU Amateur Satellite Frequency Coordination. Status Report.

Disponible en: <http://www.amsat.org.uk/iaru/>

[20] Amateur Satellite Frequency Coordination Request Example.

Disponible en: http://cubesat.org/images/developers/licensing/iaru_example.pdf

[21] NASA Orbital Debris Office Program. Orbital Debris Mitigation.

Disponible en: <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigate/mitigation.html>

[22] NASA Orbital Debris Office Program. NASA Debris Assessment Software.

Disponible en: <http://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/mitigate/das.html>

[23] SkyCube Orbital Debris Assessment Report (ODAR) revision C. 7 de enero del 2013.

Disponible en: <http://www.southernstars.com/skycube/files/SkyCube%20ODAR.pdf>

[24] Cosmogia Dove-1 Orbital Debris Assessment Report (ODAR) revisión 1.3. 2012.

Disponible en: <https://apps.fcc.gov/els/GetAtt.html?id=122025&x=>

[25] SpaceCap. Space notification system PC capture.

Disponible en: <http://www.itu.int/en/ITU-R/software/Pages/spacecap.aspx>

[26] Amateur-Satellite Service. Notification Capture.

Disponible en: http://www.itu.int/en/ITU-R/space/AmateurDoc/ARS-NOTIF_help.pdf

[27] FCC regulations governing the Amateur Radio Service and the Amateur Satellite Service.

Disponible en: <http://www.arrl.org/files/file/Regulatory/Part%2097%20-%202004-28-2011.pdf>

[28] White Jim. *Amateur Radio Service Licensing Process for CubeSats With Supplemental Notes on Experimental Licensing*. Octubre 2012.

[29] Federación Mexicana de Radio Experimentadores.

Disponible en: <http://www.fmre.mx/>

Capítulo 5

[1] CanX Program: Mission. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=150

[2] CanX-4 and 5. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/canx-4-5>

[3] CanX-1: System. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=159

[4] CanX-2: Mission Objectives. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=274

[5] CanX-3 / BRITE-Constellation: Mission. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=407

[6] BRITE Austria. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/brite-austria>

[7] CANX-4 & CANX-5: Mission. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=410

Capítulo 5

- [8] Nanosatellites: CANX-6 / NTS. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=205
- [9] Nanosatellites: CanX-7. Disponible en: http://utias-sfl.net/?page_id=210
- [10] CP1-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/cp1/>
- [11] CP2-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/sample-page/>
- [12] CP3-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/cp3/>
- [13] CP4-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/cp4-cp2-relaunch/>
- [14] CP5-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/cp5/>
- [15] CP6-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/launched-missions/cp6/>
- [16] CP7-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/in-development/cp7/>
- [17] CP8-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/in-development/cp8-ipex/>
- [18] CP9-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/in-development/cp9/>
- [19] CP10-PolySat. Disponible en: <http://polysat.calpoly.edu/in-development/cp10-exocube/>
- [20] Malphrus Benjamin, Schaire. *Cubesat communication direction and capabilities at Morehead State University and NASA GODDARD Space Flight Centre*. Wallops Flight Facility, 2013
- [21] About KySat-1. Disponible en: <http://ssl.engineering.uky.edu/missions/orbital/kysat1/about-kysat-1/>
- [22] About KySat-2. Disponible en: <http://ssl.engineering.uky.edu/missions/orbital/kysat-2/about-kysat-2/>
- [23] Educational Satellite (EduSat): Morehead and University of Rome Prepare to Launch Satellite from Russia. Disponible en:
http://www.moreheadstate.edu/uploadedFiles/Sites/Main_Sites/Academics/EASS/Space_Science_Center/The%20EduSat%20Space%20Mission%2006.13.2011.pdf
- [24] Cosmic X-Ray Background Nanosatellite. Disponible en: <http://universe.sonoma.edu/CXBNanosat/>
- [25] Advanced Nano-Sat Power Technology: TechSat-1. Disponible en:
http://www.moreheadstate.edu/uploadedFiles/Sites/Main_Sites/Academics/EASS/Space_Science_Center/TechSat-1%20Program%20Overview.pdf
- [26] UniSat-5. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/u/unisat-5>
- [27] PROPOSED JOINT U.S.-ITALIAN SPACE MISSIONS UNISat 5 and UNISat 6. Disponible en:
http://www.moreheadstate.edu/uploadedFiles/Sites/Main_Sites/Academics/EASS/Space_Science_Center/UNISat%205%20and%206.v.2.pdf
- [28] Satellite 1: Eagle-1. Morehead State University and Kentucky Space.
Disponible en: http://www.moreheadstate.edu/uploadedFiles/Sites/Main_Sites/Academics/EASS/Space_Science_Center/Eagle%201.pdf
- [29] \$50Sat-Eagle2. Disponible en: <http://www.50dollarsat.info/>
- [30] Laboratory of Space Systems Tokyo Institute of technology. Disponible en: http://lss.mes.titech.ac.jp/index_e.html
- [31] ARLISS Project 2002. Disponible en: <http://www.space.t.u-tokyo.ac.jp/arliiss2002/index2-e.html>
- [32] CUTE-I (Cubical Tokyo Tech Engineering Satellite-I). Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cute-i>
- [33] CUTE-1.7+APD (Cubical Tokyo Tech Engineering Satellite-1.7) Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cute-17-apd>

Capítulo 5

- [34] CUTE-1.7+APD-2 (Cubical Tokyo Tech Engineering Satellite-1.7)
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cute-17-apd2>
- [35] The Journey of the First Indian Student Satellite “STUDSAT“. Disponible en: <http://www.incpaper.com/blog/2013/12/03/studsat/>
- [36] StudSat-1 (Student Satellite-1). Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/studsat-1>
- [37] STUDSAT (STUDent SATellite)-A small satellite program.
Disponible en: <http://www.nmit.ac.in/Centerforsmallsatellite.aspx?LinkId=46>
- [38] Students' satellite project all set to take off. Disponible en: <http://www.thehindu.com/news/cities/Bangalore/article365147.ece>
- [39] World Class University. Disponible en: <http://ssr.khu.ac.kr/about/about01.php>
- [40] WCU Project Series 3 Space Exploration By CubeSat.
Disponible en: http://www.khu.ac.kr/eng/about/news_view.jsp?idx=164&iPage=1
- [41] Lee, H.J. Hemingway D. *A CUBESAT MISSION FOR KOREAN LUNAR EXPLORATION*. Universidad Kyung Hee. 2014
- [42] Sanders Robert. *CINEMA among tiny CubeSats to be launched*. Media Relations. 31 de Julio del 2012.
Disponible en: <https://newscenter.berkeley.edu/2012/07/31/cinema-among-tiny-cubesats-to-be-launched-aug-2/>
- [43] UWE-2 (University of Wurzburg Experimentalsatellit-2). Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/u/uwe-2>
- [44] Bahr Jesko. University of Würzburg's picosatellite UWE-3 successfully launched and transmitting. 26 de noviembre del 2013. Disponible en:
<http://www.spaceboard.eu/news/spacerelated/2013/11/26/university-of-w%C3%BCrzburgs-picosatellite-uwe-3-successfully-launched-and-transmitting/>
- [45] UWE-4/IASV. Disponible en: http://www7.informatik.uni-wuerzburg.de/forschung/space_exploration/projects/uwe_4/
- [46] El CubeSat español Xatcobeo. Disponible en: [http://www.esa.int/esl/ESA_in_your_country/Spain/El_CubeSat_espanol_XaTcobeo/\(print\)](http://www.esa.int/esl/ESA_in_your_country/Spain/El_CubeSat_espanol_XaTcobeo/(print))
- [47] Sistema HumSAT-UAH. Disponible en: <http://humsat-uah.org/>
- [48] 'Humsat-D' de la Universidad de Vigo será lanzado mañana.
Disponible en: <http://www.infoespacial.com/?noticia=%C2%B4humsat-d-de-la-universidad-de-vigo-sera-lanzado-manana>
- [49] Incuvi ya tiene inquilinos-Faro de Vigo. Disponible en: <http://www.farodevigo.es/gran-vigo/2012/01/19/incuvi-inquilinos/615824.html>
- [50] El reto aeroespacial de la Universidad de Vigo - Faro de Vigo.
Disponible en: <http://www.farodevigo.es/opinion/2013/11/17/reto-aeroespacial-universidad-vigo/915846.html>
- [51] Hay masa crítica para una industria aeroespacial - GCIencia. Disponible en: <http://www.gciencia.com/industria/entrevista-teresa-pedrosa-zona-franca/>
- [52] La Universidad de Vigo elabora un máster internacional. Disponible en: <http://www.atlantico.net/articulo/vigo/universidad-vigo-elabora-master-internacional-aeroespacial/20131118081407023921.html>
- [53] La próxima aventura será a mediados de 2014 - Faro de Vigo. Disponible en: <http://www.farodevigo.es/gran-vigo/2013/11/22/proxima-aventura-sera-mediados-2014/918998.html>
- [54] Meet the teams: Robusta / Education / ESA.
Disponible en: http://www.esa.int/Education/Meet_the_teams_Robusta2
- [55] Le CNES, l'UM2 et la Fondation Van Allen créent, à Montpellier, le premier Centre Spatial Universitaire. Diciembre, 2013.
Disponible en : <http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/6115-communiqués-de-presse.php?item=8060>
- [56] Université Montpellier 2. Disponible en : <http://www.univ-montp2.fr/>
- [57] Centre Spatial Universitaire (CSU) - Université Montpellier 2.
Disponible en: <http://www.univ-montp2.fr/recherche-menu-principal/services-communs-de-la-recherche/centre-spatial-universitaire-csu>
- [58] SACRED | AMSAT-UK. Disponible en: <https://amsat-uk.org/tag/sacred/>

Capítulo 5

- [59] ROBUSTA - eoPortal Directory - Satellite Missions. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/r/robusta>
- [60] Satellite *ROBUSTA* - CNES . Disponible en: http://smc.cnes.fr/ROBUSTA/GP_satellite.htm
- [61] CubeSat. French South African Institute of Technology. Disponible en: <http://www.cput.ac.za/blogs/fsati/cubesat/>
- [62] ZACUBE-1. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/zacube-1>
- [63] ZACUBE-1 launch makes history. Disponible en: <http://www.cput.ac.za/academic/faculties/engineering/zacube1>
- [64] Low Earth Orbiting Nanosatellite Integrated Defense Autonomous System (LEONIDAS). Disponible en: <http://www.hsfl.hawaii.edu/wordpress/missions-2/leonidas/>
- [65] Shiroma Wayne. *Good Things Come In Small Packages*. Universidad de Hawái. Marzo 2014.
Disponible en: <http://www.satmagazine.com/story.php?number=1493959460>
- [66] Shiroma Wayne. *The UH Small-Satellite Program A Vision of Becoming the World's First University to Design, Fabricate, Launch, and Control Small Satellites*. Laboratorio de Vuelos Espaciales de Hawái, Agosto 2008.
Disponible en: http://hawaii.edu/offices/eaurel/govrel/briefings/2008/2008_08_21_aerospace_shiroma.pdf
- [67] Mea Huaka'i (Voyager). Disponible en: http://space.skyrocket.de/doc_sdat/mea-huakai.htm
- [68] *Gifts, Grants, and Contracts for March 2009*. Disponible en: http://www.ors.hawaii.edu/files/bor_consolidated_03_09.pdf
- [69] Ho'oponopono - a Radar Calibration CubeSat Mission. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/h/ho-oponopono>
- [70] Satélite colombiano- Picosatélite - Entrevista a César Ocampo. Disponible en: http://www.usergioarboleda.edu.co/altus/entrevista_satelite.htm
- [71] Sequoia Space: Desarrollo y diseño de satélites pequeños. Disponible en: <http://www.sequoiaspace.com/>
- [72] GETSAT - Blogger. Disponible en: <http://usagetsat.blogspot.mx/>
- [73] Satelites Libertad I. Disponible en: <http://juandlacouture.wix.com/satelites#!libertad/c1rkn>
- [74] Proyecto espacial Colombia en Universidad Sergio Arboleda. Disponible en: http://www.usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/index.htm
- [75] Primeros dos satélites del Perú en el espacio son de la PUCP. Disponible en: <http://puntoedu.pucp.edu.pe/videos/primeros-dos-satelites-peru-de-la-pucp/>
- [76] Instituto de Radioastronomía INRAS-PUCP. Disponible en: <http://inras.pucp.edu.pe/auspiciadores/>
- [77] Proyecto PUCP-Sat-1. Disponible en: <http://inras.pucp.edu.pe/proyectos/pucp-sat-1/especificaciones-del-satelite/>
- [78] Heraud Pérez Jorge. PUCP-Sat-1 y Pocket-PUCP, los dos primeros satélites peruanos. Coloquio de Física PUCP. 20 marzo 2014.
Disponible en: http://educast.pucp.edu.pe/video/3261/coloquio_de_fisica_pucpsat1_y_pocketpucp_los_dos_primeros_satelites_peruanos
- [79] Proyecto Radioastronomía Radioastronomía. Disponible en: <http://inras.pucp.edu.pe/proyectos/radioastronomia/radiotelescopio-rt-8/>
- [80] qb50-ISIS. Disponible en: <http://www.isispace.nl/cms/index.php/projects/qb50>
- [81] The Project-QB50. Disponible en: <https://www.qb50.eu/index.php/project-description-obj>
- [82] QB50-AMSAT-UK. Disponible en: <http://amsat-uk.org/tag/qb50/>
- [83] CubeSats-QB50. Disponible en: <https://www.qb50.eu/index.php/community>
- [84] HumSAT system|HumSAT. Disponible en: <http://www.humsat.org/humsat-system/>
- [85] Background on HumSAT. Disponible en: http://www.esa.int/Education/Background_on_HumSAT
- [86] HumSat - Satellite Missions - eoPortal Directory. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/h/humsat>

Capítulo 5

- [87] El Humsat-D completa con éxito la fase de comprobación de sus componentes. Disponible en: http://noticias.lainformacion.com/economia-negocios-y-finanzas/tecnologia-de-los-satelites/el-humsat-d-completa-con-exito-la-fase-de-comprobacion-de-sus-componentes_02E9T9hdqFveZKzTpagP9/
- [88] Vizcaino Torres Eduardo. *Actualización Del Hardware Del Subsistema De Control De Orientación Del Satélite Educativo SATEDU*. UNAM, 2012.
- [89] Niles Laura. *Largest Flock of Earth-Imaging Satellites Launch into Orbit From Space Station*. International Space Station Program Science Office and Public Affairs Office, 11 de Febrero del 2014. Disponible en: http://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/news/flock_1/
- [90] Hardy Quentin, Bilton Nick. Start-Ups Aim to Conquer Space Market. New York Times, 16 de marzo del 2014. Disponible en: http://www.nytimes.com/2014/03/17/technology/start-ups-aim-to-conquer-space-market.html?_r=1
- [91] Landsat-8/LDCM - eoPortal Directory - Satellite Missions. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/l/landsat-8-ldcm>
- [92] Flock 1 Constellation - Satellite Missions - eoPortal Directory. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/f/flock-1>
- [93] Flock 1 - Planet Labs. Disponible en: <http://www.planet.com/flock1/>

Capítulo 6

- [1] Cubesatshop. Disponible en: <http://www.cubesatshop.com/>
- [2] UKube-1 (United Kingdom Universal Bus Experiment 1). eoPortal Directory. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/u/ukube-1>
- [3] CubeSat Lab. Clyde Space. Disponible en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop
- [4] Diana Arias. "Sequoia Space Pone a Colombia en Órbita". Javeriana Digital. 14 de noviembre 2013. Disponible en: <http://javerianadigital.com/sequoia-space-pone-a-colombia-en-orbita-2/>
- [5] Experiencia. Sequoia Space. Disponible en: <http://www.sequoiaspace.com/experiencia/>
- [6] Análisis y diseño de misiones satelitales. Sequoia Space. Disponible en: <http://www.sequoiaspace.com/analisis-y-diseno-de-misiones-satelitales/>
- [7] Company Introduction. GOMSpace. Disponible en: <http://gomspace.com/index.php?p=profile>
- [8] GOMX-1 (GomeSpace Express-1). eoPortal Directory. Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/gomx-1>
- [9] About Pumpkin, Inc. CubeSat Kit. Disponible en: http://www.cubesatkit.com/content/pumpkin/about_pumpkin_inc.html
- [10] In Space. CubeSat Kit. Disponible en: <http://www.cubesatkit.com/content/space.html>
- [11] Research and Developmnet. Tyvak. Disponible en: <http://tyvak.com/randd/>
- [12] Launch announcement TLS-01. Tyvak. Disponible en: <http://tyvak.com/news/launchannouncementtls-tls01/>
- [13] Intrepid Platform. Tyvak. Disponible en: <http://tyvak.com/intrepid-suite-1-1/>
- [14] Interorbital Systems. Disponible en: <http://www.interorbital.com/index.html>
- [15] Tipo de Cambio de venta: Peso Mexicano - Euro (MXN-EUR). Servicio Geológico Mexicano. Disponible en: <http://portalweb.sgm.gob.mx/economia/es/tipos-de-cambio/mxn-eur/448-tablas-peso-mexicano-euro.html>
- [16] Tipo de Cambio de venta: Peso Mexicano - US Dólar (MXN-USD). Servicio Geológico Mexicano. Disponible en: <http://portalweb.sgm.gob.mx/economia/es/tipos-de-cambio/449-tablas-peso-mexicano-us-dolar.html>
- [17] CubeSat Structures. ISIS. Disponible en: http://www.isispace.nl/brochures/ISIS_CubeSat%20Structures_Brochure_v.7.11.pdf

Capítulo 6

- [18] 1U chassis Walls. Clyde Space.
Disponibile en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/structures/1u_structures/115_1u-chassis-walls
- [19] Pumpkin Price List. Disponible en: <http://www.pumpkininc.com/content/doc/forms/pricelist.pdf>
- [20] ISIS CubeSat Solar Panels. CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=97&category_id=17&option=com_virtuemart&Itemid=79
- [21] NanoPower Solar P110-A/B. CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=70&category_id=17&option=com_virtuemart&Itemid=79&vmcchk=1&Itemid=79
- [22] NanoPower Solar P110U-A/B. CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=71&category_id=17&option=com_virtuemart&Itemid=79
- [23] 1U CubeSat Side Solar Panel. Clyde Space.
Disponibile en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/solar_panels/1u_solar_panels/50_1u-cubesat-side-solar-panel
- [24] 1U Side Solar Panel w/MTQ. Clyde Space.
Disponibile en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/solar_panels/1u_solar_panels/53_1u-side-solar-panel-w-mtq
- [25] Paneles solares. Sequoia Space.
Disponibile en: http://www.sequoiaspace.com/wp-content/uploads/2014/03/paneles_v3.pdf
- [26] NanoPower P110 Series Solar Panels Datasheet. GomSpace.
Disponibile en: <http://gomspace.com/documents/GS-DS-P110-1.0.pdf>
- [27] Triangular Advanced Solar Cells (TASC). SpectroLab.
Disponibile en: http://www.spectrolab.com/DataSheets/PV/PV_NM_TASC_ITJ.pdf
- [28] NanoPower P31U Power Supply. CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=64&category_id=12&option=com_virtuemart&Itemid=68
- [29] NanoPower BP4 Power Supply. CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=65&category_id=12&option=com_virtuemart&Itemid=68
- [30] Integrated Battery Daughter Board. Clyde Space.
Disponibile en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/batteries/14_integrated-battery-daughter-board
- [31] NanoPower BP4. GomSpace. Disponible en: <http://gomspace.com/index.php?p=products-bp4>
- [32] NanoPower P31u. GomSpace. Disponible en: <http://gomspace.com/index.php?p=products-p31u>
- [33] ISIS VHF downlink / UHF uplink Full Duplex Transceiver . CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=73&category_id=5&option=com_virtuemart&Itemid=67
- [34] ISIS UHF downlink / VHF uplink Full Duplex Transceiver. CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=11&category_id=5&option=com_virtuemart&Itemid=67
- [35] NanoCom U482C UHF Half-duplex Transceiver . CubeSatShop.com. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=36&category_id=5&option=com_virtuemart&Itemid=67
- [36] UTRX Half Duplex UHF Transceiver. Clyde Space. Disponible en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/communication_systems/350_utrx-half-duplex-uhf-transceiver
- [37] CMCi - CubeSat VHF Downlink / UHF Uplink Transceiver. Clyde Space. Disponible en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/communication_systems/166_cmci-cubesat-uvtrx
- [38] Sistema de comunicaciones y antenas. Sequoia Space. Disponible en: <http://www.sequoiaspace.com/subsistemas-sistemas-de-comunicacion-y-antenas/>

Capítulo 6

- [39] NanoCom Spacelink Modules. GomSpace.
Disponible en: <http://gomspace.com/index.php?p=products-u482c>
- [40] Product overview. AstroDev Helium Radios. Disponible en: http://www.astrodev.com/public_html/downloads/datasheet/Helium-Specification.pdf
- [41] Narrow Band FM Multichannel UHF Transceiver TR2M. Radiometrix.
Disponible en: <http://www.radiometrix.com/files/additional/tr2m.pdf>
- [42] Deployable Antenna System for CubeSats. CubeSatShop. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=66&category_id=6&option=com_virtuemart&Itemid=70
- [43] S-Band Patch Antenna. Clyde Space. Disponible en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/communication_systems/302_s-band-patch-antenna
- [44] Sistemas de Comunicación y Antenas. Sequoia Space. Disponible en: <http://www.sequoiaspace.com/subsistemas-sistemas-de-comunicacion-y-antenas/#>
- [45] NanoCom ANT430 70 cm band antenna Datasheet. GomSpace. Disponible en: <http://gomspace.com/documents/GS-DS-NANOCOM-ANT-1.1.pdf>
- [46] Sigvald Marholm. *Antenna Systems for NUTS*. Norwegian University of Science and Technology, 2012. Disponible en: <http://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:567045/FULLTEXT01.pdf>
- [47] CubeTorquer. CubeSatShop. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=108&category_id=7&option=com_virtuemart&Itemid=69&vmcchk=1&Itemid=69
- [48] Z-Axis Magnetorquer. Clyde Space.
Disponible en: http://www.clyde-space.com/cubesat_shop/adcs/mtq_rods/215_z-axis-magnetorquer
- [49] MAI-100. Maryland Aerospace.
Disponible en: http://www.sequoiaspace.com/wp-content/uploads/2014/03/mai100_specs.pdf
- [50] MAI-400. Maryland Aerospace.
Disponible en: http://www.sequoiaspace.com/wp-content/uploads/2014/03/mai400_specs.pdf
- [51] ISIS On Board computer. CubeSatShop. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=119&category_id=8&option=com_virtuemart&Itemid=75
- [52] NanoMind A712D - CubeSat Onboard Computer. CubeSatShop.
Disponible en: http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&product_id=68&flypage=flypage.tpl&pop=0&option=com_virtuemart&Itemid=65
- [53] CubeComputer. CubeSatShop. Disponible en:
http://www.cubesatshop.com/index.php?page=shop.product_details&product_id=106&flypage=flypage.tpl&pop=0&option=com_virtuemart&Itemid=65
- [54] Pumpkin Price List. Disponible en: <http://www.pumpkininc.com/content/doc/forms/pricelist.pdf>
- [55] NanoMind A712C Datasheet.
Disponible en: <http://www.gomspace.com/documents/GS-DS-NM712C-1.1.pdf>
- [56] GOMX-Platform. GomSpace.
Disponible en: <http://gomspace.com/index.php?p=products-platforms>
- [57] NanoEye Platform. GomSpace. Disponible en: <http://gomspace.com/index.php?p=products-nanoeye>
- [58] The Intrepid Platform. Tyvak. Disponible en:
http://static.squarespace.com/static/50e0b24de4b03955129ee278/t/53dfc347e4b07b43013d5d20/1407173447631/BB14-70_Tyvak-IntrepidDatasheet4.pdf
- [59] CubeSat Personal Satellite Kit. Interorbital Systems.
Disponible en: http://www.interorbital.com/interorbital_03302014_006.htm
- [60] Small Spacecraft Technology State of the Art. NASA Ames Research Center, Mission Design Division
Febrero, 2014

Capítulo 6

- [61] Atlas V and Delta IV: Technical Summary. United Launch Alliance 2013.
Disponibile en: http://www.ulalaunch.com/uploads/docs/Launch_Vehicles/AV_DIV_product_card.pdf
- [62] Space Exploration Technologies: Falcon 9. SpaceX. Disponible en: <http://www.spacex.com/falcon9>
- [63] Launch Vehicles. Indian Space Research Organisation.
Disponibile en: <http://www.isro.org/Launchvehicles/launchvehicles.aspx>
- [64] Phase II SBIR NASA [Out]
- [65] Chris Adolphus Esiyonu Jr. *Comprehensive List of CubeSat Missions*. MEng Aero/Astro Engineering, Kingston University London, 2014.
Disponibile en: https://www.academia.edu/7787703/List_of_CubeSat_Missions.pdf
- [66] Bryan Klofas. List of cubeSats. August 8, 2014.
Disponibile en: <http://www.klofas.com/comm-table/table.pdf>
- [67] Twiggs Robert, Malphrus Benjamin. *SMAD CubeSat chapter - Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space Technology Library, 2011.
- [68] Elizabeth Buchen. *2014 Nano/Microsatellite Market Assessment A mid-year update*. Space Works 4 August 2014.
- [69] Garrett Lee Skrobot. *ELaNa- Educational Launch of Nanosatellite. Enhance Education through Space Flight*.
Disponibile en: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1110&context=smallsat>
- [70] Garrett Lee Skrobot, Roland Coelho. *ELaNa- Educational Launch of Nanosatellite. Providing Routine RideShare Opportunities*.
Disponibile en: <http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=1048&context=smallsat>
- [71] *CubeSats Initiative | NASA*.
Disponibile en: http://www.nasa.gov/directorates/heo/home/CubeSats_initiative.html
- [72] La ESA recibe los seis CubeSats que viajarán en el vuelo inaugural del Vega. ESA. 15 noviembre 2011. Disponible en:
http://www.esa.int/esl/ESA_in_your_country/Spain/La_ESA_recibe_los_seis_CubeSats_que_viajaran_en_el_vuelo_inaugural_de_Vega
- [73] ESA CubeSats
Disponibile en: http://www.esa.int/esl/ESA_in_your_country/Spain/La_ESA_recibe_los_seis_CubeSats_que_viajaran_en_el_vuelo_inaugural_de_Vega
- [74] Esa and student teams kick-off Fly your Satellite. ESA. 26 junio 2013.
Disponibile en: http://www.esa.int/Education/ESA_and_student_teams_kick-off_Fly_Your_Satellite
- [75] ISL - Innovative Space Logistics. Inovative Solutions in space . Disponible en: <http://www.isispace.nl/cms/index.php/2011-07-20-09-31-21/isis-corporate-structure/62-isl>
- [76] ISIS Launch Services weblog. ISILaunch 07.
Disponibile en: <http://blog.isilaunch.com/?paged=3>
- [77] Spaceflight, Inc. Secondary Payload Users Guide. Rev D 2013-03-05.
Disponibile en: <http://spaceflightservices.com/wp-content/uploads/2013/05/SF-2100-PUG-00001-Spaceflight-SPUG-Rev-D.pdf>
- [78] Pricing Plans. Spaceflight. Disponible en: <http://spaceflightservices.com/pricing-plans/>
- [79] Past Launches. SpaceFlight. Disponible en: <http://spaceflightservices.com/past-launches/>
- [80] TLS-01: Dnepr UniSat-6 Launch 2014. Tyvak.
Disponibile en: <http://tyvak.com/news/launchannouncementtls-tls01/>

Capítulo 7

- [1] Satélites Artificiales de México. Wikipedia.
Disponibile en: http://es.wikipedia.org/wiki/Sat%C3%A9lites_artificiales_de_M%C3%A9xico
- [2] Michael Swartwout. CubeSat Database.
Disponibile en: <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>

- [3] How Many Satellites Are Orbiting the Earth? wiseGeek.
Disponible en: <http://www.wisegeek.com/how-many-satellites-are-orbiting-the-earth.htm#didyouknowout>
- [4] Ulises 1. Disponible en: http://www.ulises1.mx/Ulises_1/Inicio.html
- [5] Bunchen Elizabeth. 2014 *Nano/Microsatellite Market Assessment A mid-year update*. Spaceworks, 4 August 2014.
- [6] Planet Labs. Disponible en: <https://www.planet.com/story/>
- [7] QB50. Disponible en: <https://www.qb50.eu/index.php/project-description-obj>
- [8] Jeremy Straub, Ronald Marsh. *Assessment of Educational Expectations, Outcomes and Benefits from Small Satellite Program Participation*. Department of Computer Science. University of North Dakota, 2014.
- [9] University of Toronto, Institute for Aerospace Studies. Space Flight Laboratory.
Disponible en: <http://utias-sfl.net/>
- [10] StudSat-1 (Student Satellite-1).
Disponible en: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/studsat-1>
- [11] STUDSAT (STUDENT SATellite) A small satellite program.
Disponible en: <http://www.nmit.ac.in/Centerforsmallsatellite.aspx?LinkId=46>
- [12] Students' satellite project all set to take off.
Disponible en: <http://www.thehindu.com/news/cities/Bangalore/article365147.ece>
- [13] Jian Guo, Jasper Bouwmeester, Eberhard Gill. *From single to formation flying CubeSats: An Update of the Delfi Programme*. Universidad Tecnológica de Delft
- [14] Jasper Bouwmeester, G.T. Aalbers, W.J. Ubbels. *Preliminary mission results and project evaluation of the Delfi-c3 nano-satellite*. Universidad Tecnológica de Delft
- [15] DELFFi Mission. Delfi Space. Disponible en: <http://www.delfispace.nl/delffi>
- [16] Smith, Matthew W. *ExoplanetSat: detecting transiting exoplanets using a low-cost CubeSat platform*. Space Telescopes and Instrumentation 2010: Optical, Infrared, and Millimeter Wave. Ed. Jacobus M. Oschmann et al. San Diego, California, USA: SPIE, 2010.
- [17] Matthew W. Smith, David W. Miller, Sara Seager. *Enhancing undergraduate education in aerospace engineering and planetary sciences at MIT through the development of a CubeSat mission*. Proc. SPIE 8146, UV/Optical/IR Space Telescopes and Instruments: Innovative Technologies and Concepts V, 81460S, Septiembre 14, 2011.
- [18] Pedroza Meléndez Alejandro. *Las salas blancas para microelectrónica como un modelo para evitar infecciones nosocomiales*. Revista Mexicana de Cirugía del Aparato Digestivo, octubre 2012.
- [19] Thakker Purvesh. *Development of a small university satellite for performing a global survey of gravity waves in the mesosphere*. Universidad de Illinois, 2008.
- [20] Spacecraft integration Cleanroom. Innovative Solutions in Space.
Disponible en: <http://www.isispace.nl/cms/index.php/capabilities/facilities/cleanroom>
- [21] CubeSat Integration Procedure. AAUSatLab.
Disponible en: http://www.space.aau.dk/cubesat/documents/CubeSat_Integration_Procedure.pdf
- [22] Castaño Sánchez Juan Carlos. *Metodología para el diseño de cuartos limpios*. Scientia et Technica Año XIV, No 38, Junio de 2008. Universidad Tecnológica de Pereira.
- [23] Rodríguez Mercado, Berenice Guadalupe. *Tesis de Licenciatura: Estimación de humedad de suelo en un bosque tropical mediante imágenes RADARSAT*. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2014.
- [24] Vázquez Topete Sofia. *Tesis de Licenciatura: Análisis de la evolución regulatoria de las telecomunicaciones en México, su impacto en el desarrollo nacional y particularmente en el aspecto tecnológico*. Universidad Nacional Autónoma de México, Facultad de Ingeniería, 2014.
- [25] Carbajal Arellano Gabriela. *Tesis de Licenciatura: Centro deportivo de alto rendimiento en Texcoco*. Universidad Nacional Autónoma de México, 2014.
- [26] Serrano Arellano Antonio de Jesús. *Desde la espalda del Sputnik: Antecedentes de los satélites artificiales*. Hacia el Espacio N°16, julio 2014. Agencia Espacial Mexicana. Disponible en: <http://haciaelespacio.wix.com/haciaelespacio16#!desde-la-espalda-del-sputnik/c1wqf>

