

Trabajo Fin de Grado

Ingeniería de las Tecnologías de Telecomunicación

Propuesta de diseño de carga útil en satélite CubeSat para toma de imágenes espectrales en órbita LEO

Autor: Jesús Moreno Torres

Tutor: José Antonio Pérez Carrasco

Dpto. Teoría de la Señal y Comunicaciones
Escuela Técnica Superior de Ingeniería
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024



Trabajo Fin de Grado
Ingeniería de las Tecnologías de Telecomunicación

Propuesta de diseño de carga útil en satélite CubeSat para toma de imágenes espectrales en órbita LEO

Autor:

Jesús Moreno Torres

Tutor:

José Antonio Pérez Carrasco

Profesor titular

Dpto. de Teoría de la Señal y Comunicaciones

Escuela Técnica Superior de Ingeniería

Universidad de Sevilla

Sevilla, 2024

Trabajo Fin de Grado: Propuesta de diseño de carga útil en satélite CubeSat para toma de imágenes espectrales
en órbita LEO

Autor: Jesús Moreno Torres

Tutor: José Antonio Pérez Carrasco

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2024

El Secretario del Tribunal

*Ain't No Mountain
High Enough*

Agradecimientos

A mi familia y a todas esas personas que me han apoyado en todo momento y no dejaron de confiar en mí.

Jesús Moreno Torres

Sevilla, 2024

El objetivo de este trabajo es establecer una guía a seguir para poder diseñar, fabricar, integrar y poner en órbita un Cubesat. Para concretar un poco, se desarrollará un Cubesat 3U que opere en LEO y cuya misión principal será la toma de imágenes de la superficie terrestre. En dicha guía se intentará abarcar todo lo relacionado con una misión de este calibre, desde selección de frecuencias, documentación necesaria para llevar a cabo operaciones o los subsistemas necesarios para la fabricación del satélite, entre otros.

En primer lugar, se ha decidido la banda de frecuencia a la que trabajará el satélite, en este caso, UHF y VHF y se ha buscado toda la información posible acerca de la documentación necesaria que se debe entregar para llevar a cabo las diferentes operaciones de interés.

En cuanto a los subsistemas, se ha contactado con multitud de compañías dedicadas al sector espacial para obtener información sobre los productos que ofrecen y que pueden interesarnos para llevar a cabo nuestra misión. Para ello, los subsistemas que serán desarrollados y diseñados serán:

- Estructura
- Telemetría y Telecomandos
- Ordenador de a bordo
- Sistema de control y determinación de actitud
- Sistema electrónico de potencia
- Sistema de comunicaciones
- Estación terrena.

Abstract

The objective of this work is to establish a roadmap for the design, manufacturing, integration and launching into orbit of a Cubesat. To be more specific, a 3U Cubesat will be developed to operate in LEO and its main mission will be to take images of the Earth's surface. This guide will try to cover everything related to a mission of this caliber, from frequency selection, documentation necessary to carry out operations or the subsystems necessary for the manufacture of the satellite, among others.

First of all, the frequency band at which the satellite will work has been decided, in this case, UHF and VHF, and all possible information has been sought about the necessary documentation that must be provided to carry out the different operations of interest.

As for the subsystems, we have contacted a multitude of companies dedicated to the space sector to obtain information on the products they offer and which may be of interest to us in order to carry out our mission. To this end, the subsystems to be developed and designed are as follows:

- Structure
- Telemetry and Telecommand
- On-board computer
- Attitude control and determination system
- Power electronics system
- Communications system
- Ground station

Agradecimientos	ix
Resumen	xi
Abstract	xii
Índice	xiii
Índice de Tablas	xv
Índice de Figuras	xvi
Notación	xvii
1 Introducción	1
1.1. <i>Motivación</i>	1
1.2. <i>Objetivos</i>	1
2 Comunicaciones vía satélite	2
2.1 <i>Historia y Desarrollo de las Comunicaciones vía Satélite</i>	2
2.2 <i>Tipos de satélites artificiales</i>	2
2.3 <i>Órbitas y satélites</i>	4
2.4 <i>Bandas de frecuencia</i>	5
2.5 <i>La Era Espacial</i>	6
2.5.1 <i>Carrera Espacial Española</i>	7
2.6 <i>Componentes de un sistema de comunicaciones vía satélite</i>	7
2.7 <i>Aparición de los Cubesats</i>	9
2.7.1 <i>¿Qué es un Cubesat?</i>	9
2.7.2 <i>Introducción</i>	9
2.7.3 <i>Estado del arte</i>	10
3 Enviar un CubeSat al espacio	14
3.1 <i>Requisitos de la misión</i>	14
3.2 <i>Especificaciones del CubeSat</i>	14
3.2.1 <i>Especificaciones generales</i>	14
3.2.2 <i>Especificaciones mecánicas</i>	15
3.2.3 <i>Especificaciones eléctricas</i>	16
3.2.4 <i>Especificaciones operacionales</i>	16
3.3 <i>Requisitos de pruebas</i>	17
4 Fases del proyecto y línea de tiempo	23
1. <i>Definición de la misión (De 1 a 6 meses)</i>	23
2. <i>Presupuesto (De 1 a 12 meses)</i>	23
3. <i>Estudio de mérito y viabilidad (De 1 a 2 meses)</i>	23
4. <i>Diseño del cubesat (De 1 a 6 meses)</i>	23
5. <i>Coordinación de la misión (De 9 a 18 meses)</i>	24
6. <i>Licencia (De 4 a 6 meses)</i>	24
7. <i>Desarrollo y presentación de la documentación de vuelo (De 10 a 12 meses)</i>	25
8. <i>Diseño de la estación terrena, desarrollo y testeo (De 2 a 12 meses)</i>	25
9. <i>Fabricación del hardware y testeo (De 2 a 12 meses)</i>	25

10.	<i>Revisión de la misión (1 día)</i>	25
11.	<i>Integración en el dispensador y testeo (2 días)</i>	25
12.	<i>Integración del dispensador en el vehículo de lanzamiento (1 día)</i>	26
13.	<i>Lanzamiento (1 día)</i>	26
5	Diseño de la misión	27
5.1	<i>Estructura</i>	28
5.1.1	Dispensador	28
5.2	<i>Subsistemas del CubeSat</i>	30
5.2.1	Telemetría y telecomandos (TT&C)	30
5.2.2	Ordenador de a bordo (OBC)	30
5.2.3	Sistema de Control y Determinación de Actitud (ADCS)	31
5.2.4	Sistema eléctrico de potencia (EPS)	32
5.2.4.1	Elementos del EPS	32
5.3	<i>Carga útil</i>	34
5.3.1	Cámara	34
5.3.2	Frecuencias	35
5.3.3	Comunicaciones	37
5.4	<i>Estación terrena</i>	37
5.5	<i>Órbita</i>	38
5.6	<i>Vehículo de lanzamiento</i>	38
5.7	<i>Normativa/Requisitos</i>	39
5.8	<i>Diseño final</i>	41
5.9	<i>Despliegue y Testeo del Cubesat en órbita</i>	42
6	Conclusiones	44
	Referencias	45

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1. Clasificación de satélites según masa	4
Tabla 2. Especificaciones de masa en CubeSats	15
Tabla 3. Rangos aceptables de centros de gravedad medidos desde el centro geométrico	16
Tabla 4. Proveedores de plataformas Cubesat	28
Tabla 5. Desarrolladores y proveedores de dispensadores	29
Tabla 6. Proveedores de OBC	31
Tabla 7. Proveedores de paneles solares para Cubesat	33
Tabla 8. Características cámara <i>Gecko</i>	34
Tabla 9. Requisitos a cumplir para puesta en órbita del Cubesat	40

ÍNDICE DE FIGURAS

Imagen 1. Estación Espacial Internacional (ISS)[2].	3
Imagen 2. Órbitas satelitales [3]	4
Imagen 3. Bandas Frecuencia	6
Imagen 4. Esquema de un sistema de comunicaciones vía satélite	8
Imagen 5. Primer CubeSat desarrollado en Cal Poly junto a otros cuatro 1U CubeSats antes de ser integrados [12].	9
Imagen 6. Familia actual de CubeSats (1U-12U)	10
Imagen 7. Misión <i>Starling</i>	11
Imagen 8. Estructura del Cubesat 3U usado en <i>TROPICS</i> [19].	12
Imagen 9. Distancia medida desde el borde del rail hasta el primer saliente del CubeSat	15
Imagen 10. Comprobación del centro de gravedad	18
Imagen 11. Bobinas de Helmholtz	19
Imagen 12. Antenas de seguimiento	19
Imagen 13. Mesa vibratoria	21
Imagen 14. Cámara térmica, de vacío y de radiación solar.	22
Imagen 15. Algunas compañías suministradoras de componentes de Cubesats [41].	24
Imagen 16. Diagrama de Gantt del proyecto	26
Imagen 17. Ejemplo de capas de subsistemas de un CubeSat	27
Imagen 18. Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) desarrollado por Cal Poly.	29
Imagen 19. Sistemas "rideshare" [72]	38
Imagen 20. Lanzadera "rockoon" B2Space [74]	39

ADCS	Sistema de control y Determinación de Actitud
CD&H	Command and Data Handling
CDS	CubeSat Design Specifications
COTS	Commercial Off-the-Shelf
DOD	Deep Of Discharge
ECSS	Cooperación Europea para la Estandarización del Espacio
EPS	Sistema Eléctrico de Potencia
GEO	Geosynchronous Equatorial Orbit
GNSS	Sistema global de navegación por satélite
GPS	Sistema de posicionamiento global
IARU	Unión internacional de radioaficionados
ITU	Unión Internacional de Telecomunicaciones
LEO	Low Earth Orbit
OBC	Ordenador de a bordo
P-POD	Poly Picosatellite Orbital Deployer
TC	Telecomando
TID	Dosis Ionizante Total
TM	Telemetría
UHF	Ultra High Frequency
VHF	Very High Frequency

1 INTRODUCCIÓN

1.1. Motivación

En las últimas décadas el acceso al espacio exterior se ha abierto a compañías y organizaciones que no dependen de asociaciones gubernamentales o agencias para poder llevar a cabo cualquier misión o proyecto en el sector espacial.

Esto es debido principalmente al uso de pequeños satélites, ya que nos permite disminuir uno de los mayores costes que existen a la hora de la puesta en órbita de cualquier vehículo espacial, el lanzamiento. Gracias al uso de estos pequeños satélites, es posible incluir varios satélites un mismo vehículo de lanzamiento, lo cual disminuye este gasto de forma considerable. También ha ayudado en este ámbito la existencia y comercialización de componentes y subsistemas ya operativos que se rigen a un estándar en concreto, conocidos como Commercial Off-the-Shelf (COTS), que nos permite adquirir un componente que nos sea de utilidad para nuestra misión sin la necesidad de tener que diseñarlo y fabricarlo por nosotros mismos.

1.2. Objetivos

El objetivo de este TFG es definir todo lo necesario para llevar a cabo la puesta en órbita de un Cubesat que sea capaz de llevar a cabo toma de imágenes de la superficie terrestre.

La intención es llevar a cabo una investigación para conocer qué subsistemas entran en juego a la hora de diseñar el Cubesat y buscar y contactar con diferentes compañías que puedan actuar como proveedores de estos componentes, intentando construir un Cubesat desde 0.

También se intentará conocer qué requisitos necesita cumplir el satélite, desde requisitos mecánicos, eléctricos, etc., relacionados con la operación del satélite como requisitos o normativas a cumplimentar para poder emitir datos en las frecuencias de interés.

2 COMUNICACIONES VÍA SATÉLITE

2.1 Historia y Desarrollo de las Comunicaciones vía Satélite

Las comunicaciones vía satélite están basadas en cualquier tipo de comunicación en la que entra en juego una nave espacial orbitando alrededor de la Tierra. Con su aparición, las comunicaciones han dado un importante cambio, ofreciéndose multitud de nuevas oportunidades y servicios.

El primer concepto práctico de satélite de comunicaciones fue propuesto por Arthur C. Clarke, oficial de la Royal Air Force, en 1945, en un artículo titulado “*Extra-Terrestrial Relays: Can Rocket Stations Give Worldwide Radio Coverage?*”, donde propuso que un satélite orbitando a una altitud de 35.786 km de la superficie terrestre (actual órbita geoestacionaria) se movería a la misma velocidad que la velocidad de rotación de la Tierra. Clarke calculó que tres satélites espaciados de forma equidistante en órbita geoestacionaria tendrían la capacidad de dar cobertura a todo el mundo (excepto a las regiones polares) [1].

Gracias a los grandes estudios llevados a cabo en este ámbito, en 1957, la Unión Soviética se convertiría en pionera al poner en órbita el primer satélite artificial de la historia, el *Sputnik-1*, lo que daría comienzo a la era espacial.

Los primeros satélites de comunicación estaban diseñados para funcionar de forma pasiva, es decir, no transmitían señales de radio de forma activa, sino que reflejaban las señales que se emitían desde las estaciones terrestres.

En la actualidad, las comunicaciones vía satélite se basan en sistemas activos y cada satélite consta de equipo de recepción y transmisión propios.

2.2 Tipos de satélites artificiales

En los últimos tiempos se han lanzado muchos satélites con diferentes propósitos, no sólo para comunicaciones o televisión. Cada vez son más los satélites que se lanzan con fines científicos, como la observación terrestre, estudios meteorológicos, localización, para el estudio de los efectos del espacio en organismos vivos o astronomía.

Podemos clasificar los satélites según su función principal:

Satélites de telecomunicaciones

Suelen ubicarse en órbita GEO y están equipados con un transpondedor, que se encarga de recibir, amplificar y reemitir una señal. Estos satélites reciben señales desde la Tierra y las retransmiten de vuelta al planeta. Esto hace que se permita la comunicación entre zonas del mundo que no era posible, ya fuera por largas distancias o por obstáculos. Esto facilita la transmisión de radio, televisión, teléfono e Internet.

Satélites de observación terrestre

Se encargan de vigilar y monitorizar nuestro planeta y comunicar cualquier cambio observado. Este tipo de satélites permiten vigilar continuamente el medio ambiente, que puede ser útil a la hora de analizar diferentes desastres naturales o conflictos bélicos.

Entre los satélites de observación terrestres se pueden encontrar dos subtipos:

- Satélites meteorológicos, usados para monitorizar el clima y ofrecer datos climáticos actuales. La órbita perfecta para estos satélites es la órbita GEO, ya que ofrece un punto de vista perfecto para

controlar los patrones de las nubes y predecir sus movimientos.

- Satélites de teledetección, relacionados con monitorizar el medioambiente y cartografiar la Tierra. Estos satélites suelen encontrarse en tres órbitas diferentes: polar, LEO no polar y GEO.

Satélites astronómicos

Se encargan de observar el espacio con un fin científico. Suelen ser telescopios puestos en órbita, como es el caso del telescopio espacial Hubble. Esto hace que no exista interferencias de la atmósfera terrestre ni de la temperatura de la superficie del planeta. Estos satélites tienen una visión de hasta diez veces mejor que el mejor satélite de la Tierra.

Existen varios tipos de satélites según su actividad:

- Satélites astronómicos, usados para investigar cuerpos celestes o el espacio, como puede ser la toma de imágenes de los planetas del Sistema Solar o incluso el estudio de agujeros negros.
- Satélites de investigación climáticas, que permiten el estudio de los océanos, los polos, la tierra, la biosfera o la atmósfera.

Estaciones espaciales

Satélites usados para la habitabilidad de los seres humanos, para llevar a cabo misiones científicas. Es el caso de la Estación Espacial Internacional, que fue puesta en órbita de 1998.

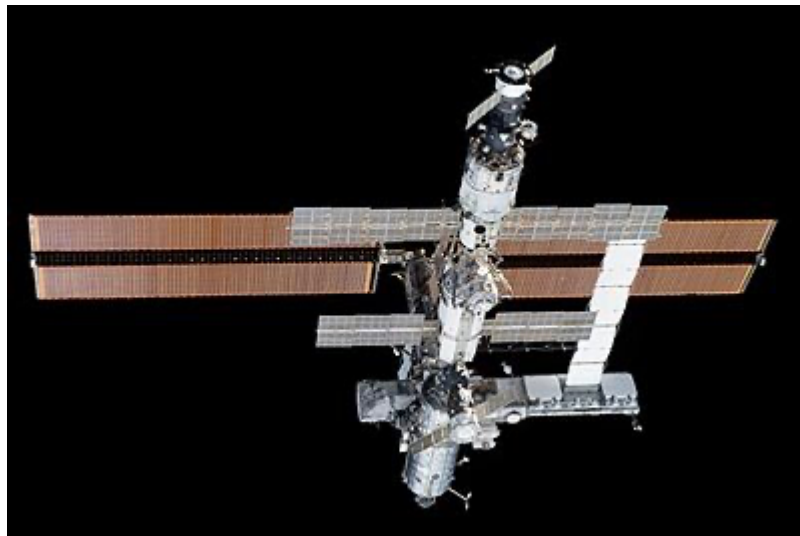


Imagen 1. Estación Espacial Internacional (ISS)[2].

También podemos clasificar los satélites en cuanto a su masa. La clasificación sería la siguiente [3]:

Tipo	Masa
Grandes satélites	Más de 1000 kilogramos
Satélites medianos	500 a 1000 kilogramos
Minisatélites	100 a 500 kilogramos
Microsatélites	10 a 100 kilogramos
Nanosatélites	1 a 10 kilogramos
Picosatélites	Menos de 1 kilogramos

Tabla 1. Clasificación de satélites según masa

2.3 Órbitas y satélites



Imagen 2. Órbitas satelitales [3]

Satélites de órbita LEO (*Low Earth Orbit*)

Orbitan entre 160 y 1.500 kilómetros de altura.

Es la órbita utilizada por la mayoría de los satélites y por la Estación Espacial Internacional o el telescopio Hubble, mencionados anteriormente.

Tienen un periodo orbital de 90-120 minutos, lo que les permite dar aproximadamente 16 vueltas al día a la Tierra. Esto los hace los más adecuados para teledetección, observación terrestre de alta resolución e investigación científica.

Satélites de órbita Heliosíncrona (SSO)

Atraviesan de norte a sur los polos a una altitud de entre 600 y 800 kilómetros sobre la superficie terrestre.

Son perfectos para la observación de la Tierra y la monitorización del medioambiente, ya que siempre pasan por el mismo lugar a la misma hora solar.

Suelen ser de gran ayuda para estudiar la evolución de la meteorología y para prevenir desastres naturales o la deforestación.

Satélites de órbita MEO (Medium Earth Orbit)

Orbitan entre 5.000 y 20.000 kilómetros de altura, entre las órbitas LEO y GEO.

Gracias a su mayor periodo orbital, entre 2 y 12 horas, ofrecen un término medio entre área de cobertura y velocidad de transmisión de datos. Si los comparamos con los LEO, los MEO dan más cobertura mundial, pero son peores en cuanto a retardo y niveles de señal.

En esta órbita podemos encontrar los sistemas de posicionamiento global, como el GPS.

Satélites de órbita GEO (Geosynchronous Equatorial Orbit)

Orbitan a 35.786 kilómetros de altura y sobre el ecuador terrestre.

Tiene la particularidad de que su periodo es igual al periodo de rotación de la Tierra, y suele ser usada por satélites geoestacionarios, los cuales apuntan siempre al mismo punto de la Tierra. Por ello, suelen ser perfectos para servicios de televisión y teléfono.

Tres satélites GEO equiespaciados en el espacio pueden ofrecer cobertura casi mundial.

Satélites de órbita HEO (Highly Elliptical Orbit)

Orbitan más allá de los 35.786 kilómetros, con una órbita elíptica. Su uso principal suele ser cartografiar la Tierra [3][4][5].

2.4 Bandas de frecuencia

A medida que pasan los años, la tecnología nos permite usar los satélites para más aplicaciones. Como hemos mencionado anteriormente, un satélite puede ser usado para comunicaciones, pero también para astronomía, meteorología, televisión, etc.

Para permitir que el espectro de frecuencia pueda ser explotado de forma fácil dependiendo de la aplicación, se han designado diferentes bandas de frecuencia.

Las frecuencias más altas suelen ser usadas para aplicaciones con mayor ancho de banda, aunque esto las hace más susceptibles a la degradación [6].

Banda VHF (30 MHz – 300 MHz)

Ocupa el rango de frecuencias de 30 MHz a 300 MHz. Funcionan a esta frecuencia la televisión, radiodifusión en FM, banda aérea o satélites.

Banda UHF (300 MHz – 3 GHz)

Ocupa el rango de frecuencias de 300MHz a 3GHz. En esta banda se produce la propagación por onda espacial troposférica. Los sistemas típicos que funcionan en UHF son la televisión, radios para uso no profesional y telefonía móvil.

Banda L (1-2 GHz)

Portadoras de Global Positioning System (GPS) y telefonía vía satélite, como Inmarsat, que ofrece comunicaciones en alta mar, tierra y aire o WorldSpace, que ofrece radio vía satélite.

Banda S (2-4 GHz)

Radares meteorológicos y algunas comunicaciones satelitales, como las comunicaciones de la NASA con la Estación Espacial Internacional y con Space Shuttle.

Banda C (4-8 GHz)

Usada principalmente para comunicaciones vía satélite y para satélites para difusión televisiva. Se suelen usar

en áreas perjudicadas por el clima tropical, ya que es menos susceptible a condiciones meteorológicas que la banda Ku.

Banda X (8-12 GHz)

Uso principalmente militar. Usada en aplicaciones radar, incluyendo onda continua, onda pulsada, polarizaciones simples y duales, etc. Las subbandas de la banda X tienen uso civil, militar y gubernamental y suelen ser usadas para meteorología, control del tráfico aéreo o para detección de velocidad de vehículos.

Banda Ku (12-18 GHz)

Usada para comunicaciones satelitales. En Europa, el enlace de bajada de 10.7 GHz a 12.75 GHz es usado para retransmisión en directo de servicios satelitales, como el Astra.

Banda Ka (26-40 GHz)

Para comunicaciones satelitales. Aporta alta resolución y corto alcance en radares de detección.

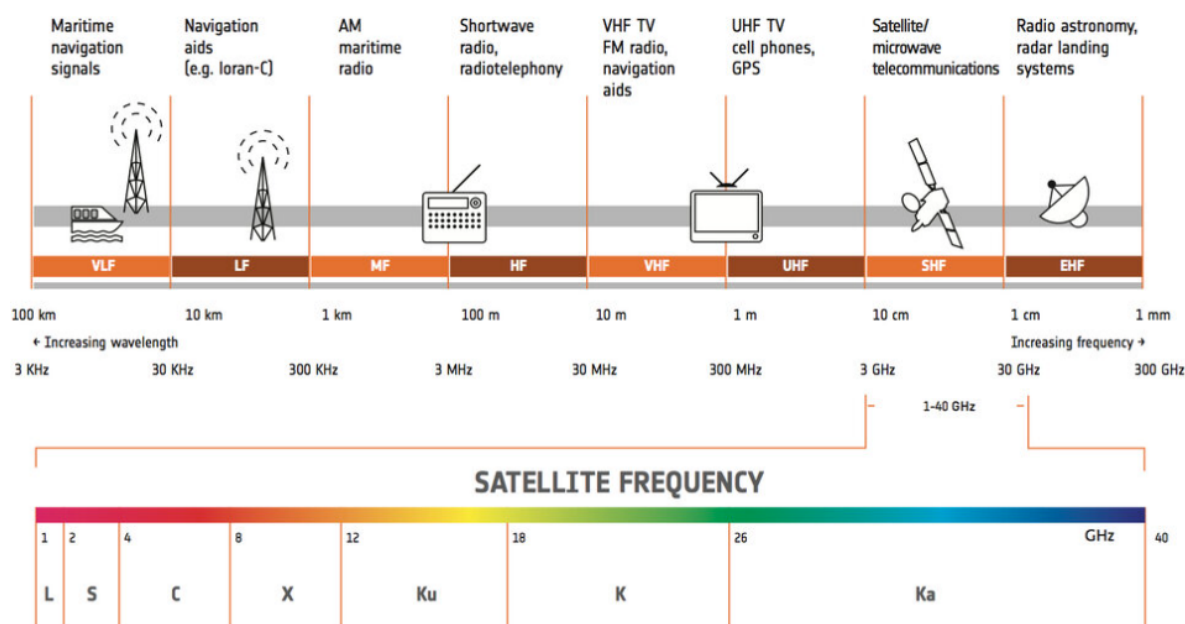


Imagen 3. Bandas Frecuencia

2.5 La Era Espacial

La era espacial comenzó el 4 de octubre de 1957 cuando la Unión Soviética lanzó el primer satélite artificial de la historia, el *Sputnik-1*. Este satélite tenía forma esférica, con un peso de 83 kilogramos y diámetro de 58 centímetros. Su nombre proviene del ruso y significa “satélite”. El máximo punto de alcance de este satélite es de 940 kilómetros de superficie desde la superficie terrestre.

Meses más tarde, el 3 de noviembre de 1957, la Unión Soviética pondría en órbita el *Sputnik-2*, donde se quería estudiar las posibilidades de llevar a un ser vivo al espacio, lo que pondría a la Agencia Espacial Soviética como la primera potencia espacial del mundo.

El 17 de mayo de 1958, la NASA pondría en órbita el primer satélite alimentado por energía solar, el *Vanguard-1*, lo que supuso una gran victoria para los Estados Unidos en la carrera espacial. Actualmente, el *Vanguard-1* sigue en el espacio, y es considerado el satélite artificial más antiguo del espacio, calculándose que seguirá en órbita durante más de 200 años [7].

El primer satélite de telecomunicaciones puesto en órbita fue el *Score*, lanzado por Estados Unidos en 1958, supuso un gran hito y paso adelante en la exploración del espacio. Este satélite iba equipado con una grabadora que almacenaba mensajes recibidos cuando pasaba sobre una estación terrestre emisora y los volvía a retransmitir al sobrevolar una estación receptora[8].

Años más tarde, en 1962 se lanza el *Telstar-1* (proyecto conjunto de Francia, Estados Unidos y Reino Unido), el cual fue primer satélite activo de telecomunicaciones de retransmisión directa. Este proyecto permitió la retransmisión directa de televisión entre Estados Unidos, Europa y Japón [9].

En 1964, la NASA lanzó el primer satélite en órbita geoestacionaria, el *Syncom III*, con la intención de transmitir y recibir telecomunicaciones a través del Océano Pacífico. De hecho, este satélite fue usado para retransmitir los JJOO de Tokio en 1964[8].

Actualmente se estima que existen casi 8.000 satélites activos orbitando alrededor de la Tierra.

2.5.1 Carrera Espacial Española

España puso en órbita su primer satélite, el *INTASAT-1* (siendo también el primero de fabricación española), el 15 de noviembre de 1974. Fue desarrollado por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) para capacitar a las empresas nacionales en las tecnologías espaciales, y se encargaba de estudiar la ionosfera.

Desde entonces, a través de empresas y organismos españoles, se han lanzado muchos más satélites, entre los que destacan las flotas de satélites de telecomunicaciones operados por las empresas Hispasat e Hisdesat, los satélites de observación de la Tierra *PAZ* y *DEIMOS*, así como otros satélites de menor tamaño (minisatélites, microsátélites y más recientemente picosatélites o CubeSats).

En la actualidad, según la base de datos de la Oficina de Naciones Unidas para Asuntos del Espacio Exterior (UNOOSA), España ha puesto en órbita casi 50 satélites [10].

En octubre de 2023 ha tenido lugar la puesta en órbita del primer cohete privado español de la historia, el *Miura-1*, llevado a cabo por la empresa PLD Space. *Miura-1* se trata de un vehículo de lanzamiento suborbital desarrollado en Europa de forma privada. El objetivo principal de esta misión es impulsar la investigación científica y el desarrollo de tecnología en condiciones de microgravedad para ayudar a las personas en la Tierra [11].

2.6 Componentes de un sistema de comunicaciones vía satélite

- **Segmento espacial:** consta de los subsistemas del satélite, los componentes usados para poner en órbita el satélite y las facilidades para su control (tracking, telemetría, telecomandos, ...)
- **Segmento terrestre:** conjunto de equipos para transmitir, recibir y procesar la señal transmitida al satélite o recibida por el satélite.
- **Segmento de control:** controla y mantiene al satélite en el espacio. Este segmento monitoriza la actividad del satélite, su estado, integridad y órbita del satélite.
- **Enlaces:** trayectos de comunicación entre un terminal y otro:
 - **Enlace ascendente:** estación terrestre → estación satélite
 - **Enlace descendente:** estación satélite → estación terrestre
- **Órbita:** trayecto seguido por un satélite artificial en movimiento alrededor de la Tierra gracias a la influencia de la fuerza de la gravedad, sin necesidad de fuerza externa.

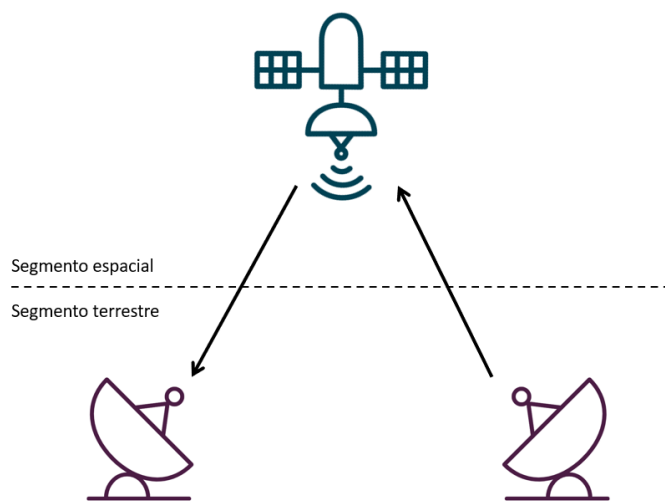


Imagen 4. Esquema de un sistema de comunicaciones vía satélite

2.7 Aparición de los Cubesats

2.7.1 ¿Qué es un Cubesat?

Se considera pequeño satélite a cualquier satélite cuyo peso sea inferior a 300kg. Un CubeSat, sin embargo, debe cumplir con ciertos criterios en cuanto a forma, tamaño y peso.

2.7.2 Introducción

En 1999, el profesor Jordi Puig-Suari en la Universidad Politécnica de California (Cal Poly), y el profesor Bob Twiggs, en la Universidad de Stanford, comenzaron el *CubeSat Project*, con el propósito de establecer un estándar para el diseño de picosatélites que permitiese reducir costes y tiempos de desarrollo, ya que permite que existan compañías que produzcan componentes en masa y los ofrezcan listos para ser usados., aumentar la accesibilidad al espacio, permitir el acceso al espacio para pequeñas cargas útiles y llevar a cabo lanzamientos frecuentes [12].

Un CubeSat es un tipo de satélite adaptados a un tamaño estándar y factor de forma, cuya unidad es la “U”. Un CubeSat 1U es un cubo de 10 centímetros con una masa aproximada de 1.33 kilogramos, pudiendo llegar a los 2 kilogramos.

Tras el origen de los CubeSats, se han usado diferentes tamaños de estos, como, por ejemplo, 2U (10 centímetros x 10 centímetros x 20 centímetros) o 3U (10 centímetros x 10 centímetros x 30 centímetros) [13].

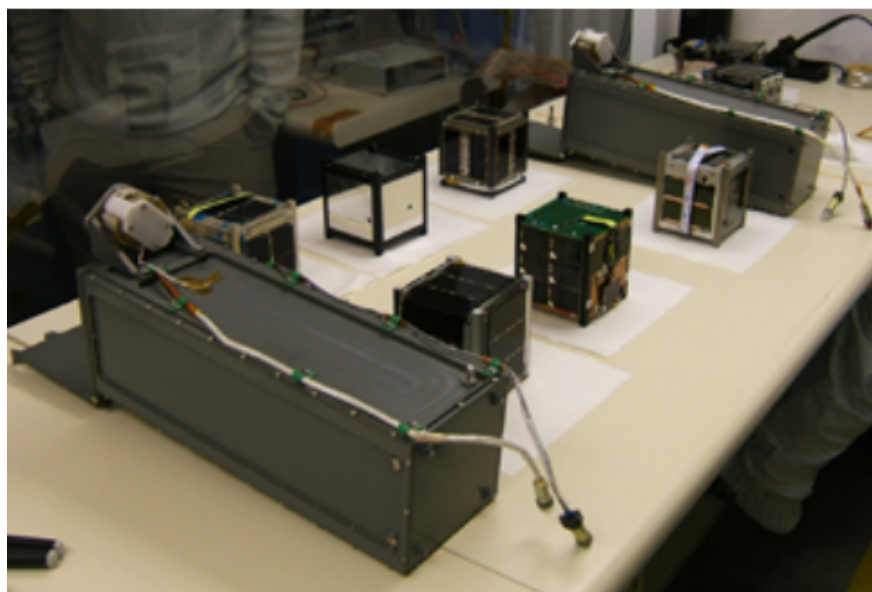


Imagen 5. Primer CubeSat desarrollado en Cal Poly junto a otros cuatro 1U CubeSats antes de ser integrados [12].

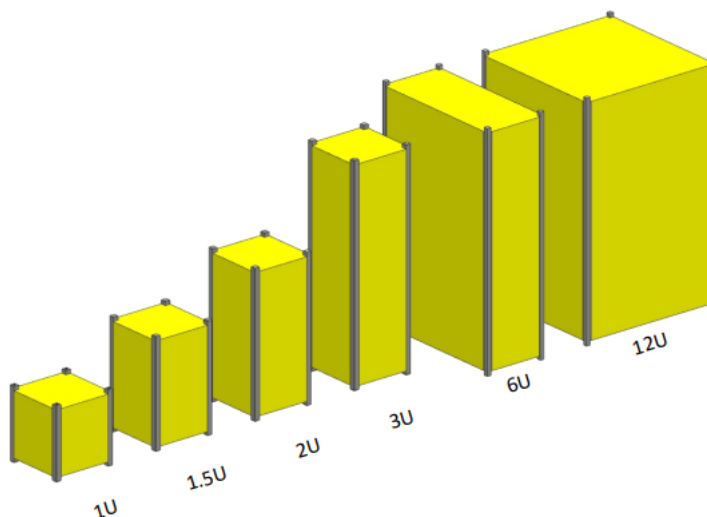


Imagen 6. Familia actual de CubeSats (1U-12U)

2.7.3 Estado del arte

En los últimos años, la puesta en órbita de pequeños satélites, en concreto CubeSats, ha crecido exponencialmente y cada vez es más frecuente su desarrollo, fabricación y despliegue. Esto se debe a que son un tipo de satélites de bajo costo comparado con cualquier otro tipo de satélite no considerado pequeño, ya que sus dimensiones y masa no son comparables, como se verá en posteriores capítulos. Esto es también gracias a que el estándar CubeSat facilita su desarrollo debido a que establece una serie de requisitos y especificaciones comunes para todos los dispositivos, lo que permite la fabricación de los diferentes componentes en masa, lo que facilita su integración. Por otro lado, gracias a la ya mencionada estandarización de sus dimensiones, es fácil encontrar vehículos de lanzamiento para su puesta en órbita.

Estos tipos de satélites suelen tener un uso de investigación científica, permitiendo a muchas organizaciones educativas, como universidades, y científicas desplegar un satélite económico y simple para llevar a cabo estudios en diferentes campos.

Antes de hablar de las misiones actuales de Cubesats, es interesante mencionar la primera misión española en la que se desarrolló un Cubesat, la misión *Xatcobeo*. Esta misión fue un proyecto colaborativo entre la Universidad de Vigo y el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial de Madrid, que ha contribuido en la gestión y la ingeniería.

Dicho proyecto fue llevado a cabo por un grupo más de 80 estudiantes que contaron con el apoyo y supervisión de profesores de la Universidad de Vigo y de expertos del INTA. El grupo se dividió en 4 equipos que se ocuparon de la gestión, ingeniería, diseño y ciencia.

El objetivo principal de la *Misión Xatcobeo* es educacional, ya que permite a los estudiantes participar en un proyecto espacial siguiendo una metodología de trabajo basada en los estándares de la Agencia Espacial Europea (ESA).

Otro de los objetivos de dicho proyecto fue desarrollar y poner en funcionamiento tres experimentos a bordo del satélite:

- SRAD (Software Defined Radio), una nueva radio configurable. Se pretendía contactar con el satélite una vez estuviese en órbita para llevar a cabo modificaciones de modulaciones. Esto podría resultar un gran avance para futuras misiones espaciales, ya que se podría redefinir un sistema de comunicaciones tras su lanzamiento.

- El sensor RDST (Radiation Displacement Damage Sensor), un dosímetro de radiación no ionizante. Basado en diodos de silicio de larga base para medir la energía cinética de los neutrones rápidos. Esto es posible ya que el CubeSat se colocaría en una órbita LEO, lo que permitiría mapear radiaciones.
- Mecanismo de despliegado de paneles PDM, que probaría y validaría un nuevo mecanismo para la apertura de los paneles. Si este mecanismo funcionase correctamente, proporcionaría energía eléctrica adicional y prolongaría la vida media del Xatcobeo, lo que permitiría en un futuro lanzar cargas útiles más completas y que consuman más energía [14].

El *Xatcobeo* fue lanzado con éxito el 13 de febrero de 2012 en el vehículo espacial Vega de la Agencia Espacial Italiana (ASI) y la ESA[15], y cesó su funcionamiento el 31 de agosto de 2014 cuando entró en contacto con la atmósfera [16].

En la actualidad, existen muchas misiones de cubesats, desarrolladas y llevadas a cabo por diferentes compañías. Ejemplo de ello es la misión *Starling*, llevada a cabo por la NASA. El objetivo principal de esta misión es probar la capacidad de cooperación autónoma entre un grupo de Cubesats usando cuatro tecnologías diferentes. La misión está compuesta por cuatro Cubesats 6U los cuales se posicionarán en órbita LEO e intentará conseguir avances en las siguientes prestaciones:

- Ejecución de maniobras de enjambres de satélites.
- Redes de comunicaciones
- Navegación relativa
- Coordinación autónoma entre satélites.

Esta misión probará si las tecnologías propuestas funcionan como se espera, cuáles son sus limitaciones y qué tecnologías necesitan seguir siendo desarrolladas [17].



Imagen 7. Misión *Starling*

Otra de las misiones que existen en la actualidad es la misión *TROPICS* (Time-Resolved Observations of Precipitation structure and storm with a Constellation of Smallsats). Esta misión ofrecerá medidas microondas sobre los trópicos que serán usadas para observar la troposfera y para realizar medidas de temperatura, humedad y precipitaciones para poder observar y prever la intensidad de ciclones tropicales [18].

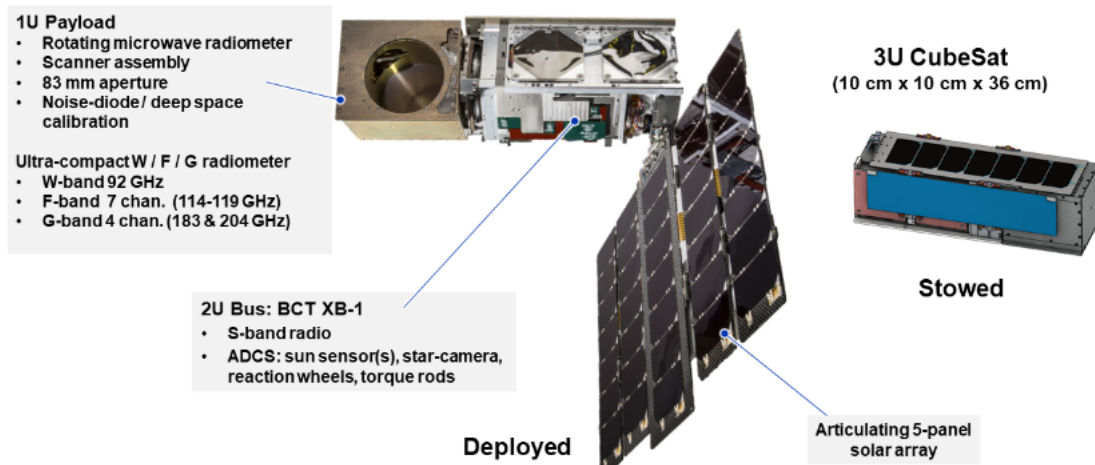


Imagen 8. Estructura del Cubesat 3U usado en *TROPICS* [19].

Por último, una de las misiones actuales más importantes, es la denominada como *Artemis I*, llevado a cabo por la NASA. Esta misión tenía como objetivo probar la nave espacial Orión para posteriores misiones *Artemis* para llevar a cabo futuros estudios científicos. En dicha misión se incluyeron trece CubeSats, todos con la configuración 6U:

- *ArgoMoon*, diseñado por la compañía italiana Argotec (junto con la Agencia Espacial Italiana), intentará demostrar la capacidad de realizar operaciones cerca del Interim Cryogenic Propulsion Stage (ICPS). También, se captarán imágenes del ICPS y servirá de pruebas para la comunicación óptica entre el CubeSat y la Tierra [20].
- *BioSentinel*, desarrollado por la NASA, tiene como objetivo estudiar las amenazas biológicas para los humanos debido a la radiación solar, para el posterior desarrollo y despliegue de medidas de protección de radiación [21].
- *CubeSat for Solar Particles*, diseñado por el Instituto de Investigación del Suroeste (Texas, EEUU), tiene como objetivo orbitar alrededor del Sol para estudiar su radiación y campos magnéticos, que pueden afectar a la Tierra o incluso interferir en comunicaciones radio o por satélite. Esto ayudará al futuro despliegue de una red de estaciones para estudiar el clima espacial [22].
- *EQUULEUS*, diseñado por la Universidad de Tokio y la Agencia Aeroespacial de Japón, tomará imágenes de la plasmaesfera que envuelve la Tierra para ayudar a los científicos a entender el ambiente de radiación alrededor de la Tierra. Esto será de gran utilidad para proteger en el futuro a humanos y a dispositivos electrónicos de la radiación [23].
- *Lunar Flashflight*, desarrollado por UCLA y el Marshall Space Flight Centre, mapeará el sur polar de la Luna en busca de depósitos de hielo en las zonas sombreadas de los cráteres de la Luna [24].
- *Lunar IceCube*, desarrollado por la Universidad de Morehead State, llevará a cabo también misiones de búsqueda de hielo en la superficie lunar en una órbita lunar baja.
- *Lunar Polar Hydrogen Mapper*, diseñado por la Universidad Estatal de Arizona, buscará hidrógeno en los cráteres del polo sur lunar midiendo los compuestos ricos en hidrógeno.
- *Near-Earth Asteroid Scout*, que tiene como objetivo encontrar asteroides cercanos a la Tierra. Esto se llevará a cabo orbitando a unos 10km y usando una cámara monocromática de alta resolución [25].

- *OMOTENASHI*, diseñado por la Agencia Aeroespacial de Japón, intentará demostrar que la tecnología de bajo coste puede también aterrizar y explorar la Luna [26].
- *SkyFire*, diseñada por Lockheed Martin, sobrevolará la Luna y tomará muestras de la superficie [27].
- *Cislunar Explorers*, diseñado por la Universidad de Cornell, intentará demostrar la posibilidad de propulsarse por electrólisis del agua y la navegación óptica interplanetaria para orbitar la Luna.
- *Earth Escape Explorer*, diseñado por la Universidad de Colorado, la posibilidad de llevar a cabo comunicaciones a larga distancia en órbitas heliocéntricas.
- *Team Miles*, diseñado por Fluid and Reason, llevará a cabo estudios para demostrar que es posible comunicarse en el espacio profundo mientras se está en órbita heliocéntrica [28].

3 ENVIAR UN CUBESAT AL ESPACIO

En este capítulo se describirán y desarrollarán los diferentes requisitos y especificaciones que deben cumplir los Cubesats para ser puestos en órbita.

3.1 Requisitos de la misión

A menudo los requisitos de la misión son similares a los requisitos mostrados en las Especificaciones de Diseño de los CubeSats (CDS), sin embargo, el desarrollador del CubeSat solo será responsable de cumplir los requisitos propuestos por el proveedor del vehículo de lanzamiento.

Los requisitos expuestos en el CDS ofrecen una guía para el diseño del CubeSat y así asegurar la fiabilidad del sistema. Sin embargo, los requisitos expuestos por la empresa proveedora del vehículo de lanzamiento suelen reemplazar a los requisitos del CDS, ya que en algunos casos los requisitos del CDS son más restrictivos que los requisitos del proveedor del vehículo de lanzamiento. Normalmente, cuando un CubeSat cumple los requisitos del CDS, también cumple los requisitos del vehículo de lanzamiento.

Desviarse demasiado de los requisitos puede reducir sus oportunidades de encontrar un vehículo de lanzamiento adecuado.

3.2 Especificaciones del CubeSat

Todo lo detallado en este capítulo ha sido extraído del anteriormente mencionado documento CDS [12].

3.2.1 Especificaciones generales

- Todas las piezas permanecerán unidas al CubeSat durante el lanzamiento, eyección y operación para no crear más desechos.
- La pirotecnia se debe ajustar al AFSPCMAN 91-710 Volume 3 [29].
- Todos los sistemas de propulsión deben ser diseñados, integrados y probados conforme con el AFSPCMAN 91-710 Volume 3.
- Los sistemas de propulsión deberán contar con al menos 3 inhibiciones de activación.
- El total de la energía química almacenada debe ser menor que 100 Watts-hora.
- Los materiales peligrosos del CubeSat deberán cumplir el AFSPCMAN 91-710 Volume 3.
- Los materiales del CubeSat deberán satisfacer los siguientes criterios de emisión de gases para prevenir la contaminación de otras naves espaciales durante la integración, pruebas y lanzamiento.
 - Los materiales del CubeSat deberán tener una Pérdida Total de Masa (TML) $\leq 1.0\%$
 - Los materiales del CubeSat deberán tener un CVCM (Collected Volatile Condensable Material) $\leq 0.1\%$

3.2.2 Especificaciones mecánicas

- Todas las dimensiones estándar de los CubeSats están en el Apéndice B del documento CDS.
- La configuración del CubeSat y sus dimensiones físicas deben apropiarse a lo definido en el mencionado Apéndice B. Para verificar si un CubeSat cumple con los requisitos de dimensión se hace uso del CubeSat Inspection and Fit-Check Procedure (CIFP) [30].
- La cara Z del CubeSat (Ver Apéndice B de CDS) será insertada primero en el dispensador.
- Los desplegables estarán limitados por el CubeSat, no por el dispensador. Este requisito está presente en la mayoría de los requisitos de los proveedores del vehículo de lanzamiento.
- Los raíles tendrán un ancho mínimo de 8.5 milímetros medidos desde el borde del rail hasta el primer saliente de cada cara.

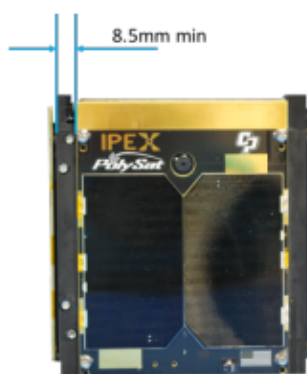


Imagen 9. Distancia medida desde el borde del raíl hasta el primer saliente del CubeSat

- Los raíles deben tener una rugosidad superficial menor de 1.6 micrómetros
- Los bordes de los raíles deben ser redondeados con un radio de al menos 1 milímetro.
- Las masas máximas típicas para cada configuración se pueden ver en la siguiente tabla:

Configuración U	Masa [kg]
1U	2.00
1.5U	3.00
2U	4.00
3U	6.00
6U	12.00
12U	24.00

Tabla 2. Especificaciones de masa en CubeSats

- Las masas más grandes que las definidas en la tabla anterior deben ser evaluados según las bases de cada misión.
- Dependiendo de las capacidades del dispensador las masas aceptables pueden variar.

- El centro de gravedad de los CubeSat debe estar dentro de los rangos definidos en la siguiente tabla:

Configuración	Eje X	Eje Y	Eje Z
1U	+2 cm / -2 cm	+2 cm / -2 cm	+2 cm / -2 cm
1.5U	+2 cm / -2 cm	+2 cm / -2 cm	+3 cm / -3 cm
2U	+2 cm / -2 cm	+2 cm / -2 cm	+4.5 cm / -4.5 cm
3U	+2 cm / -2 cm	+2 cm / -2 cm	+7 cm / -7 cm
6U	+4.5 cm / -4.5 cm	+2 cm / -2 cm	+7 cm / -7 cm
12U	+4.5 cm / -4.5 cm	+4.5 cm / -4.5 cm	+7 cm / -7 cm

Tabla 3. Rangos aceptables de centros de gravedad medidos desde el centro geométrico

- La estructura del CubeSat debería estar hecha de aleación de aluminio.
- Cualquier superficie externa de aluminio que esté en contacto con los raíles dispensadores debe estar anodizada para evitar cualquier soldadura por frío dentro del dispensador.
- Cada CubeSat usará un mecanismo para mantener la separación de los otros CubeSats en caso de que compartan dispensador.

3.2.3 Especificaciones eléctricas

- La fuente de alimentación del CubeSat deberá estar apagada desde que se incluye en el vehículo de lanzamiento hasta que se despliega una vez puesto en órbita.
- El CubeSat incluirá un pin de Remove Before Flight (RBF) que corta toda la potencia suministrada al satélite una vez que se incluye en este.
- Todo CubeSat debe incluir un circuito de protección de baterías.
- Los CubeSats deben incluir al menos tres inhibidores independientes de RF para evitar transmisiones involuntarias.
- Los CubeSats deben incluir al menos tres inhibidores independientes para evitar despliegues involuntarios de estructuras como antenas o paneles solares.

3.2.4 Especificaciones operacionales

- Los operadores deben obtener y proporcionar documentación de las licencias apropiadas para usar frecuencias de radio.
 - Nota: para el uso amateur de frecuencias, se necesita pruebas de coordinación de la Unión Internacional de Radioaficionados (IARU).
- Deberán cumplir las restricciones y acuerdos de licencia radio de su país.
 - Los operadores del CubeSat deberían hacer uso de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU) para determinar qué licencias y aprobaciones son necesarias en su

país.

- El diseño de la misión y el hardware del CubeSat deberán cumplir el NPR 8715.6 para limitar desechos orbitales [31].
 - Los desarrolladores deberán tener listos datos de mitigación de desechos orbital por si son requeridos por las agencias de licencias o por el proveedor del vehículo de lanzamiento.
- Todos los desplegables como antenas o paneles solares deberán esperar para desplegarse un mínimo de 30 minutos después de que los switches de despliegue se activen durante la expulsión del dispensador.
- No tendrán permitido generar o transmitir cualquier señal hasta que no hayan transcurrido 45 minutos desde su puesta en órbita.
- Nota: las entidades privadas bajo jurisdicción o control de los Estados Unidos cuyo objetivo sea operar un satélite para toma de imágenes deberán contar con una licencia de teledetección como se requiere por ley en los Estados Unidos.
- El desarrollador del dispensador realizará al menos una prueba de ajuste donde se verificará que el CubeSat se ajusta al dispensador. También se realizará una verificación antes de la integración del CubeSat en dicho dispensador.

3.3 Requisitos de pruebas

No se puede dar el visto bueno al lanzamiento de un CubeSat si no se aportan pruebas tangibles de que ya ha soportado anteriormente condiciones extremas similares a las de un lanzamiento y puesta en órbita. Nadie se arriesga a incluir una carga en el interior de un cohete lanzador que pueda poner en peligro la misión principal [32].

Es fundamental certificar en un laboratorio homologado que el CubeSat que se va a incluir en un P-POD (contenedor alargado en el que caben en fila hasta 3 nanosatélites de 1U) es capaz de soportar las condiciones extremas que le esperan, sin poner en peligro al resto de satélites CubeSat que le acompañan en el P-POD ni a la misión principal que ha financiado el lanzamiento.

Entre las principales condiciones que debe cumplir para no poner en peligro la misión principal, debemos destacar las siguientes pruebas:

Resistencia a las vibraciones del lanzamiento

Debe existir garantía de que se ha sometido con éxito a unas pruebas de vibración que se correspondan con el modelo de las vibraciones experimentadas con el cohete lanzador en lanzamientos anteriores.

Esto se consigue sometiendo al satélite a una máquina o mesa de vibraciones en la que se coloca el perfil de vibraciones recibido de la plataforma de lanzamiento comprometida.

Si no fuera posible disponer de este programa de vibraciones en concreto, deberá superar al menos un modelo de vibraciones de un lanzamiento estándar.

Resistencia al vacío espacial

Se necesita comprobar y demostrar que no explotará ningún componente cuando se encuentre sometido al vacío absoluto del espacio. Por tanto, debemos asegurarnos de que ningún componente contenga burbujas de aire ni materiales que se puedan evaporar. De no ser así, se podrían producir daños que podrían repercutir en el cohete lanzador y en la carga principal cuando se encuentre en el vacío del espacio.

Resistencia a temperaturas extremas

Debe poder aguantar temperaturas bastante elevadas, ya que, la radiación solar sin atmósfera por medio puede dar lugar a temperaturas considerablemente altas en la cara enfrentada al sol.

También, en el espacio se pueden alcanzar temperaturas extremadamente bajas, puesto que las baterías deben estar desconectadas durante el lanzamiento, llegando a estar desconectadas hasta treinta minutos después de su liberación, debido a la necesidad de alejamiento con el resto de los nanosatélites para que no exista ningún problema con ellos.

Estas temperaturas extremas se corresponden con los cambios bruscos de temperatura a los que se someterá el CubeSat cuando, en su circunvalación a la Tierra, el satélite pase varias veces de ser iluminado por el sol a una noche oscura, debido a la sombra de la Tierra.

Resistencia a la radiación

Se debe demostrar que puede resistir la radiación cósmica y la radiación solar, por lo que debe haber sido sometido a una dosis de radiación y luego comprobar que no se haya alterado su funcionamiento, al menos durante un período de tiempo mínimo, porque la gran cantidad de energía de los rayos cósmicos a la larga siempre acaba afectando de algún modo a cualquier satélite en órbita.

Centro de gravedad

Hay que comprobar bien la posición correcta del centro de gravedad de cualquier nanosatélite para evitar que el satélite gire irregularmente, con tumbos imprevisibles que pudieran afectar a otros nanosatélites lanzados al mismo tiempo.

El centro de gravedad del nanosatélite debe encontrarse en una esfera de 1cm de radio centrada en el centro geométrico del nanosatélite.

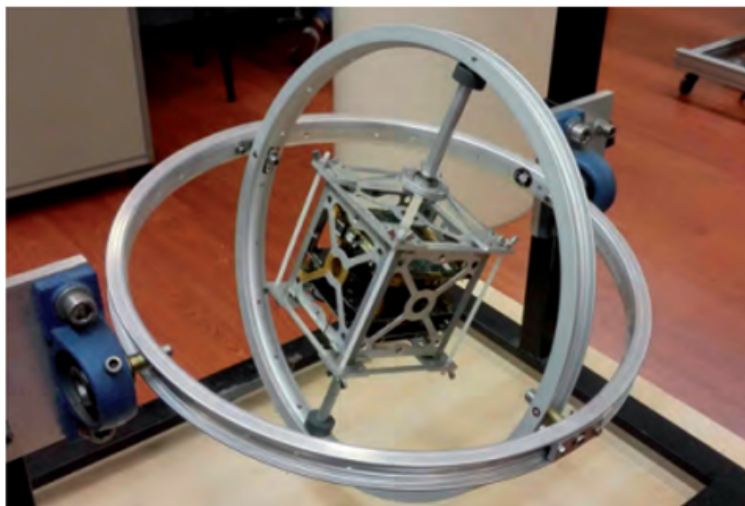


Imagen 10. Comprobación del centro de gravedad

Sistemas magnéticos

Es importante comprobar el funcionamiento de los sistemas magnéticos de actitud (orientación) activos y pasivos del CubeSat. Esto se hace usando bobinas de Helmholtz, dispone de un blindaje magnético que consigue cancelar el campo magnético terrestre, permitiendo calibrar los magnetómetros que nos informan de la actitud del CubeSat.

Inspección visual

Inspección visual y toma de medidas del CubeSat para comprobar si cumple los requisitos impuestos por el CIFP o por el proveedor del vehículo de lanzamiento.



Imagen 11. Bobinas de Helmholtz

Emisiones radioeléctricas

Por último, se deben aportar especificaciones técnicas de las emisiones radioeléctricas del CubeSat, comprobadas por un laboratorio de medida, demostrando que cumple las normas especificadas y que está correctamente adaptado a las frecuencias concedidas por la IARU (International Amateur Radio Union), previa solicitud documentada, de modo que pueda ser seguido fácilmente por estaciones de seguimiento. En la siguiente figura podemos ver una antena de seguimiento de la UPC.



Imagen 12. Antenas de seguimiento

ALTER TECHNOLOGY

Esta compañía, con sede en Tres Cantos (Madrid), ha sido reconocida como la primera compañía, y por ahora la única, para hacer ensayos sobre satélites de menos de 500 kg [33].

ALTER ha adaptado sus pruebas para satisfacer la alta demanda que existe en los últimos tiempos de puesta en órbita de pequeños satélites: pruebas de vacío térmico, vibración, pruebas de choque y laboratorios con compatibilidad electromagnética. Ofrece todo el equipamiento necesario para las pruebas de testeo necesarias para poner cualquier satélite en órbita:

- **EMI/EMC:** asegurar que no existe interferencias electromagnéticas entre [34]:
 - El vehículo de lanzamiento y el satélite.
 - El satélite y el GSE.
 - Diferentes satélites en el mismo cohete.

Existen 5 tipos diferentes de pruebas EMI/EMC:

- Emisiones radiadas: comprobar que las emisiones no superen cierto nivel dado.
 - Inmunidad a las emisiones: comprobar que exista inmunidad ante las emisiones del ambiente.
 - Emisión conducida: comprobar que no existe emisiones de un subsistema a otro del satélite.
 - Inmunidad conducida: comprobar que un subsistema es inmune ante las emisiones de otro subsistema del satélite.
 - Autoinmunidad: comprobar que todos los subsistemas que actúan simultáneamente no producen interferencias entre ellos.
- **SRS:** intenta simular el shock repentino que sufre el satélite cuando es desplegado desde el launcher. Esta prueba consiste en colocar el satélite en una superficie, la cual será golpeada con un martillo o proyectil [35].
 - **Vacío térmico:** pretende reproducir las condiciones de presión y temperatura a las que es sometido el cubesat una vez está en órbita LEO. En esta órbita, el satélite experimenta 15 ciclos de día/noche en 24h, lo que puede ocasionar estrés térmico a los componentes y estructuras. Una última prueba que se realiza al satélite antes de ser puesto en órbita es la conocida como “bakeout”, que consiste en calentar el satélite en vacío para eliminar todo lo volátil que pueda estar presente en él debido a su manipulación (gases, compuestos orgánicos, etc.), ya que puede suponer un problema para otros satélites [36].
 - **Irradiación TID:** para llevar a cabo las pruebas TID (Dosis Ionizante Total) es necesario revisar los diferentes estándares para realizarlas según sea requerido en ellos. Para que la radiación tenga efectos visibles en los pequeños satélites se deben alcanzar ciertos límites de tolerancia. Para llevar a cabo las pruebas TID, hay cuatro métodos [37]:
 - ESCC 22900-5: ESCC (European Space Component Coordination) Total Dose Steady-State Irradiation Test Method.
 - MIL-STD-750 TM1019.5: MIL-STD (US Military Standards) Steady-State Total Dose Irradiation Procedure.
 - MIL-STD-883 TM1019.9: “Ionizing Radiation (Total Dose) Test Procedure” of MIL-STD (US Military Standards).
 - ASTM F1892 -12 (2018): “Standard Guide for Testing Ionising Radiation (Total Dose) Affecting Semiconductor Devices”.

- **Vibración:** pretende reproducir las vibraciones experimentadas por el satélite durante el lanzamiento para asegurarse que el satélite no sufrirá daños durante esta fase [38].
- **Campo magnético estático:** los sensores de control de actitud y de carga útil son instrumentos que necesitan ser testeados y calibrados ya que pueden sufrir alteraciones por las radiaciones magnéticas que puedan encontrarse al ser desplegados. Estas pruebas de campo son fáciles de llevar a cabo y no muy caras, por lo que es una prueba que está muy extendida a nivel de componente [39].
- **Constante de aceleración:** el objetivo de estas pruebas es exponer al Cubesat a un valor de aceleración continuo para comprobar que funciona correctamente durante un tiempo concreto de exposición [40].

LABORATORIO DE HOMOLOGACIÓN DE LA UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE CATALUNYA (UPC).

Aparte de la anterior compañía, existe en España un laboratorio de homologación, concretamente en la Universidad Politécnica de Cataluña (UPC), donde disponen de los siguientes equipos de prueba:

- Mesa de vibraciones de 460 x 460 mm: capaz de realizar sacudidas de hasta 7.35 kilonewtons, con una aceleración máxima de hasta 120g, con una frecuencia que oscila de 5-2800Hz, dependiendo del cohete de lanzamiento.

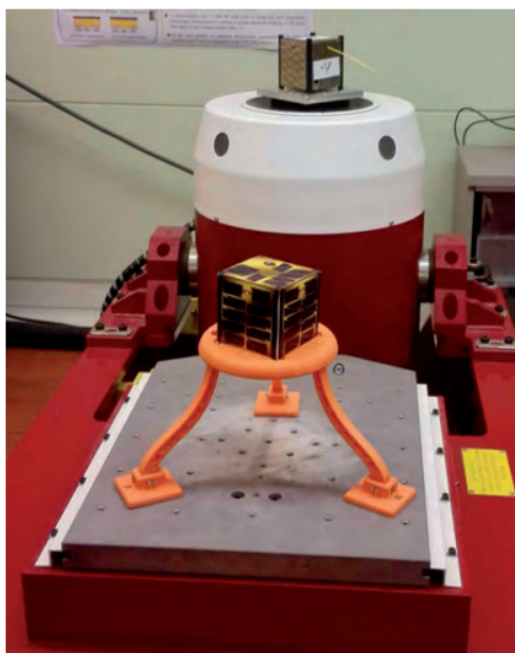


Imagen 13. Mesa vibratoria

- Cámara de vacío y térmica con simulador de radiación solar:
 - Como cámara de vacío, puede reducir la presión hasta 5-10 mbar.
 - Como cámara térmica es capaz de reducir la temperatura hasta -193°.
 - Como cámara de simulación solar, tiene una ventana de cuarzo, por el que se puede someter al simular solar adjunto, que dispone de una lámpara de 4kW y puede simular hasta 1400 W/m².



Imagen 14. Cámara térmica, de vacío y de radiación solar.

4 FASES DEL PROYECTO Y LÍNEA DE TIEMPO

Toda la información de este apartado se puede encontrar en el documento usado anteriormente [13], desarrollado por la NASA, donde se detallan diferentes conceptos y procesos para principiantes en el desarrollo de CubeSats.

El diseño, construcción, pruebas y entrega de un cubesat puede durar como mínimo 9 meses, aunque el tiempo normal para ello es de 18 a 24 meses. Una vez que el cubesat está listo para ser entregado, el tiempo para su puesta en órbita dependerá de diferentes factores, como la disponibilidad de un posible lanzamiento, para el cual las empresas que se dedican a ello necesitan que el satélite sea entregado como mínimo 4 semanas antes del lanzamiento; o las necesidades de la órbita elegida, ya que cuanto más flexible sea más corta será la espera.

Las fases del proyecto y su cronología típica suelen ser:

1. Definición de la misión (De 1 a 6 meses)

El primer paso es saber qué queremos que haga nuestro Cubesat y cuáles son nuestras necesidades. Dependiendo de estas necesidades podremos diseñar e identificar algunos parámetros de la misión como la carga útil, la órbita o el coste de la misión.

A veces, la misión no es llevada a cabo solo por una empresa o grupo, sino que se da lo conocido como asociación estratégica (*strategic partnering*), lo que permite a diferentes compañías con los mismos intereses compartir gastos, recursos, experiencia y conocimientos.

2. Presupuesto (De 1 a 12 meses)

Una vez definida la misión que se quiere llevar a cabo, es muy importante conocer el presupuesto del que disponemos, ya que nos permitirá saber si podemos cumplir todos los requisitos y requerimientos deseados, o por el contrario, decidir qué estudios o experimentos priorizar.

Como se ha mencionado antes, muchas compañías se unen en torno a unos intereses comunes y aprovechar la puesta en órbita del satélite para realizar varias misiones, uniendo recursos y permitiendo cierta flexibilidad a la hora de operar.

3. Estudio de mérito y viabilidad (De 1 a 2 meses)

En el estudio de mérito se evaluarán las metas y objetivos de la misión para determinar la calidad en cuanto a la investigación científica, educativa o tecnológica.

En cuanto al estudio de viabilidad, se juzgará cómo de factible es la misión de acuerdo con implementaciones técnicas, viabilidad, riesgos y probabilidad de éxito. En definitiva, determinar si es posible llevar la misión a cabo.

4. Diseño del cubesat (De 1 a 6 meses)

Para comenzar el diseño del Cubesat se debe dedicar tiempo a investigación, ya que en los últimos tiempos ha

habido muchas misiones y desarrolladores de estos sistemas, lo que permite aprender sobre estas misiones, ya sean de éxito o fallidas.

Será necesario investigar sobre qué componentes necesitamos para que el Cubesat funcione tal y como queremos. En las últimas décadas, la popularidad que han alcanzado los Cubesats facilita la variedad de productos COTS (comercial-off-the-shelf) ofrecidos por diferentes compañías. También, como están haciendo diferentes universidades, es posible diseñar y fabricar tus propios componentes, lo que sería una forma low-cost. Existe una gran lista de compañías suministradoras de componentes de Cubesats en [41].



Imagen 15. Algunas compañías suministradoras de componentes de Cubesats [41].

5. Coordinación de la misión (De 9 a 18 meses)

Cuando hay varias partes involucradas en una misión, es necesario que exista coordinación entre ellas. Es necesario controlar la cronología de la misión, la documentación a entregar y como serán verificados los requisitos. Es común, designar un coordinador de la misión, que actuará como intermediario entre las diferentes partes de la misión y se encargará de asegurar y supervisar el cumplimiento de las metas y el progreso diario de los proyectos, así como proporcionar actualizaciones a otras partes interesadas, como puede ser la compañía encargada del lanzamiento.

6. Licencia (De 4 a 6 meses)

Todos los Cubesats deben pasar por un proceso de obtención de licencias, ya sea para transmitir a diferentes frecuencias o para usar otros elementos, como una cámara.

Obtener licencias para satélites suele ser un proceso lento. Antes de terminar el diseño de cualquier sistema u

operación, se debe conocer e identificar toda la información necesaria para la obtención de diferentes licencias. Una vez que se tenga toda la información documentada, se debería presentar la aplicación tan pronto como se pueda. Si no se tiene toda la documentación y licencias listas antes de la fecha final de entrega del proyecto, se corre el riesgo de que no se acepte la misión.

7. Desarrollo y presentación de la documentación de vuelo (De 10 a 12 meses)

Una vez que el Cubesat es asignado a un lanzamiento, el integrador de la misión recibirá una lista de entregables que necesitará ser completada en una fecha específica. Estos documentos verificarán que el Cubesat cumple todos los requisitos de seguridad y lanzamiento.

8. Diseño de la estación terrena, desarrollo y testeo (De 2 a 12 meses)

Una vez que el satélite esté en el espacio será necesario comunicarse con él a través del segmento terrestre, en concreto, la estación terrena. El testeo de esta es muy importante para una misión exitosa, ya que la estación terrena es la encargada de localizar al satélite, así como enviar comandos al satélite y recibir datos de él.

9. Fabricación del hardware y testeo (De 2 a 12 meses)

El tiempo de diseño de esta parte depende de cómo de ambicioso sea el diseño y la experiencia que tenga el equipo diseñador. Se debe ser conservador con los tiempos a la hora del diseño y fabricación del hardware.

En cuanto al testeo, hay dos tipos diferentes para hacerle a cualquier Cubesat. En primer lugar, el testeo de desarrollo, el cual se utiliza para revisar y confirmar diferentes aspectos de forma interna. En segundo lugar, el testeo de verificación, que servirá para probar que el Cubesat es seguro y robusto a ojos del proveedor del vehículo de lanzamiento.

Una vez el Cubesat esté listo, será necesario llevar a cabo testeos específicos y presentar reportes que verifiquen que el Cubesat cumple con todos los requisitos necesarios. Una vez estén todas las verificaciones hechas, no se debe trabajar más en el Cubesat, o volverán a pedir los testeos otra vez. En estos testeos de verificación se incluyen las pruebas de vacío espacial, de vibración o de emisiones radioeléctricas, entre otras.

El testeo debe estar completo con toda la documentación necesaria como mínimo un mes antes de la última revisión.

10. Revisión de la misión (1 día)

Se trata de presentar a diferentes partes, como el proveedor del Launcher, todas las evidencias de que el cubesat cumple con todos los requisitos necesarios. Toda la documentación que aportar debe ser revisada y aceptada antes por el integrador de la misión. Si todo es correcto, el satélite habría pasado todas las pruebas y estaría completamente terminado.

11. Integración en el dispensador y testeo (2 días)

Una vez el cubesat está terminado hay que llevarlo al lugar de integración, donde será integrado en el dispensador por parte del equipo de integración. Una vez el cubesat está integrado en el dispensador, se le someterá a una última prueba de vibración para comprobar que todo esté correcto y que la integración ha sido exitosa. Tras esto, el integrador de la misión comprobará una última vez el dispensador, y tras ello, será

enviado al lugar donde se integrará al vehículo de lanzamiento.

12. Integración del dispensador en el vehículo de lanzamiento (1 día)

En este momento el dispensador cargador con el cubesat es unido a un cohete. A este proceso no es posible acudir, ya que las empresas dedicadas a ello son muy cuidadosas con quién participa. Este proceso suele durar de medio día a un día.

El integrador de la misión llevará el dispensador al lugar del vehículo de lanzamiento. Los técnicos serán los encargados de montar el dispensador en el vehículo de lanzamiento, siguiendo un proceso cuidadoso.

Este paso suele ocurrir de 2 semanas a 4 meses antes del lanzamiento, dependiendo de la compañía.

13. Lanzamiento (1 día)

El lugar del lanzamiento dependerá de la misión principal, ya que como hemos comentado en otros capítulos, se suele aprovechar una misión de grandes dimensiones para incluir en los vehículos de lanzamiento pequeños satélites. El día de lanzamiento podrá variar del día original, pero sólo si la misión principal lo requiere, o debido a factores climatológicos. Los cubesats no tienen influencia alguna en el lanzamiento, si tu proyecto se retrasa, el lanzamiento no se retrasará.

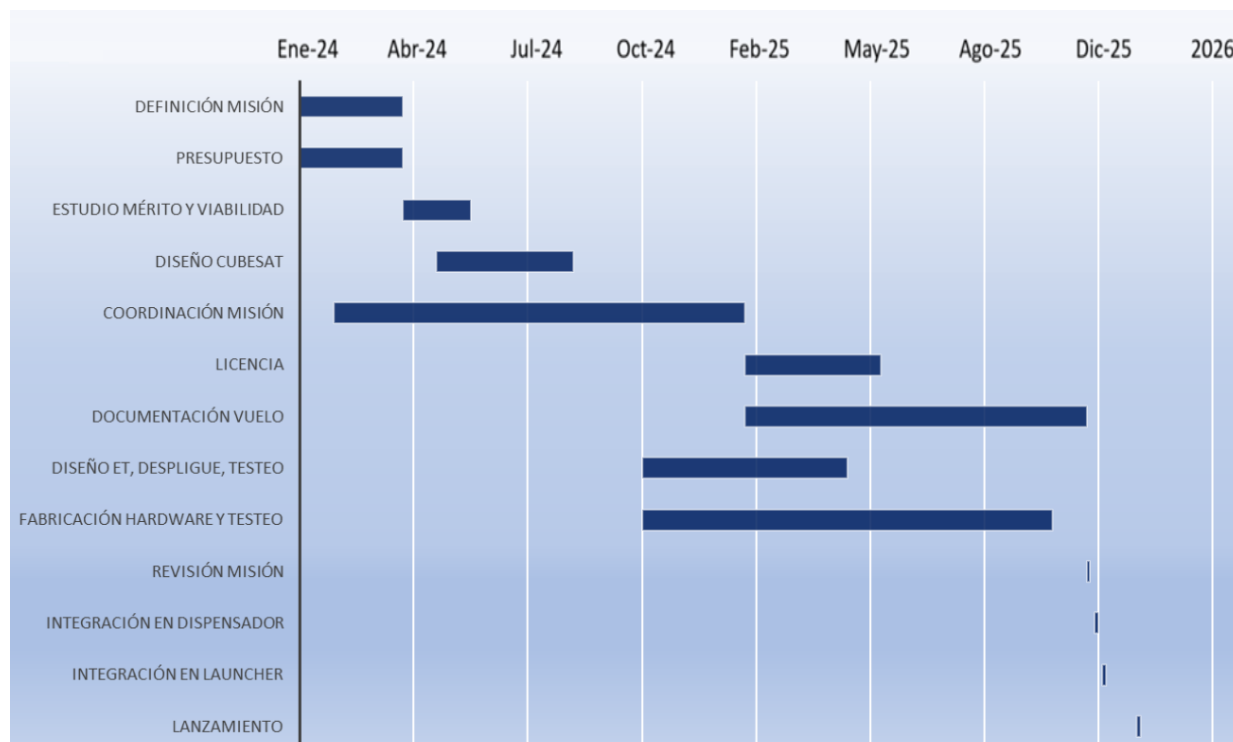


Imagen 16. Diagrama de Gantt del proyecto

5 DISEÑO DE LA MISIÓN

En este capítulo se va a describir las partes necesarias para el correcto funcionamiento del nanosatélite que queremos lanzar al espacio, en este caso en concreto, se lanzará un nanosatélite siguiendo el estándar de CubeSat.

Se debe tener en cuenta que este estándar se basa, como se ha mencionado anteriormente, en tener un tamaño de 10cmx10cmx10cm y un peso máximo de 1.33kg por 1U.

Los subsistemas integrados en un CubeSat dependen sobre todo de las exigencias de la misión que se quiere llevar a cabo. En general, además de las antenas, paneles solares y otros elementos externos, la configuración típica de un CubeSat debe incluir al menos carga útil (PL), un concentrador de datos (DCU), un ordenador de a bordo (OBC), un transceptor (TRX), una fuente de potencia (EPS) y un sistema de control y determinación de actitud (ADCS).

La configuración física de cada subsistema dentro del CubeSat depende principalmente del espacio disponible para cada dispositivo electrónico, así como, de las restricciones que pueda tener cada subsistema. Una posible configuración para un CubeSat podría ser [42]:

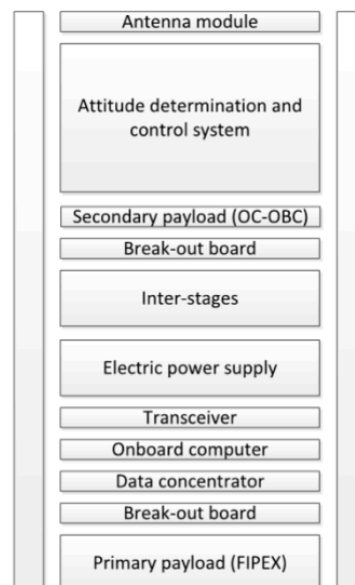


Imagen 17. Ejemplo de capas de subsistemas de un CubeSat

5.1 Estructura

Como se ha mencionado en apartados anteriores, el tamaño estándar de un CubeSat es de 10cm cúbicos por 1U.

En este caso se elegirá un CubeSat 3U, que tendrá un tamaño aproximado de 10cmx10cmx30cm y un peso máximo de 4kg, ya que este tamaño será suficiente para integrar todos los sistemas y dispositivos necesarios para la misión.

A continuación, se muestra una tabla comparativa con plataformas de diferentes tamaños:

Nombre de producto	Compañía	Masa de Carga Útil
Plataforma 3U [43]	AlénSpace	570 -1400 g
Plataforma 2U [44]	AlénSpace	480-1072 g
3U CubeSat Bus [45]	ISISpace	-
3U Platform [46]	Endurosat	2500-3600 g

Tabla 4. Proveedores de plataformas Cubesat

En este caso, se optará por el producto de la compañía *AlénSpace 3U Platform*, ya que como se verá más adelante, escogeremos algún subsistema más de esta compañía, y elegir la plataforma de esta misma compañía sería beneficioso para el proceso de integración del satélite.

5.1.1 Dispensador

El dispensador o contenedor está diseñado para transportar a los CubeSats y servir como interfaz entre el CubeSat y el vehículo de lanzamiento. El contenedor puede estar ocupado por un único CubeSat o pueden existir varios CubeSats que se monten en un mismo contenedor ocupando todo el espacio. Normalmente suelen usarse dispensadores capaces de albergar varios CubeSats.

Muchas compañías están desarrollando sus propios dispensadores, pero el original fue fabricado por el Cal Poly CubeSat Laboratory (CPCL). Recibió el nombre de P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer) y permitía montar varias cargas útiles secundarias en un mismo contenedor.

En este caso, la compañía seleccionada para llevar a cabo el lanzamiento del Cubesat, ISISpace, incluye el dispensador en el lanzamiento. En concreto, el producto ISIPOD Cubesat Deployer [47].



Imagen 18. Poly Picosatellite Orbital Deployer (P-POD) desarrollado por Cal Poly.

Compañía / Institución	Sitio Web
Astro-Fein	http://www.astrofein.com/
Cal Poly CubeSat Laboratory	http://www.cubesat.org/
COSATS	cosatspace.com
Exolaunch	http://www.exolaunch.com/
ISIS	http://www.isispace.nl/
JAXA	https://global.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/
Planetary Systems	http://www.planetarysystemscorp.com/
Tyvak	http://www.tyvak.com/
UARX	http://www.uarx.com/

Tabla 5. Desarrolladores y proveedores de dispensadores

5.2 Subsistemas del CubeSat

5.2.1 Telemetría y telecomandos (TT&C)

Cualquier satélite necesita tener contacto con la estación terrena para el control, comando, comunicación y envío de datos recopilados, además de suficiente potencia de procesamiento informático para hacer funcionar los diferentes subsistemas.

El sistema de manejo de datos y comandos, C&DH, maneja todos los datos enviados y recibidos por el satélite, incluyendo datos científicos y las operaciones de la carga útil. Este sistema suele estar conectado a unidades transmisoras y receptoras de radiofrecuencia. Un enlace espacial no es más que un enlace de comunicaciones entre el satélite y la estación terrena o entre dos satélites, usando un protocolo de enlace espacial.

El flujo de datos básico de un enlace espacial se compone de datos de telemetría (TM) en el enlace descendente y telecomandos (TC) en el enlace ascendente.

En el enlace ascendente, el sistema C&DH recibe y descodifica todos los comandos y datos necesarios para las diferentes operaciones a realizar. Estos comandos serán dirigidos al subsistema apropiado, que se encargará de ejecutarlos, o se ejecutarán directamente a nivel de plataforma. El sistema C&DH no se suele encargar del manejo de los comandos de carga útil, sino que estos se pasan directamente encapsulados a la carga útil. Los telecomandos se pueden dividir en:

- Comandos directos para reconfigurar el satélite.
- Comandos para aplicaciones científicas.

En el enlace descendente, el sistema C&DH recopila diferentes tipos de datos que son adquiridos por los diferentes subsistemas o generados por la carga útil, y son multiplexados para posteriormente enviarlos a la estación terrena. La telemetría puede dividirse en [48]:

- Datos internos (House-Keeping Data).
- Datos sobre la posición/órbita.
- Datos de la carga útil
- Datos científicos.
- Estados de recepción de los telecomandos (CLCW).
- Datos de memoria.

Como se verá en la descripción del OBC se elegirá el sistema TRISKEL¹, ya que nos ofrece varias soluciones conjuntas en un solo dispositivo.

5.2.2 Ordenador de a bordo (OBC)

El ordenador de a bordo (OBC) se encarga de la supervivencia del satélite, determinando su modo de funcionamiento y comunicándose con cada módulo para la transferencia de información.

También verifica el estado y funcionamiento de cada subsistema y tiene el poder de manipularlos en caso de fallo, pudiendo reiniciarlo o incluso apagarlo [49].

¹Datasheet disponible bajo petición a la siguiente dirección de correo: jesus.136987@gmail.com

El OBC es considerado como el centro de control del satélite y está formado principalmente por un microcontrolador conectado a los diferentes subsistemas a través de un bus de datos serie, además de periféricos adicionales.

Las principales funciones del OBC son las siguientes:

- Almacenar datos de telemetría y de carga útil para la posterior transmisión a la estación terrena para su análisis.
- Codificar y decodificar paquetes de datos para su envío/recepción con la estación terrena.
- Procesamiento de telecomandos desde la estación terrena.
- Monitorización de los subsistemas, implementando funciones que permitan reinicio si hay subsistemas con mal funcionamiento.

On Board Computer	Empresa
NanoMind A3200 [50]	GOMSpace
Odyssey [51]	Skyline
Aquarius [51]	Skyline
CubeSat On-Board Computer – Main Bus Unit SatBus 3C2 [52]	Nanoavionics
OBC endurosat [53]	Endurosat
OBC con GNSS endurosat [54]	Endurosat
Triskel [55]	AlénSpace
ISIS OBC [56]	ISISpace

Tabla 6. Proveedores de OBC

El producto elegido en este caso será el **Triskel** de la empresa **AlénSpace**, ya que este subsistema nos ofrece una solución para el telecomando y para la gestión de datos del CubeSat, ya que incluye en el mismo módulo un ordenador de a bordo (OBC), un hardware de TTC y un sistema de software de a bordo. Este subsistema se comunicará con la estación terrena haciendo uso de la banda UHF.

No disponemos de presupuesto debido a que la compañía no lo proporciona para evitar la competencia con otras compañías.

5.2.3 Sistema de Control y Determinación de Actitud (ADCS)

Cuando el CubeSat esté completamente desplegado, sufrirá diferentes fuerzas que le pueden hacer moverse de su posición y apuntamiento ideal. Para evitar esto se usa el Sistema de Control y Determinación de Actitud (ADCS), basado en un mecanismo de estabilización con actuadores y sensores conectados para mantener la correcta orientación del satélite asegurando su correcto funcionamiento.

El desarrollo de la tecnología usada para orientar el CubeSat se basa en el uso de sensores magnéticos, en

concreto magnetopares, los cuales crean un dipolo magnético que interactúan con el campo magnético terrestre oponiéndose a las contrafuerzas que sufre el CubeSat [57]. La correcta orientación del CubeSat es muy importante en este proyecto, ya que necesitamos que el satélite esté bien orientado hacia las zonas de interés de la superficie terrestre para la toma de las imágenes [58].

Para conocer la posición real del Cubesat en todo momento se suelen usar sistemas de navegación por satélite, GNSS. Entre estos sistemas, podemos destacar el sistema Galileo, desarrollado por la ESA y que ofrece una precisión de un metro; y el sistema GPS, desarrollado en Estados Unidos y que ofrece una precisión de 5 metros.

En este caso, se utilizará un sistema GNSS para conocer la posición y orientación del Cubesat y un sistema ADCS para poder orientarlo hacia la zona de interés de la misión.

Para el sistema ADCS existen multitud de productos y soluciones en el mercado, pero la solución elegida es el producto *3U Solar panel* la de la compañía *Endurosat*, ya que sus sistemas de paneles solares incluyen también magnetopares, lo que permite integrar dos necesidades en una [59]. Su precio ronda los 6500€.

Para el sistema de GNSS, usaremos el dispositivo GNSS-701, que determina de forma precisa la posición y apuntamiento del satélite [60].

5.2.4 Sistema eléctrico de potencia (EPS)

El sistema eléctrico de potencia tiene como objetivo generar, acondicionar, almacenar y distribuir la potencia eléctrica a los diferentes subsistemas del CubeSat. Esta potencia eléctrica proviene, normalmente, de la radiación solar gracias al uso de placas solares. Este sistema se encarga también de almacenar energía en baterías ya que el satélite durante su órbita alrededor de la Tierra se verá en situaciones donde no recibe luz solar, y será imposible para las células solares proporcionar energía al satélite.

El sistema eléctrico de potencia debe cumplir las siguientes funciones:

- Ofrecer continuamente corriente eléctrica al CubeSat durante la misión.
- Distribuir correctamente la corriente eléctrica.
- Cumplir requisitos de potencia promedio y potencia de pico de cada subsistema del CubeSat.
- Ofrecer capacidad de telemetría para conocer el estado de la EPS y de telecomando para tener control del sistema desde la estación terrena.
- Proteger la carga útil ante un posible fallo energético del EPS [61][62].

5.2.4.1 Elementos del EPS

5.2.4.1.1 Paneles Solares

Se trata del único elemento encargado de generar energía DC. Los paneles solares están formados por células fotovoltaicas que son capaces de producir electricidad a partir de la radiación solar que incide en ellos.

La principal característica que se tiene en cuenta a la hora de elegir un tipo de panel solar es su eficiencia, ya que es necesario que se aproveche bien la energía en el espacio, ya que es limitada.

También es importante que se trate de un elemento compacto, ya que debe permitirnos una fácil integración y la mayor cantidad de potencia por superficie posible, así como una larga vida útil ya que debe servir durante toda la misión.

En el caso de los paneles solares, existen diferentes tipos de proveedores posibles:

Compañía	Producto	Potencia máxima en LEO [W]	Masa [g]	Máx. Voltaje [V]	Eficiencia [%]
Endurosat [63]	1.5U Solar Panel	3.6	65	4.8-7.2	29%
Endurosat [59]	3U Solar Panel	8.4	146g	21.04	29%
GOMSpace [64]	NanoPower P110UA	2.3	57	4.64–4.84	30%
NanoAvionics [65]	CubeSat GaAs Solar Panel	-	-	-	29.5%
ISISpace [66]	Small satellite solar panels	2.3	50g	3-8	30%

Tabla 7. Proveedores de paneles solares para Cubesat

5.2.4.1.2 Sistema de almacenamiento

El sistema de almacenamiento más común para un CubeSat es el uso de baterías recargables, ya que permiten almacenar energía para su posterior uso cuando la energía proveniente de los paneles solares sea insuficiente para el funcionamiento del satélite, como, por ejemplo, el tiempo en el que el CubeSat no reciba nada de radiación solar.

5.2.4.1.3 Sistema de control y gestión

La energía eléctrica generada por los paneles solares o por las baterías de almacenamiento posteriormente debe ser adaptada para cada subsistema del CubeSat para su posterior distribución. Para ello, la opción más acertada sería usar un sistema de control y gestión de energía que sea capaz de realizar todas esas funciones.

Finalmente, se decidirá escoger una solución llevada a cabo por la compañía Endurosat. En este caso sería el sistema *EPS II*², acompañado de un paquete de baterías, ya que está diseñado específicamente para CubeSats de 3U, 6U y 12U. Este sistema incluye un firmware diseñado por la propia compañía para la protección de las baterías frente a cortocircuitos, descargas o sobrecalentamiento.

También, usaremos los paneles solares 3U de la misma compañía³.

El precio de este subsistema varía entre 12.000€-35.000€, dependiendo de las especificaciones elegidas.

^{2,3}Datasheet disponible bajo petición a la siguiente dirección de correo: jesus.136987@gmail.com

5.3 Carga útil

La carga útil de un CubeSat es la parte del satélite que permite llevar a cabo el objetivo para el que ha sido diseñado. Si se quiere tomar imágenes de la superficie terrestre, la carga útil es la cámara, o si se quiere intercambiar información entre el satélite y la estación terrena, la carga útil podría ser una antena. La carga útil se apoya en el resto de los componentes para su correcto funcionamiento.

En este caso, como se desea tomar imágenes de la superficie terrestre, la carga útil estará formada por una cámara; así como un módulo de comunicaciones con la estación terrena, para lo cual se usará

5.3.1 Cámara

Para esta misión, al tratarse del estudio de placas solares que se encuentran en la superficie terrestre, no son necesarias cámaras multiespectrales o hiperspectrales, por lo que se ha optado por la cámara *Gecko*⁴ de la empresa *Dragonfly Aerospace*, empresa especializada en el diseño de cámaras y cargas útiles para la obtención de imágenes de la Tierra.

La cámara elegida cuenta con las siguientes características:

Resolución espacial (GSD) a 500km	39 m
Cobertura a 500km	80 km
Masa (incluyendo electrónica)	0.4 kg
Bandas espectrales	RGB
Tamaño del bus	Compatible con 2U
Tamaño físico	1U (10 cm x 10 cm x 6.5cm)
Formato de datos	8-bit o 10-bit
Almacenamiento de memoria	128 gigabytes
Compresión	RAW o J2K con pérdidas o sin pérdidas
Interfaz de datos	LVDS, SPI, I2C, CAN
Uso potencia	Imaging mode: 2.6W; readout mode: 4.5W
Fuente de alimentación	5V DC
Temperatura de operación	0°C a 30°C
Temperatura de supervivencia	-20°C a 70°C
Tolerancia a radiación (TID)	Probado a 30k Rad

Tabla 8. Características cámara *Gecko*

⁴Datasheet disponible bajo petición a la siguiente dirección de correo: jesus.136987@gmail.com

Dicha cámara cuenta con otras características extras como pueden ser:

- Las imágenes capturadas se representan utilizando una matriz de píxeles RGB.
- Almacenamiento de datos de alta velocidad y capacidad.
- Factor de forma compacto optimizado para integración en CubeSat 2U o superiores.
- Compatibilidad con cualquier CubeSat estándar.
- Permite personalización de almacenamiento a bordo y del enlace descendente.

5.3.2 Frecuencias

Los satélites operan en diferentes frecuencias, las cuales deben ser capaces de atravesar la atmósfera terrestre.

En este caso, para la comunicación entre el segmento terrestre y el segmento espacial se usará la banda VHF (30 a 300 MHz) para el enlace ascendente y la banda UHF (300 a 3000 MHz) para el enlace descendente. Por otro lado, se pretende usar la banda S para transmitir las imágenes captadas por la cámara a la estación terrena [67].

Para el uso de dichas frecuencias, es necesario llevar a cabo una serie de trámites que serán expuestos a continuación [68]:

Proceso para tramitar la solicitud de recursos órbita-espectro a la ITU (Amateur)

1. Documentación que aportar:
 - Documentación administrativa
 - Acreditación de la representación
 - Certificación de estar inscrito en el Registro de Operadores de la Comisión Nacional de los Mercados y la Competencia
 - Declaración responsable de ser un proyecto educacional, amateur y si contraprestación económica.
 - Documentación adicional
 - Características técnicas del proyecto
 - Declaración del material, instalaciones y equipo técnico que se tenga previsto utilizar en la ejecución del proyecto
 - Presupuesto económico desglosado y total estimado para la ejecución íntegra del proyecto
 - Compromiso de que los centros de gestión y estaciones de control del sistema de satélites estarán radicados en España
 - Fichero .mdb generado con el software BR space applications en su última versión, validando que el archivo no tiene errores mediante el software BR-SIS Validation y adjuntando los diagramas de radiación de las antenas.
 - Al ser un proyecto de carácter amateur también hay que adjuntar
 - Descripción detallada del uso que se le va a dar al servicio de radioaficionados
 - Acuerdo de coordinación con la IARU

2. Entregar la solicitud

- La entrega de la solicitud se realiza mediante la página web del ministerio. Se debe rellenar un formulario para solicitar el envío en el siguiente enlace (<https://sedediatid.mineco.gob.es/es-es/procedimientosselectronicos/Paginas/detalle-procedimientos.aspx?IdProcedimiento=241>). Es necesario disponer de certificado electrónico para realizar la solicitud. Los filings correspondientes al servicio de radioaficionados por satélite están exentos del pago de la tasa de tramitación de la UIT.
- Una vez enviada la solicitud a la Administración española, esta se encargará de enviarla a la ITU, si no detecta ningún fallo en la documentación. Si encuentra alguno se pondrá en contacto por correo electrónico para subsanar los errores antes de ser enviados a la ITU.
- Una vez recibidas por la ITU son publicadas en una nueva Circular Internacional de Información sobre Frecuencias (BR IFIC) junto a otras solicitudes que se hayan aprobado a la vez. Una vez publicadas en esta circular, todas las administraciones que detecten interferencias de las redes publicadas en la nueva BR IFIC tendrán 4 meses para presentar una queja formal a la ITU que la remitirá a la Administración española y esta a los operadores de las redes afectadas
- Tras la finalización del plazo de cuatro meses, el operador de la red enviará la información necesaria a la administración española para coordinarse con las administraciones que hayan presentado una queja.
- Finalizado el procedimiento de coordinación, el operador deberá solicitar a la Administración española que inicie el procedimiento de notificación para que el recurso sea inscrito en el Registro Internacional de Frecuencias (Debe pedirse en un plazo máximo de 7 años desde el inicio de la solicitud)

NOTA: **deberá enviarse anualmente un informe** que incluya, para cada recurso órbita-espectro:

- Información actualizada y detallada sobre el estado de la coordinación entre operadores, indicando los progresos realizados en el último año.
- Lanzamientos efectuados durante el periodo (indicando fecha, lugar, nombre del lanzador y empresa de lanzamiento) y previstos para los años siguientes.
- Recursos órbita-espectro desplegados y operativos en cada satélite, bandas de frecuencia y cobertura geográfica.
- Estaciones terrenas de teledirigida, telemando y telecontrol del satélite.
- Estado general del proyecto, indicando los cambios que hayan podido producirse respecto al proyecto inicial.
- Indicación de si se tiene previsto tramitar próximamente nuevos filings o modificar los existentes.
- Este informe se enviará por correo electrónico al buzón de Servicios Espaciales hasta el 28 de febrero de cada año.

Solicitud de coordinación de frecuencias de satélites amateur (IARU)

- Antes de comenzar a rellenar el formulario, ponerse en contacto con el correo de la IARU (satcoord@iaru.org) presentándose y pidiendo información como primera toma de contacto.
- Rellenar el formulario "*iaru_amateur_satellite_coordination_request_v40*" que se adjunta en la página web (<https://www.iaru.org/reference/satellites/>).

- Una vez rellenado, enviar al mismo correo de contacto
- Responder las dudas que se envíen por correo para completar la solicitud hasta que se apruebe en un panel de expertos

5.3.3 Comunicaciones

Para la comunicación entre el satélite y la estación terrena se hará uso de un transceptor que sea capaz de operar en las bandas elegidas anteriormente.

En este caso, el producto elegido es de la compañía Endurosat, en concreto, el UHF Transceiver Type II⁵ [69], el cual es capaz de operar tanto en bandas comerciales (400-403 MHz), como en banda de radioaficionados (435-438 MHz). La potencia de salida para las respectivas bandas es:

- Comercial 400-403 MHz: 2W.
- Radioaficionado 435-438 MHz: 1W (capacidad de ampliarlo a 2W).

Normalmente, este producto se combina con la Antena UHF Type III⁶ de la misma compañía, por lo que será nuestra opción elegida en el caso de la antena del sistema [70].

5.4 Estación terrena

La estación terrena es un elemento muy importante dentro de las comunicaciones vía satélite. Se encarga de monitorizar, controlar y gestionar el flujo de datos entre el segmento espacial y el terrestre. Ofrece una interfaz radio entre ellos para llevar a cabo funciones de telemetría, telecomando y el control de los datos recibidos desde el CubeSat.

Para este caso, la solución elegida es el producto de la compañía Alén Space *GS-KIT (Estación Terrena para UHF, VHF y Banda S)*⁷ [71], ya que permite transmitir y recibir en las bandas de frecuencia elegidas, así como la posibilidad de usar la banda S. Con este producto podremos transmitir de la siguiente forma:

- Antena 1: Bidireccionalidad en banda UHF, para enlace descendente.
- Antena 2: Bidireccionalidad en banda VHF, para enlace ascendente.

El precio de este equipo es de 46.200€.

^{5, 6, 7}Datasheet disponible bajo petición a la siguiente dirección de correo: jesus.136987@gmail.com

5.5 Órbita

El diseño de la órbita que debe seguir el CubeSat es uno de los principales estudios que hay que realizar al principio del proyecto, ya que esto nos permitirá conocer las prestaciones necesarias para cada componente del satélite.

En este caso, existen dos opciones dependiendo del presupuesto de la misión. Ya que, con un presupuesto alto se podría llegar a diseñar una órbita específica junto a la compañía que se encargue del lanzamiento del CubeSat. Por otro lado, en proyectos con menor presupuesto, se suele adoptar una órbita que el lanzador nos ofrezca y que pueda cumplir con nuestros requerimientos.

En este caso, debido a que se trata de un proyecto universitario, se optará por la segunda opción, ya que en este tipo de proyectos no se cuenta con un presupuesto elevado.

5.6 Vehículo de lanzamiento

Es necesario un vehículo de lanzamiento, en este caso una lanzadera espacial, para llevar a nuestro CubeSat hasta su órbita final. Una de las facilidades que aporta el estándar CubeSat es que permite la compatibilidad con los vehículos de lanzamiento de la mayoría de las organizaciones privadas o agencias espaciales especializadas en ello.

Como el CubeSat tiene unas dimensiones reducidas, la práctica común es compartir lanzadera con más cargas, ya sean otros CubeSats u otros tipos de carga, haciendo mucho más eficiente el lanzamiento al combinar diferentes cargas en la misma misión.

Este sistema recibe el nombre de “*rideshare*” y ofrece un lanzamiento múltiple con coste efectivo para pequeños satélites, como es el caso de los CubeSats. Esto suele ser usado por pequeñas compañías que pretenden acceder y crecer en la industria espacial [72].

Algunas de las lanzaderas “*rideshare*” más conocidas son Vega, Vega-C y Ariane 6, todas de la compañía Arianespace.

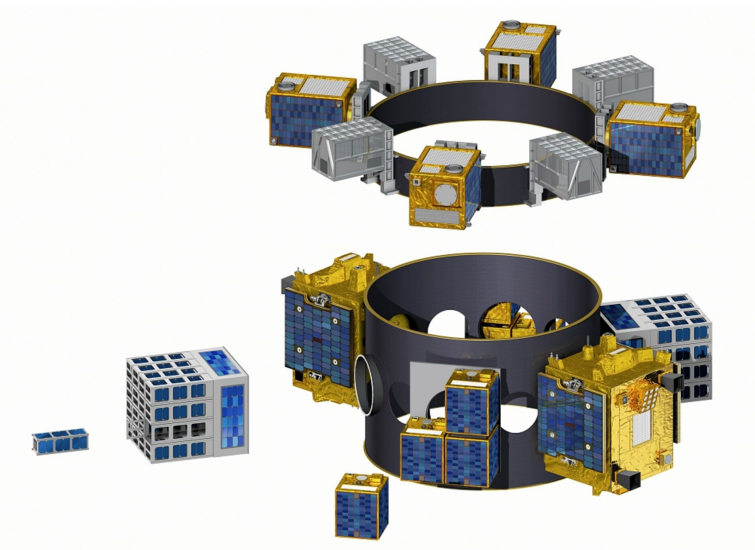


Imagen 19. Sistemas "rideshare" [72]

En los últimos años, ha aparecido también la idea del uso de un globo para poner en órbita un pequeño satélite, como el caso de la compañía privada B2Space, cuya lanzadera está basado en un sistema de globo

acompañado un cohete, al que denominan “rockoon” (rocket + balloon). Con este sistema el CubeSat sale de la estratosfera gracias al globo, y gracias al cohete alcanza su órbita final, en este caso la órbita LEO [73].



Imagen 20. Lanzadera "rockoon" B2Space [74]

5.7 Normativa/Requisitos

A la hora de poner en órbita un Cubesat no existe una normativa “universal” para todos y cada uno de ellos, debido a que depende de la zona del mundo, compañías y gobiernos que puedan estar implicados en el lanzamiento, así como las diferentes funciones que vaya a llevar a cabo el satélite, se precisará de una normativa y licencias diferentes.

Como se puede ver en el documento [75], existen multitud de licencias diferentes. En este caso, al tratarse de una misión similar, ya que sería también un proyecto llevado a cabo por una universidad, nos fijaremos en la normativa seguida por el equipo desarrollador del Cubesat *Humsat-D*, diseñado por la Universidad de Vigo.

En la siguiente tabla se muestran los diferentes requisitos que debería cumplir el cubesat para ser puesto en órbita:

Ley de mitigación de basura espacial	
Ley de los 25 años	Demostrar mediante análisis que el deterioro de la órbita ocurrirá en 25 años
Regulaciones de frecuencia	
En caso de frecuencias radioaficionados	Uso de frecuencias de radioaficionados coordinado a través de la IARU
Coordinación de frecuencias con ITU	Registro internacional de frecuencia a través de la ITU (coordinación no necesaria)
Coordinación doméstica	Solicitud de licencia radio a la administración local

Uso del hardware radio	Solo los radioaficionados pueden operar
Registro	
Registro del satélite en las Naciones Unidas (UN)	Registrar el objeto espacial en las UN
Seguridad	
Revisión de seguridad / Requisitos de lanzamiento	Acorde al <i>Cubesat Design Specification (CDS)</i>
Lanzamiento en frío	Mecanismo que permita que todos los circuitos estén abiertos durante el lanzamiento
Materiales peligrosos, presurización, propulsión	Materiales radiactivos, explosivos o sistemas propulsores no permitidos
Test mecánico	Test de vibración: ajustados en la guía de uso Dnepr
Documentación	Despliegue de antenas u otros sistemas 20 minutos como mínimo tras la separación
Despliegue	Análisis de modos de fallo para el despliegue de la antena
Bordes afilados	
Emisiones radio tras la separación	No están permitidas las emisiones durante el lanzamiento ni durante los 30 primeros minutos después de este
Emisiones radio accidentales	Eliminar los pines de antes de vuelo es obligatorio para la integración en el vehículo de lanzamiento.
Batería	Documentación de las baterías de litio para el transporte del satélite
Lista de materiales / salida de gases / <i>bakeout</i>	Acorde con los niveles del TML y CVCM que aparecen en el estándar NASA-STD-6016
Otros	
Otros requisitos	Ajustarse a los estándares del ECSS para los procesos de manejo e ingeniería del sistema

Tabla 9. Requisitos a cumplir para puesta en órbita del Cubesat

5.8 Diseño final

En este apartado se detallará como ha sido el proceso de obtención de información necesaria para llevar a cabo la construcción del Cubesat, desde la investigación de cada subsistema por separado como la información obtenida por las diferentes compañías proveedoras de dichos subsistemas, lo cual nos ha permitido poder diseñar un Cubesat desde cero.

En primer lugar, se tuvo que llevar a cabo una exhaustiva investigación acerca de todo lo que involucra poner en órbita un Cubesat, desde los subsistemas que lo componen, hasta los requisitos o documentos necesarios para ello, pasando por aspectos como las pruebas a realizar o el diseño/uso de una órbita.

Tras este estudio llevado a cabo usando multitud de documentos, los cuales están todos referenciados a lo largo del documento, se comenzó a contactar con diferentes compañías proveedoras de componentes para empezar a diseñar el Cubesat. Algo interesante sobre este proceso fue que algunas de estas compañías no podían presentarnos un precio de diferentes subsistemas debido a la competencia de mercado existente en este ámbito.

El primer componente del que se pidió información fue el componente principal de la carga útil y el que nos permite llevar a cabo la misión, la cámara. Se contactó con la empresa *Dragonfly Aerospace*, a la que se le pidió ayuda acerca de los diferentes tipos de cámara que podían ofrecernos. En este caso, como la idea de la misión es tomar fotos de la superficie terrestre, no era necesario disponer de una cámara hiperespectral. Esto es fundamental, ya que a la hora de elegir una cámara esto haría disminuir considerablemente su precio. Tras varias conversaciones con dicha compañía, se decidió por elegir la cámara *Gecko Imager*, cuyo precio rondaría los 55.000\$, unos 50.000€.

El siguiente componente sobre el que se decidió investigar y buscar opciones fue el bus del Cubesat, es decir, la estructura. En primer lugar, se tuvo que tomar la decisión de qué unidad de Cubesat elegir, ya que es algo fundamental ya que de esto depende el diseño del satélite. Es por ello que, se optó por la opción de un Cubesat 3U, lo que nos permitiría tener espacio suficiente para integrar todos los subsistemas e incluso si durante el desarrollo del mismo se quisiera ampliar las capacidades del satélite, existiría espacio suficiente para añadir subsistemas. Con esto planteado, se comenzó a contactar con diferentes compañías que tienen entre sus productos estructuras de cubesat.

Debido a que la búsqueda de un subsistema no se trata solo de encontrar uno y elegirlo, sino que es necesario ir comparando las opciones que puedan ofrecernos las diferentes compañías, e incluso teniendo en cuenta las compatibilidades existentes entre los subsistemas de estas, se decidió elegir la *plataforma 3U*, de la compañía *AlénSpace*, ya que esto podría ser una ventaja a la hora de la integración de otros subsistemas, que como se verá más tarde, pertenecen a esta compañía.

Continuamos la búsqueda, y en este caso, nos centramos en la estación terrena. Esta parte es muy importante y es necesario escoger un equipo apropiado, ya que la estación terrena es la encargada de manejar todo el flujo de datos entre el segmento terrestre y el espacial. Como la idea es usar las bandas UHF y VHF para los enlaces descendentes y ascendentes respectivamente, era necesario encontrar un equipo que opere a estas frecuencias. Para ello, tras preguntar a diferentes empresas, volvemos a elegir un producto de la empresa *AlénSpace*. En este caso, se trata de la estación terrena *GS-KIT (Estación Terrena para UHF, VHF y Banda S)*. Esta estación incluye el equipo exterior e interior necesario para comunicarse con satélites en LEO de forma bidireccional en ambas bandas de frecuencia. En este caso, el precio rondaría los 45.000€.

Durante todo este tiempo, se llevó a cabo las consultas necesarias a diferentes compañías que puedan suministrar los subsistemas restantes para nuestro proyecto. Mientras tanto, se llevó a cabo una investigación acerca de qué organizaciones o empresas podrían prestarnos un servicio de testeo de requisitos y homologación de nuestro satélite. En primer lugar, existe un laboratorio de homologación en España, en la Universidad Politécnica de Cataluña. Después de conocer este laboratorio, se contactó con la empresa

dedicada también a este ámbito, *ALTER TECHNOLOGY*.

Tanto para el subsistema de telemetría y telecomandos como para el ordenador de a bordo se buscaron diferentes opciones entre diferentes empresas dedicadas a ello. Esta búsqueda se hizo por separado, es decir, se preguntó a ciertas empresas por sistemas de telemetría y telecomandos, y a otras empresas por ordenadores de a bordo. Existían diferentes opciones muy interesantes para cada subsistema, sin embargo, la empresa *AlénSpace* nos ofrecía la capacidad de aunar ambos subsistemas en un solo dispositivo, *TRISKEL*, que también incluye un software de a bordo. Este sistema facilitará la compatibilidad entre diferentes subsistemas.

Para las comunicaciones con la estación terrena, es necesario disponer de un sistema que trabaje a la frecuencia elegida para esta misión. Para este proyecto se eligen las bandas UHF y VHF debido a la disponibilidad de esas bandas. Para la comunicación en estas bandas se ha optado por el transceptor *UHF Transceiver Type II*, de la compañía *Endurosat*, que combinaremos con la antena *UHF Type III* de la misma compañía.

Uno de los últimos componentes que han sido seleccionados han sido tanto el sistema de potencia (EPS) como el Sistema de Control y Determinación de Actitud (ADCS). Primero, se empezó con el estudio del ADCS, para el que se decidió usar un sistema activo que permita controlar la posición del satélite y orientarlo a donde nos interese. Para ello, en primer lugar se elige un sistema GNSS para conocer la posición del Cubesat, en este caso, el dispositivo GNSS-701 de la compañía AAC Clyde Space. Para el sistema de control del Cubesat se buscaron opciones, pero al investigar sobre el Sistema Electrónico de Potencia, se encontró una opción que incluía un sistema de magnetopares que nos permitiría solventar ese aspecto.

El sistema EPS en cuestión es el *EPS II* de *Endurosat*, acompañado de un sistema de baterías para facilitar el almacenamiento de energía para aquellos momentos en los que la órbita no permita que el satélite reciba radiación directa solar. El precio de este subsistema varía entre 12.000€-35.000€, dependiendo de las especificaciones elegidas.

Con este último subsistema se da por completo el diseño del Cubesat, ya que tenemos definidos todos los subsistemas necesarios y elegida una opción para cada uno. Está claro que existen alternativas tanto más baratas como más caras, que nos ofrezcan diferentes posibilidades, pero el fin de este trabajo es poder diseñar un Cubesat para toma de imágenes que pueda operar en el espacio, sin tener en cuenta presupuesto alguno.

También han existido propuestas por parte de algunas empresas que se prestan a integrar la carga de pago que se desee, en este caso la cámara *Gecko*, mientras se adquieran los demás subsistemas que ofrecen. Este es el caso de la ya mencionada empresa *AlénSpace*, que nos ofrecen una solución completa en una plataforma con todos sus subsistemas, incluyendo Software de a bordo y MCS.

5.9 Despliegue y Testeo del Cubesat en órbita

Una vez el CubeSat es puesto en órbita y se encuentra estable es necesario su despliegue y el testeo de los diferentes subsistemas para verificar su correcto funcionamiento. Esto se puede dividir en diferentes fases:

1. Despliegue inicial

En esta fase se llevará a cabo tanto la activación de todos los subsistemas que conforman el CubeSat, como pueden ser los sistemas de comunicación o las baterías, así como el despliegue de los paneles solares. Como se ha visto en las especificaciones de anteriores capítulos, el despliegue de los paneles solares se llevará a cabo entre 20-30 minutos como mínimos tras la puesta en órbita del CubeSat, mientras que habrá que esperar en torno a 45 minutos para empezar a transmitir señales radio.

2. Primeras comunicaciones

La siguiente fase en el proceso de testeo del CubeSat será probar que el sistema de comunicaciones funciona correctamente. Para ello, se transmite una primera señal a la estación terrena para comprobar que la transmisión funciona como se desea. En este primer mensaje se suele incluir información referida al CubeSat, como puede ser su temperatura, estado de las baterías, etc. [76]

3. Verificación del Sistema de Control y Determinación de Actitud (ADCS)

En este caso, se lleva a cabo la activación del ADCS y se somete al CubeSat a una serie de maniobras como pueden ser giros de lado a lado o cabeceos hacia arriba y abajo. Esto permite verificar la capacidad del satélite de orientarse y conocer cómo interactúa con el entorno que le rodea. [76]

4. Verificación del Sistema de Potencia (EPS)

En primer lugar, como se usan baterías solares, es importante conocer su DOD (Deep of Discharge o grado de descarga) de la batería. Como el DOD y el ciclo de vida de las baterías están relacionados, cuanto más alto sea el DOD, mayor será el ciclo de vida de la batería.

Por otro lado, es importante llevar a cabo un análisis del balance de energía del satélite, para verificar que el dispositivo puede llevar a cabo la misión sin problemas. [77]

5. Verificación de la carga útil

Se verificará el correcto funcionamiento de la carga útil, en este caso, la cámara. Para ello se llevará a cabo una serie de capturas de imágenes que posteriormente serán enviadas a la estación terrena, siempre y cuando el sistema de comunicaciones funcione correctamente.

Tras estas verificaciones, es importante llevar a cabo un continuo monitoreo y mantenimiento de los diferentes subsistemas del CubeSat, para verificar su correcto funcionamiento y conocer el nivel de degradación que están sufriendo los diferentes subsistemas.

6 CONCLUSIONES

Este trabajo ha consistido principalmente en el estudio del diseño del Cubesat para que posteriormente sea puesto en órbita. Es por ello por lo que, la mayor parte del tiempo de investigación y de conversaciones con diferentes compañías y personas relacionadas con este ámbito haya sido invertido en tratar todo lo relacionado con los diferentes subsistemas que serían necesarios para llevar a cabo la misión que nos interesa.

Como se ha podido ver, aunque sea un pequeño satélite, Cubesat concretamente, los precios que hemos podido conocer de algún que otro subsistema son precios elevados, así que ya podemos imaginarnos los precios que tendría cualquier componente de un satélite artificial de más de 500 kilogramos.

Es evidente que se necesita de una profundidad de estudio mayor si en un futuro se pretende llevar esta guía a la realidad, ya que, a medida que se desarrolle el proyecto comenzarán a surgir dudas y problemas que no es posible solventar sin un equipo real para realizar pruebas, o incluso, abaratar costes o mejorar algún subsistema.

Por otro lado, sería necesario realizar un estudio mayor de todo lo relacionado con la órbita que queramos alcanzar, LEO en este caso. Desde la capacidad de todos los subsistemas de operar en dicha órbita, lo cual se supone que no debería haber problemas hasta un posible diseño exclusivo de órbita para nuestra misión, lo cual aumentaría considerablemente el presupuesto necesario para ello.

A pesar de lo comentado anteriormente respecto a los altos presupuestos necesarios para llevar a cabo una misión como esta, es una muy buena opción tanto para estudios científicos concretos, ya que permite la asociación de varias empresas que tengan intereses similares y así abaratando los costes, así como herramienta educativa mientras se ajusten los presupuestos de forma exhaustiva, ya que al ser un mercado que está en auge, existe la posibilidad de recibir, por difícil que parezca, financiación de instituciones gubernamentales o incluso de la Agencia Espacial Europea.

Todo lo anterior, sumado a que el auge de este sector permitirá en unos años avances tecnológicos, que seguro provocarán una bajada de precio en todos los componentes y subsistemas necesarios, hacen pensar en un futuro prometedor para el acceso al espacio con el uso de Cubesats o pequeños satélites.

REFERENCIAS

- [1] “Satellite communication - Spacecraft, Orbit, Signals | Britannica.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://www.britannica.com/technology/satellite-communication/Development-of-satellite-communication>
- [2] “ESA - La ISS: la Estación Espacial Internacional.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Habla_ISS/font_size_2_La_ISS_la_Estacion_Espacial_Internacional_font
- [3] “Tipos De Satélites: Diferencias En Sus Funciones Y Utilidad.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://eos.com/es/blog/tipos-de-satelites/>
- [4] Centre national d'études spatiales (France) and Impr. Messages), “Spacecraft techniques and technology. Volume 3, Platforms,” 2005.
- [5] “e-REDING. Biblioteca de la Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: https://biblus.us.es/bibing/proyectos/abreproy/11603/fichero/Memoria%252F04_Cap%C3%ADtulo+I+-+Comunicaciones+v%C3%ADa+sat%C3%A9lite.pdf
- [6] “ESA - Satellite frequency bands.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: https://www.esa.int/Applications/Connectivity_and_Secure_Communications/Satellite_frequency_bands
- [7] “La Carrera Espacial paso a paso.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: https://www.nationalgeographic.com.es/llegada-del-hombre-a-la-luna/carrera-espacial-paso-a-paso_14369
- [8] “CAPÍTULO I-COMUNICACIONES VÍA SATÉLITE”, Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: https://biblus.us.es/bibing/proyectos/abreproy/11603/fichero/Memoria%252F04_Cap%C3%ADtulo+I+-+Comunicaciones+v%C3%ADa+sat%C3%A9lite.pdf#:~:text=La%20mejor%20forma%20de%20comenzar,repeticio%C3%B3n%20de%20se%C3%B1ales%20de%20radiofrecuencia.
- [9] “Breve historia de la UIT”, Accessed: Sep. 05, 2023. [Online]. Available: <http://itu.int/go/KRXR>
- [10] “Estudiantes de la US lanzan con éxito un CubeSat | STCE Universidad de Sevilla.” Accessed: Sep. 05, 2023. [Online]. Available: <https://stce.us.es/noticias/estudiantes-de-la-us-lanzan-con-exito-un-cubesat>
- [11] “MIURA 1.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://www.pldspace.com/es/miura-1>
- [12] “CubeSat Design Specification Rev. 14.1 The CubeSat Program, Cal Poly SLO CubeSat Design Specification Cal Poly-San Luis Obispo, CA Document Classification X Public Domain”.
- [13] N. CubeSat Launch Initiative, “CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers”.
- [14] “ESA - El CubeSat español Xatcobeo.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Spain/El_CubeSat_espanol_Xatcobeo
- [15] “Xatcobeo (Dieste) - eoPortal.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://www.eoportal.org/satellite-missions/xatcobeo#spacecraft>
- [16] “Alén Space celebra los 10 años del lanzamiento de Xatcobeo.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://alen.space/es/alen-space-celebra-los-10-anos-del-lanzamiento-de-xatcobeo/>
- [17] “Starling.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/mission/starling/>
- [18] “Mission Overview | TROPICS.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://tropics.ll.mit.edu/CMS/tropics/Mission-Overview>

- [19] “The TROPICS CubeSat | TROPICS.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://tropics.ll.mit.edu/CMS/tropics/The-MicroMAS-2-Cubesat>
- [20] “International Partners Provide Science Satellites for America’s Space Launch System Maiden Flight - NASA.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/humans-in-space/international-partners-provide-science-satellites-for-americas-space-launch-system-maiden-flight/>
- [21] “BioSentinel: DNA Damage-and-Repair Experiment Beyond Low Earth Orbit!”, Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/03/biosentinel_fact_sheet-16apr2019_508_0.pdf?emrc=df4838
- [22] “Heliophysics CubeSat to Launch on NASA’s SLS - NASA.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/science-research/heliophysics/heliophysics-cubesat-to-launch-on-nasas-sls/>
- [23] “International Partners Provide Science Satellites for America’s Space Launch System Maiden Flight - NASA.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/humans-in-space/international-partners-provide-science-satellites-for-americas-space-launch-system-maiden-flight/>
- [24] “Solar System Exploration Research Institute (SSERVI) - SSERVI.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://sservi.nasa.gov/articles/lunar-flashlight/>
- [25] L. McNutt, L. Johnson, D. Clardy, J. Castillo-Rogez, A. Frick, and L. Jones, “Near-Earth Asteroid Scout.” 2014.
- [26] J. Hernando-Ayuso *et al.*, “SSC17-III-07 Trajectory Design for the JAXA Moon Nano-Lander OMOTENASHI”.
- [27] “SkyFire (spacecraft) - Wikipedia, la enciclopedia libre.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: [https://es.wikipedia.org/wiki/SkyFire_\(spacecraft\)](https://es.wikipedia.org/wiki/SkyFire_(spacecraft))
- [28] “Three DIY CubeSats Score Rides on NASA’s First Flight of Orion, Space Launch System - NASA.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/news-release/three-diy-cubesats-score-rides-on-nasas-first-flight-of-orion-space-launch-system/>
- [29] “AFSPCMAN 91-710 System Safety Requirements Implementation Guide SEAL-SSD-001,” 2021.
- [30] C. Poly and C. Laboratory Proprietary, “CubeSat Inspection and Fit-Check Procedure (CIFP) CHANGE HISTORY LOG Date Rev Author Description of Changes 3/31/2020 2.0W Alicia Johnstone Initial release of CIFP for public use.”
- [31] “NASA Procedural Requirements NPR 8715.6B COMPLIANCE IS MANDATORY FOR NASA EMPLOYEES NASA Procedural Requirements for Limiting Orbital Debris and Evaluating the Meteoroid and Orbital Debris Environments,” 2017. [Online]. Available: <https://nodis3.gsfc.nasa.gov>.
- [32] S. Fina and M. DE ÁS Radioaficionados, “¿QUIERES ENVIAR UN CUBESAT AL ESPACIO? ”, Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: www.tutiendaderadio.com
- [33] “Small Sats Testing | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/small-satellites/>
- [34] “EMI/EMC Testing for Small Sats | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/electromagnetic-compatibility-emc-emi-testing-of-small-sats/>
- [35] “SRS Shock Testing for Small Sats | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/shock-response-spectrum-srs-testing-for-small-sats/>
- [36] “Thermal Vacuum Test for Small Sats | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/thermal-vacuum-test-small-sats/>
- [37] “TID Irradiation Testing for Small Sats | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available:

- <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/tid-irradiation-testing-for-small-sats/>
- [38] “Vibration Testing for Small Sats | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/vibration-testing-for-small-sats/>
- [39] “Static Magnetic Field test for flight equipment and GSE | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/static-magnetic-field-test-for-flight-equipment-and-gse/>
- [40] “Constant Acceleration Test - EEE Parts Database | doEEEt.com.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.doeet.com/content/alter-technology-laboratory-services/small-sats-testing/constant-acceleration-testing/>
- [41] “CubeSat.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.cubesat.org/>
- [42] C. Nieto-Peroy and M. R. Emami, “CubeSat mission: From design to operation,” *Applied Sciences (Switzerland)*, vol. 9, no. 15, Aug. 2019, doi: 10.3390/app9153110.
- [43] “Plataforma 3U | Alén Space.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://products.alen.space/es/products/plataforma-3u/>
- [44] “Plataforma 2U | Alén Space.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://products.alen.space/es/products/plataforma-2u/>
- [45] “3U CubeSat Bus - ISISPACE.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.isispace.nl/product/3u-cubesat-bus/>
- [46] “3U Platform - EnduroSat.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/products/3u-platform/>
- [47] “ISIPOD CubeSat Deployer - ISISPACE.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.isispace.nl/product/isipod-cubesat-deployer/>
- [48] “ESA - Telemetry & Telecommand.” Accessed: Sep. 05, 2023. [Online]. Available: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Onboard_Computers_and_Data_Handling/Telemetry_Telecommand
- [49] E. ; Hanisch, G. ; Vega Leañez, S. ; Rodríguez, E. M. Y. López, and J. G. García, “DISEÑO PRELIMINAR DE LA OBC Y EL ADCS PARA EL SATELITE UNIVERSITARIO USAT1”.
- [50] “GOMspace | NanoMind A3200.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://gomspace.com/shop/subsystems/command-and-data-handling/nanomind-a3200.aspx>
- [51] “Skyline Celestial.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://skyline.earth/>
- [52] “CubeSat On-Board Computer - Main Bus Unit SatBus 3C2 | NanoAvionics.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://nanoavionics.com/cubesat-components/cubesat-on-board-computer-main-bus-unit-satbus-3c2/>
- [53] “CubeSat Products - All of our Modules, Platforms and Structures.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/products/#cubesat-obc>
- [54] “Onboard Computer with GNSS | CubeSat by EnduroSat.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-obc/onboard-computer-gnss/>
- [55] “TRISKEL: OBC, TTC y OBSW en un único módulo | Alén Space.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://products.alen.space/es/products/triskel-obc-ttc/>
- [56] “ISIS On Board Computer - ISISPACE.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.isispace.nl/product/on-board-computer/>
- [57] “Magnetopar - Wikipedia, la enciclopedia libre.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://es.wikipedia.org/wiki/Magnetopar>
- [58] Y. Nurgizat, A. A. Ayazbay, D. Galayko, G. Balbayev, and K. Alipbayev, “Low-Cost Orientation Determination System for CubeSat Based Solely on Solar and Magnetic Sensors,” *Sensors*, vol. 23, no.

- 14, Jul. 2023, doi: 10.3390/s23146388.
- [59] “3U Solar Panel - EnduroSat.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/products/3u-solar-panel/>
- [60] “GNSS-701 - Satellite GNSS receiver | AAC SpaceQuest.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.aac-clyde.space/what-we-do/space-products-components/adcs/gnss-701>
- [61] J. Enrique Salamanca, J. Castro Avellaneda, and A. Grajales Henríquez, “Design and implementation of a power management module for pico-satellite type CUBESAT,” vol. 16, pp. 55–67, 2012.
- [62] A. Gonzalo Ulloa de Souza, “Escola Tècnica Superior d’Enginyeries Industrial y Aeronàutica de Terrassa UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA”.
- [63] “1.5U Solar Panel CubeSat Solar Panel | CubeSat by EnduroSat.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-solar-panels/1-5u-solar-panel-xy/#request-step-modal>
- [64] “GOMspace | P110 Solar Panel.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://gomspace.com/shop/subsystems/power/p110-solar-panel.aspx>
- [65] “CubeSat GaAs Solar Panel | NanoAvionics.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://nanoavionics.com/cubesat-components/cubesat-gaas-solar-panel/>
- [66] “Small satellite | CubeSat Solar Panels - ISISPACE.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: https://www.isispace.nl/product/isis-cubesat-solar-panels/?attribute_configuration=1-Unit+Solar+Panel
- [67] “Frecuencias de radioaficionados.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://laradiocb.es/frecuencias-de-radioaficionados/>
- [68] “GUÍA PARA LA SOLICITUD DE RECURSOS ÓRBITA-ESPECTRO: TRAMITACIÓN DE FILINGS EN LA UIT Y TÍTULOS HABILITANTES”, [Online]. Available: https://advancedigital.mineco.gob.es/espectro/servicios-espaciales/Documents/GuiaSolicitudROEv1_0.pdf
- [69] “UHF Transceiver II - EnduroSat.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/products/uhf-transceiver-ii/>
- [70] “UHF Antenna III - EnduroSat.” Accessed: May 14, 2024. [Online]. Available: <https://www.endurosat.com/products/uhf-antenna-iii/>
- [71] “Ground station kit - CubeSatShop.com.” Accessed: Feb. 28, 2024. [Online]. Available: <https://www.cubesatshop.com/product/ground-station-kit/>
- [72] “ESA - Rideshare multiple launch service.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/04/Rideshare_multiple_launch_service
- [73] “Colibri programme | B2Space.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://b2-space.com/colibri-programme/>
- [74] “Blog B2Space | B2Space.” Accessed: Nov. 17, 2023. [Online]. Available: <https://b2-space.com/blog-b2space/>
- [75] C. Mengü, *Definition and Requirements of Small Satellites Seeking Low-Cost and Fast-Delivery International Academy of Astronautics*. 2017. [Online]. Available: www.iaaweb.org
- [76] “So You Launched a Satellite, Now What? | NESDIS.” Accessed: Jun. 30, 2024. [Online]. Available: <https://www.nesdis.noaa.gov/news/so-you-launched-satellite-now-what>
- [77] “Functional Testing of the Electrical Power System of the MIST Satellite STEFANO BARRA KTH ROYAL INSTITUTE OF TECHNOLOGY SCHOOL OF ENGINEERING SCIENCES”.