

UNIVERSIDAD MIGUEL HERNÁNDEZ DE ELCHE

ESCUELA POLITÉCNICA SUPERIOR DE ELCHE

GRADO EN INGENIERÍA DE TECNOLOGÍAS DE  
TELECOMUNICACIÓN



Propuesta y diseño de un nanosatélite de  
comunicaciones para fines educativos

TRABAJO FIN DE GRADO

Junio - 2020

AUTOR: Carlos Orts Torres

DIRECTORES: Jose Antonio Carrasco Hernández

David Marroquí Sempere



## **AGRADECIMIENTOS**

A la UMH y la EPSE por concederme la beca de prácticas en actividades de fomento en la investigación que ha hecho posible la realización de este trabajo

A mis tutores David y Jose Antonio por su valioso apoyo y brindarme la oportunidad de poder realizar este proyecto

A Elena por la realización de un magnifico logo dando al proyecto de un color especial

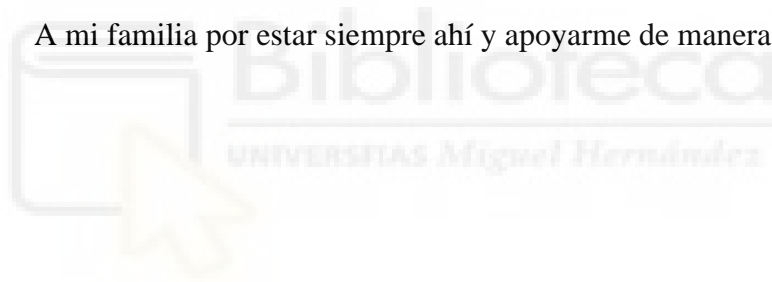
A Miguel por escucharme y aconsejarme sobre cualquier idea que tuviese y sobre las comunicaciones del nanosatélite

A Héctor por estos últimos dos años trabajando juntos para los estudiantes y dar la importancia que se merece a las buenas formas en los textos

A mis compañeros de clase por ser una pieza fundamental a lo largo de estos años, que sin ellos no hubiera sido posible llegar hasta aquí

A mi abuelo por ser un ejemplo de motivación y trabajo constante a pesar de los inconvenientes

A mi familia por estar siempre ahí y apoyarme de manera incondicional

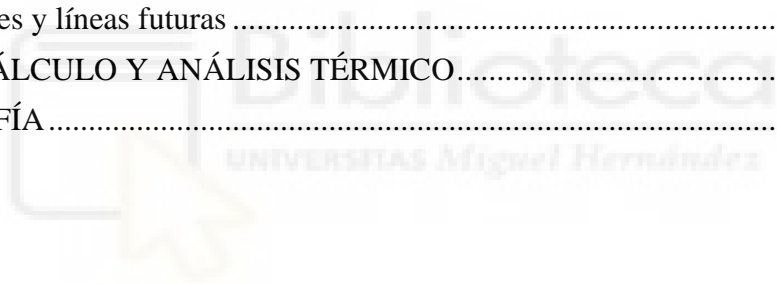




# ÍNDICE DE CONTENIDOS

AGRADECIMIENTOS.....	3
1. INTRODUCCIÓN.....	15
1.1. Motivación.....	15
1.2. Objetivos.....	15
2. ESTADO DEL ARTE .....	16
3. DISEÑO DE LA MISIÓN.....	18
3.1. Fases de desarrollo.....	18
3.2. Definición de objetivos.....	19
3.3. Requisitos técnicos .....	20
3.3.1. Requisitos funcionales .....	20
3.3.2. Requisitos de misión.....	21
3.3.3. Requisitos de interfaz .....	21
3.3.4. Requisitos ambientales .....	21
3.3.5. Requisitos operacionales .....	22
3.3.6. Requisitos de factor humano .....	22
3.3.7. Requisitos de apoyo logístico .....	23
3.3.8. Requisitos físicos.....	23
3.3.9. Requisitos de viabilidad.....	23
3.3.10. Requisitos de diseño .....	23
3.4. Condiciones ambientales en la órbita terrestre .....	24
3.4.1. Fase de lanzamiento.....	24
3.4.2. Radiación solar .....	24
3.4.3. Cinturón de Van Allen.....	25
3.4.4. Radiación en sistemas electrónicos .....	26
3.4.5. Radiación térmica .....	27
3.5. Diseño de la órbita.....	28
3.5.1. Astrodinámica.....	28
3.5.2. Simulación orbital.....	31
3.6. Lanzadera orbital .....	35
3.7. Riesgos y limitaciones .....	37
3.7.1. Concepto de gestión de riesgos .....	37
3.7.2. Análisis de riesgos de la misión .....	39
3.8. Imagen de la misión.....	43
4. CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA.....	45
4.1. Funciones del sistema.....	45
4.2. Estructura.....	47

4.3. Control térmico.....	48
4.4. Telemetría.....	49
4.5. Subsistema de control y determinación de actitud .....	56
4.6. Ordenador de abordó .....	62
4.7. Carga.....	66
4.7.1. Módulo de comunicaciones .....	66
4.7.2. Sensorización.....	70
4.7.3. Cámara fotográfica .....	72
4.7.4. Módulo desorbitador.....	74
4.8. Sistema de gestión de potencia.....	75
4.9. Estación terrena .....	81
4.10. Conjunto del nanosatélite .....	86
5. Gestión del proyecto .....	89
5.1. Presupuesto.....	89
5.2. Planificación .....	91
6. Actividades educativas .....	94
7. Conclusiones y líneas futuras .....	95
ANEXO I: CÁLCULO Y ANÁLISIS TÉRMICO.....	97
BIBLIOGRAFÍA.....	101



# ÍNDICE DE FIGURAS

Fig. 1: Desglose fases de proyecto [15].....	19
Fig. 2: Espectro del ruido acústico del Vega C [17].....	24
Fig. 3: Espectro de radiación solar de la Tierra [18] .....	25
Fig. 4: Representación conceptual de los cinturones de Van Allen [22].....	26
Fig. 5: Representación de las cargas en una unión NP de silicio después de un impacto con un ión (a), la deriva de las cargas (b) y su difusión en la unión. [19].....	27
Fig. 6: Ambiente térmico típico para una nave espacial [17].....	28
Fig. 7: Geometría de la elipse y parámetros orbitales [25].....	29
Fig. 8: Geometría de un satélite sobrevolando por encima de una estación de control [17] .....	30
Fig. 9: Órbita circular a altitud 12.500 km con inclinación de 49°.....	31
Fig. 10: Órbita circular a altitud 850 km con inclinación de 49°.....	33
Fig. 11: Localización geográfica de distintas estaciones de control.....	34
Fig. 12: En celeste, área geográfica de contacto por radio entre la UMH y Kaunas.....	35
Fig. 13: Múltiples satélites en configuración rideshare [26] .....	36
Fig. 14: Parámetros de entrada para la estimación de riesgos.....	39
Fig. 15: Magnitud estimada de los distintos riesgos.....	40
Fig. 16: Logo de la misión Dédalo .....	43
Fig. 17: Árbol de producto de la misión Dédalo .....	46
Fig. 18: Estructura 3U Cubesat [39].....	47
Fig. 19: Calentador flexible recubierto de Kapton [40].....	49
Fig. 20: Distintas capas del modelo OSI [45].....	52
Fig. 21: Construcción de paquetes S y U .....	52
Fig. 22: Construcción de paquetes I .....	52
Fig. 23: Transceptor VHF/UHF destinado a telemetría [46].....	54
Fig. 24: Sistema de comunicación SDR ADALM-PLUTO [47].....	54
Fig. 25: Antena desplegable VHF/UHF para CubeSats [48].....	55
Fig. 26: Receptor GNSS [51] .....	57
Fig. 27: Antena GNSS [52] .....	57
Fig. 28: Volante de inercia [57].....	60
Fig. 29: Motores DC para el modelo educativo [58].....	61
Fig. 30: Integrado de sensores ADCS para modelos educativo [60].....	62
Fig. 31: Ordenador de a bordo [56] .....	65
Fig. 32: Módulo de comunicaciones [64].....	68
Fig. 33: Patrón de la antena multibanda [65].....	69
Fig. 34: Sensor de radiación ionizante [66].....	70
Fig. 35: Magnetómetro del modelo educativo [68] .....	71
Fig. 36: Contador Geiger del modelo educativo [69].....	72
Fig. 37: Cámara fotográfica para el modelo orbital [70].....	73
Fig. 38: Cámara fotográfica del modelo educativo [71] .....	74
Fig. 39: Imagen conceptual del módulo desorbitador [75].....	75
Fig. 40: Fuentes de energía según la duración y potencia de la misión [75].....	75
Fig. 41: Placa solar 3U [54].....	77
Fig. 42: Panel solar del modelo educativo [77] .....	78
Fig. 43: Módulo de batería y gestión de potencia [78].....	79
Fig. 44: Batería del modelo educativo [79] .....	81
Fig. 45: Conjunto de antenas VHF y UHF para estación terrena.....	82
Fig. 46: Parabólica de 1.9m para estación terrena [81] .....	83

Fig. 47: Motor de control azimutal y de elevación para la estación terrena [82] .....	84
Fig. 48: Transceptor SDR de la estación terrena [83] .....	85
Fig. 49: Ejemplo de receptor FM para VHF usando GNU radio [85].....	85
Fig. 50: Ejemplo de una pantalla del control de misión Major Tom [86] .....	86
Fig. 51: Diagrama funcional del modelo orbital.....	88
Fig. 52: Diagrama de Gantt del proyecto .....	93





## ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1: Relación entre la altitud y el tiempo de visión .....	31
Tabla 2: Tiempo de visión para un semieje mayor de 12.500 km.....	32
Tabla 3: Tiempo de eclipse para un semieje mayor de 12.500 km .....	32
Tabla 4: Tiempo de visión para un semieje mayor de 850 km.....	33
Tabla 5: Tiempo de eclipse para un semieje mayor de 850 km .....	34
Tabla 6: Tiempos de contacto en distintas localizaciones .....	35
Tabla 7: Lista de lanzaderas capacitadas para rideshare [17], [27]–[30] .....	36
Tabla 8: Esquema de puntuación de la severidad y sus consecuencias.....	38
Tabla 9: Esquema de puntuación de probabilidad.....	38
Tabla 10: Índice de riesgo y magnitud .....	38
Tabla 11: Magnitud del riesgo y acciones propuestas para cada riesgo.....	38
Tabla 12: Estimación de los índices de riesgo.....	41
Tabla 13: Medidas de actuación ante diversos riesgos.....	43
Tabla 14: Especificaciones de la estructura [38] .....	47
Tabla 15: Especificaciones de la estructura modelo educativo .....	48
Tabla 16: Parámetros característicos del control térmico.....	48
Tabla 17: Parámetros de las señales de telemetría .....	50
Tabla 18: Balance resumido del enlace de telemetría .....	51
Tabla 19: Características del transceptor comercial [46] .....	53
Tabla 20: Característica del SDR modelo educativo.....	54
Tabla 21: Características de antenas desplegadas VHF/UHF [48] .....	55
Tabla 22: Características antenas VHF/UHF modelo educativo.....	56
Tabla 23: Características del receptor GNSS [51].....	57
Tabla 24: Características de la antena GNSS [52] .....	57
Tabla 25: Característica del receptor GNSS del modelo educativo [53].....	58
Tabla 26: Características giroscopio de la placa solar [54] .....	59
Tabla 27: Características sensor solar de la placa solar [54].....	59
Tabla 28: Características del magnetopar 3U [54] .....	59
Tabla 29: Características del magnetopar 1.5U [55] .....	60
Tabla 30: Características ADCS del ordenador de abordaje [56] .....	60
Tabla 31: Característica del volante de inercia [57] .....	60
Tabla 32: Características del volante de inercia para el modelo educativo [58].....	61
Tabla 33: Características del sensor solar del modelo educativo [59] .....	61
Tabla 34: Características de sensores ADCS para modelo educativo [60] .....	62
Tabla 35: Características del OBC comercial [56].....	65
Tabla 36: Característica del OBC para el modelo educativo [63].....	66
Tabla 37: Características de la señal del módulo de comunicaciones .....	67
Tabla 38: Balance de enlace del módulo de comunicaciones .....	67
Tabla 39: Características del módulo de comunicación del modelo orbital [64] .....	68
Tabla 40: Características de la antena multibanda [65].....	69
Tabla 41: Características del sensor de radiación [66] .....	70
Tabla 42: Características del sensor de temperatura del modelo educativo [67] .....	71
Tabla 43: Características del magnetómetro del módulo educativo [68] .....	71
Tabla 44: Características del sensor de radiación del modelo educativo [69].....	72
Tabla 45: Características de la cámara fotográfica [70] .....	73
Tabla 46: Características de la cámara del modelo educativo [71] .....	73
Tabla 47: Características del módulo desorbitador [74].....	74
Tabla 48: Características de los paneles solares 3U [54] .....	76
Tabla 49: Características de los paneles solares 1.5U con magnetopar [55].....	77

Tabla 50: Características de los paneles solares 1U [76] .....	77
Tabla 51: Características de las placas solares del modelo educativo [77] .....	78
Tabla 52: Características del módulo de gestión de potencia [78] .....	79
Tabla 53: Balance de energía de los distintos sistemas .....	80
Tabla 54: Balance de energía en órbita .....	80
Tabla 55: Características de la batería del modelo educativo [79] .....	81
Tabla 56: Características antena VHF de la estación terrena [80] .....	82
Tabla 57: Características antena UHF de la estación terrena [80] .....	82
Tabla 58: Características de la parabólica de la estación terrena [81] .....	83
Tabla 59: Características del rotor para la estación terrena [82] .....	83
Tabla 60: Características del transceptor de la estación terrena [83] .....	84
Tabla 61: Resumen de los componentes y balance de masas del modelo orbital .....	87
Tabla 62: Resumen de los componentes y balance de masas del modelo educativo .....	88
Tabla 63: Presupuesto de la misión junto al modelo orbital .....	90
Tabla 64: Presupuesto del modelo educativo .....	91
Tabla 65: Lista de actividades del proyecto .....	92



## ABREVIATURAS

ADCS	Attitude Determination and Control System
AMSAT	Radio Amateur Satellite Corporation
ASCII	American Standard Code for Information Interchange
BPSK	Binary phase-shift keying
CAN	Controller Area Network
CMOS	Complementary Metal-Oxide-Semiconductor
CPM	Cuentas Por Minuto
CSI	Camera Serial Interface
CW	Continuous Wave
DC	Direct Current
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
FCS	Frame-Check Sequence
FM	Frequency Modulation
FPGA	Field-Programmable Gate Array
FSK	Frequency-shift keying
GaAs	Arseniuro de Galio
GLONASS	Global Navigation Satellite System
GMAT	General Mission Analysis Tool
GMSK	Gaussian Minimum Shift Keying
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPIO	General-Purpose Input/Output
HDLC	High Level Data Link Control
HDMI	High-Definition Multimedia Interface
I <sup>2</sup> C	Inter-Integrated Circuit

IARU	International Amateur Radio Union
ID	Identificador
ISO	International Standards Organization
LEO	Low Earth Orbit
LNA	Low Noise Amplifier
MEO	Medium Earth Orbit
MPPT	Maximum Power Point Tracking
MRAM	Magnetoresistive Random-Access Memory
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NiMH	Nickel Metal Hydride
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration
OASPL	Overall Acoustic Sound Pressure Level
OSI	Open System Interconnection
OTS	Off-The-Shelf
PID	Protocol Identifier
RHCP	Right Hand Circular Polarization
RPM	Revoluciones Por Minuto
QPSK	Quadrature phase-shift keying
RGB	Red Green Blue
SDR	Software Defined Radio
SEL	Single-Event Latch-up
SEU	Single-Event Upset
SNR	Signal-to-Noise Ratio
SoC	System on a Chip
SPI	Serial Peripheral Interface

TBA	To Be Announced
TFG	Trabajo de Fin de Grado
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter
UHF	Ultra High Frequency
UIT	Unión Internacional de Telecomunicaciones
ULA	United Launch Alliance
UMH	Universidad Miguel Hernández
USB	Universal Serial Bus
VHF	Very High Frequency





# 1. INTRODUCCIÓN

## 1.1. Motivación

Durante los últimos años el acceso a la órbita terrestre y al espacio exterior se ha convertido en una tarea menos costosa en términos económicos y tecnológicos, gracias a una tendencia a la reducción de los costes de lanzamiento, la estandarización y comercialización de los componentes que conforman los sistemas dentro de la misión. De esta manera el acceso al espacio ya no es exclusivo de países con gran capacidad económica o de distintas agencias espaciales, abriendo así la posibilidad a universidades, instituciones y empresas privadas a desarrollar sus propias misiones y soluciones dentro del sector espacial.

Uno de los aspectos menos desarrollados es la utilización de misiones espaciales dedicada a la educación y enseñanza de conocimientos interdisciplinarios. Un satélite en la órbita terrestre se encuentra en un entorno dinámico y real, en comparación de métodos más tradicionales en la adquisición de conocimientos prácticos que suelen realizarse en entornos estáticos, controlados, y por lo tanto predecibles. Por ello un sistema satelital educativo permitiría a los estudiantes recabar datos e información directamente de este y aplicar conocimientos sobre comunicación, transmisión de datos, recopilación e interpretación de estos mismos datos o gestión de potencia. De esta manera no solo se favorecería el aprendizaje en diversos ámbitos, sino que también sería una fuente de motivación hacia los estudiantes al tratarse de un reto real.

## 1.2. Objetivos

El objetivo a alcanzar con este TFG consiste en definir las características que debe cumplir un nanosatélite para que pueda ser utilizado como herramienta de aprendizaje, así como el diseño de los sistemas y subsistemas que lo forman teniendo en cuenta en todo momento la viabilidad del propio proyecto.

Para que el proyecto sea viable su realización será necesario cumplir con diversos requisitos:

- Mantener un coste económico reducido, no superando los 400 mil euros
- Un tiempo mínimo en órbita de 5 años
- Mantener un tiempo de contacto mínimo de 30 minutos entre el nanosatélite y la estación terrena
- Sistema reconfigurable que permita modificar los parámetros del módulo de comunicación de forma segura sin afectar al funcionamiento del resto de elementos
- Diseñar el sistema basado en los estándares consolidados de *Cubesat* y ECSS

## 2. ESTADO DEL ARTE

La principal idea del proyecto es la de utilizar un nanosatélite para que los docentes puedan incorporarlo como una herramienta más en el desarrollo de sus clases. Para ello el proyecto se basa en métodos de aprendizaje activo donde el estudiantado realiza actividades, ya sea de forma individual o cooperativa, con el objetivo de resolver una serie de situaciones o problemas. A partir de diversos estudios se ha demostrado, que métodos donde el estudiantado tenga una participación activa en su desarrollo de aprendizaje y adquisición de competencias, se produce un incremento en el número de estudiantes que aprueban dichas asignaturas, así como una mayor satisfacción con ella. Además, se ha podido percibir una mejoría en los métodos de búsqueda de información con el objetivo de resolver dichos problemas, así como el desarrollo de las competencias transversales [1] [2]

La idea de utilizar satélites u otras tecnologías espaciales dentro del ámbito educativo no es nueva. En diversas universidades y centros de educación secundaria, se han realizado proyectos donde los estudiantes, junto al apoyo de sus docentes han conseguido diseñar, implementar y lanzar sus propios satélites. Un ejemplo sería el nanosatélite *AALTO-1* que fue desarrollado por estudiantes de la universidad de Aalto en Finlandia tras cinco años de trabajo [3]. El principal objetivo de la misión era el demostrar distintas tecnologías de análisis espectral, monitorización de radiación y, tras terminar su vida útil, desorbitar el satélite para evitar que se convierta en basura espacial. La realización del proyecto del satélite *AALTO-1* ha sido también una oportunidad para la realización de distintas publicaciones sobre el propio desarrollo [4] [5] y sobre los resultados de los experimentos que iban a bordo del nanosatélite [6] [7].

En otros casos no es necesario desarrollar todo el satélite para aprovechar los conocimientos que brinda la tecnología espacial, sino que a partir de satélites que se encuentran actualmente en funcionamiento pueden ponerse en práctica diversos conceptos. En la universidad de Stuttgart, en Alemania, se desarrolló un sistema donde los estudiantes a partir de los satélites meteorológicos NOAA procesaban su señal bruta y se desarrollaban distintos algoritmos utilizando el programa matemático *MATLAB* para obtener la imagen final que se había tomado en el satélite [8]. Otro ejemplo de la utilización de satélites es el proyecto planteado en la universidad de Viena, en Austria, donde se preparó una estación terrestre multipropósito modular que permite de manera sencilla realizar modificaciones al sistema para poder utilizar distintas bandas de frecuencia. En este caso los estudiantes tienen la oportunidad de experimentar una comunicación real con varios satélites, realizar un análisis espectral de las señales recibidas, añadir a dichas señales atenuaciones o ruidos para comprobar cómo se degrada la señal o, el diseño de algoritmos para el seguimiento de distintos satélites ya que para la antena utilizada giraba utilizando un único motor [9].

Por otro lado, varios miembros de AMSAT desarrollaron un simulador de *Cubesat* para ser utilizado como herramienta educativa y para realizar demostraciones. En ella se pretende introducir conceptos básicos de nanosatélites como pueden ser la recepción de telemetría y la interpretación de dichos datos para obtener la situación en la que se encuentra o la gestión de la potencia a partir de la energía recibida por las placas solares [10]–[13].

Del análisis realizado del estado del arte respecto a la relación entre la educación y el sector espacial se ha podido observar que en el ámbito educativo se utilizan satélites y



aspectos relacionados con la tecnología espacial como puede ser el enfoque en el diseño y construcción de nanosatélites o aprovechando las señales disponibles de los satélites comerciales. Además, se ha observado el desarrollo de un simulador de nanosatélite para ser utilizado en la educación, pero este está compuesto únicamente por los sistemas necesarios para que pueda funcionar sin disponer de ningún elemento que funcione como carga y que permita cumplir con algún objetivo en concreto. Por lo que tomando como base dicho desarrollo, se propone una versión con un mayor nivel de detalle y de comportamiento semejante al de una misión real.



### 3. DISEÑO DE LA MISIÓN

Un primer paso del desarrollo del proyecto consiste en analizar los requisitos, objetivos, el proceso que debe seguirse y el alcance de la misión; entendiendo la misión como una serie de objetivos y planes que deben cumplirse a partir de un conjunto de sistemas. Para mantener un orden y calidad esperado en el sector espacial se seguirán los estándares creados por la *Cooperación Europea para la Estandarización del Espacio* (ECSS). Respecto a la organización del proyecto se seguirá el estándar *ECSS-M-ST-10C* [14] que define los requisitos y alcance respecto a la definición de la misión, las distintas fases de desarrollo y sobre cómo debe organizarse el proyecto para que se realicen todas las tareas necesarias.

#### 3.1. Fases de desarrollo

El ciclo de vida de un proyecto espacial suele dividirse en 7 fases. En cada fase se realizan actividades a nivel de sistemas o de producto relacionadas directamente con los objetivos esperados. Dependiendo del proyecto, puede suceder que una o varias actividades se solapen temporalmente entre distintas fases. Las fases se clasifican de la siguiente manera:

- **Fase 0 – Análisis de la misión/ Identificación de necesidades**

Es la parte introductoria de todo proyecto espacial, en ella se deben identificar las características y necesidades de la misión, cuál sería el desempeño esperado y definir la dependencia y límites seguros de operación respecto a las condiciones del entorno en el que se van a operar, así como desarrollar, de manera preliminar, los requisitos técnicos, costes económicos y el riesgo asociado.

- **Fase A – Viabilidad**

En esta parte del proyecto se establecen los planes de gestión, ingeniería de sistemas, de calidad y control de riesgos. Elaborar posibles sistemas y arquitecturas del sistema acorde con las necesidades y objetivos de la misión, determinando el nivel de incertidumbre y riesgos, así como proponer distintas soluciones técnicas, cuantificar y caracterizar que elementos del sistema son críticos debido a sus requisitos técnicos y económicos.

- **Fase B – Definición preliminar**

Durante la fase de definición preliminar se elaborarán el tiempo de desarrollo y coste estimado del proyecto. Deben confirmarse las soluciones técnicas y operacionales propuestas en la fase anterior, así como justificar la utilización de dichas soluciones junto a un diseño preliminar del conjunto del sistema. Se realizará el árbol del producto, la estructura de trabajo y el árbol de especificaciones. Se comienza el desarrollo de elementos críticos y de elementos que tengan una larga duración en el tiempo. Deben elaborarse los planes de mitigación y eliminación de basura espacial. Por último, se realizan si fueran necesarios, los acuerdos con instituciones y empresas.

- **Fase C – Definición detallada**

Durante esta fase se termina de realizar un diseño detallado de todos los sistemas y componentes que lo conforman. A lo largo de la fase se desarrollará, producirá y comprobará el funcionamiento de las soluciones técnicas y de los por separado y, una vez comprobado que cumple con los requisitos esperados, se ensambla e integra cada una de

las partes del sistema. Por último se redactará una versión preliminar del manual de usuario.

- **Fase D – Certificación y producción**

A lo largo de esta fase se realizarán las distintas certificaciones y verificaciones pertinentes para que pueda ser utilizado en el espacio. Se debe terminar de producir y montar cualquier elemento relacionado con el satélite y la estación de control, ya sea *hardware* o *software*.

- **Fase E – Utilización**

Durante esta fase se produce el lanzamiento del sistema espacial y se realizan todas las operaciones y objetivos para la cuál ha sido diseñado a nivel orbital y terrena.

- **Fase F – Eliminación**

Una vez se hayan alcanzado los objetivos propuestos para la misión o haya finalizado su vida útil se aplicará el plan previsto para su eliminación para evitar que se convierta en basura espacial.

En la figura 1 se presenta un resumen con las distintas fases del proyecto junto a distintas actividades generales a realizar a lo largo del tiempo, así como distinta documentación a realizar.

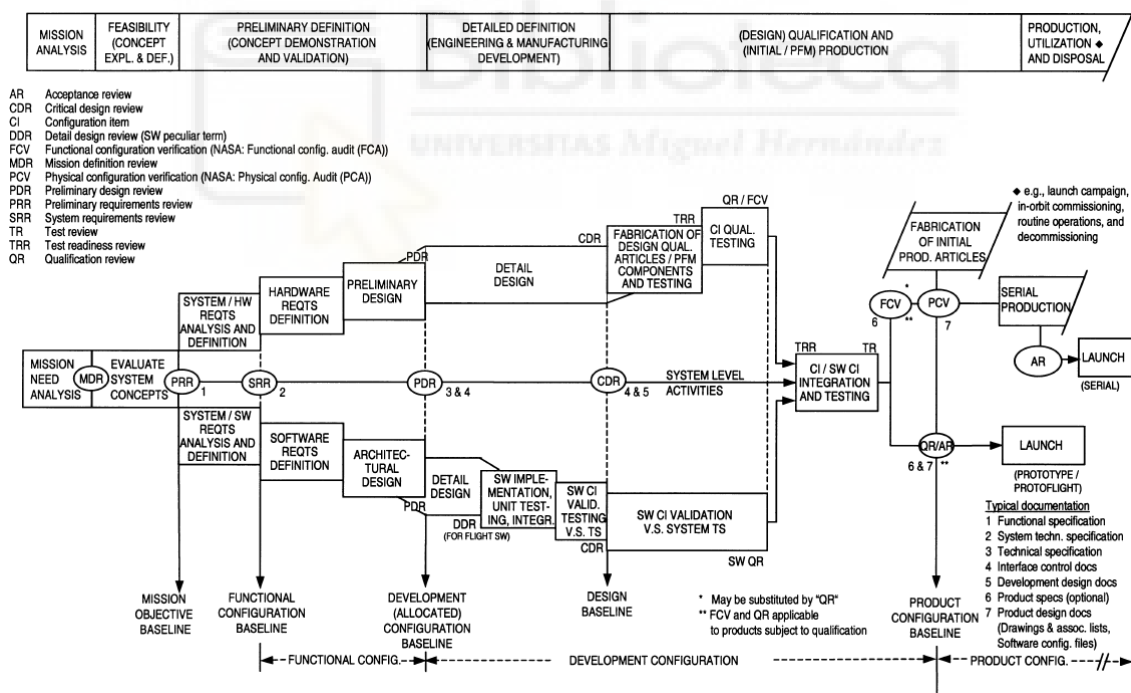


Fig. 1: Desglose fases de proyecto [15]

El alcance de este proyecto llega hasta la fase B, dejando definidas los objetivos y un diseño preliminar del proyecto dejando pendiente para su realización un primer prototipo como prueba de concepto.

### 3.2. Definición de objetivos

El objetivo principal del nanosatélite es la de servir como herramienta educativa a las estudiantes y docentes. De esta manera se podrán adquirir y reforzar conocimientos en

diversas temáticas como: el establecimiento de comunicaciones, manejo de equipos de transmisión y recepción de radio, estudio sobre la modificación de la señal recibida en la estación de control al modificares distintos parámetros, tratamiento y adquisición de imágenes, análisis de datos, estudio sobre la situación ambiental del nanosatélite u otro tipo de conceptos que no se hayan contemplado pero serían posibles realizarlo gracias a los módulos del sistema.

Para conseguir dicho objetivo, se implementará como carga un módulo de comunicaciones, que, a partir de un canal independiente a la señal de telemetría, se transmitirán diversos datos como imágenes tomadas por la cámara del nanosatélite o datos ambientales adquiridos previamente y se encuentren almacenados en memoria. La señal de comunicación se verá modificada a voluntad los principales parámetros que son:: la banda de frecuencia a la que transmite, el ancho de banda, la modulación y la tasa de transferencia de datos. Estos cambios siempre se realizarán dentro de los límites a los que han sido diseñados y cumpliendo en todo momento con la normativa internacional y estándares establecidos.

Como objetivos secundarios el microsátélite deberá ser capaz de tomar imágenes en el espectro visible de la superficie terrestre, así como obtener información sobre la temperatura en diversos puntos del nanosatélite, la incidencia del campo magnético terrestre y los niveles de radiación ionizante. Todos estos datos deberán ser transmitidos utilizando el módulo de comunicaciones.

Para evitar que el nanosatélite se convierta en basura espacial será necesario añadir un módulo desorbitador que, tras finalizar su vida útil, su altitud vaya decayendo progresivamente hasta que se desintegre en la atmósfera debido al rozamiento.

### **3.3. Requisitos técnicos**

Un aspecto clave del diseño del nanosatélite es especificar los requisitos que debe cumplir durante la etapa de diseño y a lo largo de su vida útil. Estos requisitos se pueden desglosar siguiendo el estándar *ECSS-E-ST-10-06C* [16] que define el propósito de los distintos requisitos aplicable a todo tipo de sistemas espaciales, elementos y proyectos. A continuación, se describen los requisitos técnicos establecidos para el sistema propuesto.

#### **3.3.1. Requisitos funcionales**

Son requisitos funcionales aquellos que definen como debe funcionar el sistema con el objetivo de cumplir con las necesidades de la misión. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El sistema deberá ser capaz de modificar parámetros de comunicación desde la estación de control y observar los efectos provocados por dichos cambios.
- El sistema deberá ser capaz de repetir señales de radio de tal manera que aumente el rango de emisión y recepción en la comunicación de radioaficionados.
- El sistema deberá ser capaz de obtener su temperatura, campo magnético recibido, aceleración, posición relativa a la superficie terrestre, dirección e incidencia de la luz solar y radiación ionizante y transmitirlo a los usuarios bajo demanda.

### **3.3.2. Requisitos de misión**

Son requisitos de la misión aquellos relacionados con las tareas, funciones, limitaciones o acciones debido a la propia naturaleza de la misión. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El sistema deberá tener un tiempo de contacto medio con la estación terrestre de 6 minutos.

### **3.3.3. Requisitos de interfaz**

Son requisitos de interfaz aquellos relacionados con las interconexiones o relaciones de las distintas características del producto con otros elementos. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El sistema se comunicará con la estación terrestre a través de la telemetría.
- El control de comandos del nanosatélite se realizará a través de una señal de subida dentro de la banda VHF para radioaficionados por satélite (144 – 146 Mhz) con un ancho de banda de 20 kHz
- La modulación para las señales de control es digital FSK
- Los datos de telemetría se emitirán por el nanosatélite en la banda UHF de radioaficionados por satélite (432 – 438 Mhz) con un ancho de banda de 20 kHz
- La modulación de la señal de telemetría es digital BPSK
- La baliza del nanosatélite emitirá su código de identificación utilizando la banda UHF de radioaficionados por satélite (432 – 438 Mhz) con un ancho de banda de 100 Hz.
- La modulación de la baliza será a través de tonos audibles CW en código morse
- La señal de telemetría será independiente del módulo de comunicaciones
- Las señales de control de telemetría se encontrarán codificadas y encriptadas.
- Los parámetros de la señal del módulo de comunicación serán modificados a partir de comandos enviados por telemetría a petición de la estación terrestre.
- El nanosatélite dispone de un repetidor de señal que serán recibidas en la banda VHF de radioaficionados por satélite (144 – 146 MHz) y transmitida en la banda UHF de radioaficionados por satélite (432 – 438 MHz).
- El ancho de banda máximo del repetidor de señal es 20 kHz
- El módulo de comunicaciones emitirá en las bandas S (2,3 – 2,45 GHz), C (5,83 - 5,85 GHz) y X (10,45 – 10,5 GHz) de radioaficionados autorizadas.
- El ancho de banda máximo en las bandas utilizadas por el módulo de comunicaciones es de 20 kHz.
- Las modulaciones disponibles para utilizar en el módulo de comunicaciones son: FM, FSK, BPSK y QPSK

### **3.3.4. Requisitos ambientales**

Son requisitos ambientales aquellos relacionados con el ambiente del sistema a lo largo de su vida útil, incluyendo aquellas que se producen de manera natural (interacción con los planetas) e inducidas (radiación ionizante, electromagnetismo, calor, vibración o contaminación). Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El nanosatélite deberá ser diseñado para que opere en el rango de temperaturas de  $-23^{\circ}\text{C}$  a  $63^{\circ}\text{C}$
- El nanosatélite deberá tolerar la radiación ambiental en órbita.
- El nanosatélite deberá operar ante una presión de vacío
- El nanosatélite deberá operar en una órbita circular LEO, siendo recomendado una altitud entre 600 y 900 km.

### **3.3.5. Requisitos operacionales**

Son requisitos operacionales aquellos relacionados con la operatividad del sistema. Estos también incluyen perfiles de actuación debido a distintos eventos que se han producido o que vayan a producirse. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- Tras la puesta en órbita del sistema se deberán esperar 45 minutos hasta que se inicialicen todos los sistemas.
- Al inicializarse el sistema los módulos de carga se encontrarán desactivados hasta que sean activados por comando.
- El sistema deberá funcionar únicamente con la energía recibida de las placas solares si las baterías dejasen de funcionar.
- El sistema deberá recibir señales de control respecta al funcionamiento del propio sistema.
- Los sistemas de recepción serán capaces de realizar un seguimiento de la frecuencia para contrarrestar los efectos del desplazamiento Doppler
- Los comandos respecto a sistemas críticos tendrán prioridad respecto a los módulos de la carga.
- Los módulos de la carga dejarán de estar operativos cuando la carga de las baterías esté por debajo del 25% de la capacidad total.
- Para activar el módulo desorbitador será necesario que el sistema haya recibido el comando correspondiente tres veces en un periodo máximo de 10 minutos.
- El módulo desorbitador se activará de manera autónoma si en el periodo de 1 año el nanosatélite no haya recibido ningún tipo de señal, incluido los pertenecientes del repetidor de señal.

### **3.3.6. Requisitos de factor humano**

Son requisitos de factor humano aquellos relacionados con la adaptación de los procesos a la capacidad de las personas. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- La información de telemetría se mostrará de manera simplificada en una página web pública.
- No se requerirá de autorización previa por parte del usuario la utilización del repetidor de radio.
- Los usuarios del sistema dispondrán de una interfaz donde se visualizará en detalle la información de telemetría, control sobre los módulos de carga, a excepción del módulo desorbitador, y estado sobre la señal del módulo de comunicación.

- Los usuarios autorizados dispondrán del control sobre los comandos críticos que puedan afectar a la integridad del sistema y a su vida útil. De la misma manera tendrán acceso para contralar el módulo desorbitador.

### **3.3.7. Requisitos de apoyo logístico**

Son requisitos de apoyo logístico aquellas consideraciones que deben asegurar la efectividad y apoyo económico del sistema a lo largo de su ciclo de vida. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- Se facilitará a los usuarios un manual de funcionamiento que contendrá información sobre el funcionamiento del sistema, directrices de buenas prácticas, proceso para establecer la comunicación con el nanosatélite y los comandos autorizados para el control de los módulos de carga autorizados.
- Los usuarios autorizados dispondrán de un documento adicional sobre cómo debe verificarse el correcto funcionamiento del sistema, así como del funcionamiento y control de los sistemas críticos.
- Será recomendable comprobar el correcto funcionamiento del conjunto del sistema por parte de los usuarios autorizados en un periodo máximo de una semana.

### **3.3.8. Requisitos físicos**

Son requisitos físicos aquellos que establecen las condiciones límites que aseguran la compatibilidad física y no se encuentran definidas por los requisitos de interfaz, de diseño y construcción, o referenciado en los planos. Estos requisitos también incluyen los relacionados a las características físicas, aislamiento eléctrico y composición química. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El nanosatélite deberá tener una masa máxima de 4 kg.
- El nanosatélite tendrá la geometría y dimensiones de un *Cubesat* 3U.

### **3.3.9. Requisitos de viabilidad**

Son requisitos de viabilidad aquellos relacionados con actividades relevantes que aseguren la viabilidad del proyecto. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El nanosatélite deberá diseñarse para su vida útil sea un mínimo de 5 años.

### **3.3.10. Requisitos de diseño**

Son requisitos de diseño aquellos que están impuestos por los estándares de diseño y construcción como pueden ser una selección de componentes o materiales, intercambiabilidad, seguridad o márgenes. Para el caso de estudio concreto, se considerarán los siguientes:

- El diseño del sistema deberá cumplir con los estándares correspondientes del ECSS.
- Las especificaciones físicas del nanosatélite se deberán cumplir conforme al estándar *Cubesat*.
- Los módulos de radiofrecuencia deberán cumplir con las regulaciones dictadas por la UIT.

### 3.4. Condiciones ambientales en la órbita terrestre

La principal capa protectora de la Tierra ante los distintos efectos perjudiciales para la salud humana y degradación de los componentes es la atmósfera, que conforme va aumentando la altura respecto a la superficie terrestre su densidad se ve reducida, disminuyendo así sus capacidades protectoras. Existen diferentes fenómenos que afectarán de una manera u otra a los sistemas y a los componentes que lo forman.

#### 3.4.1. Fase de lanzamiento

Durante la fase de lanzamiento en la lanzadera se produce una serie de vibraciones mecánicas y ruido acústico debido a diversos factores como la aceleración durante el ascenso, sacudidas mecánicas debido a sistemas pirotécnicos o una rápida declinación de la presión atmosférica. Esta información sobre las vibraciones y ruido que se producen son facilitadas por las empresas o instituciones encargadas de la fase de lanzamiento. Un ejemplo sobre el ruido producido durante el lanzamiento es el mostrado en la figura 2 para una lanzadera *Vega C*. A partir de esta información se diseña la estructura y como debe implementarse los sistemas para que resistan dichas vibraciones sin dañar los componentes.

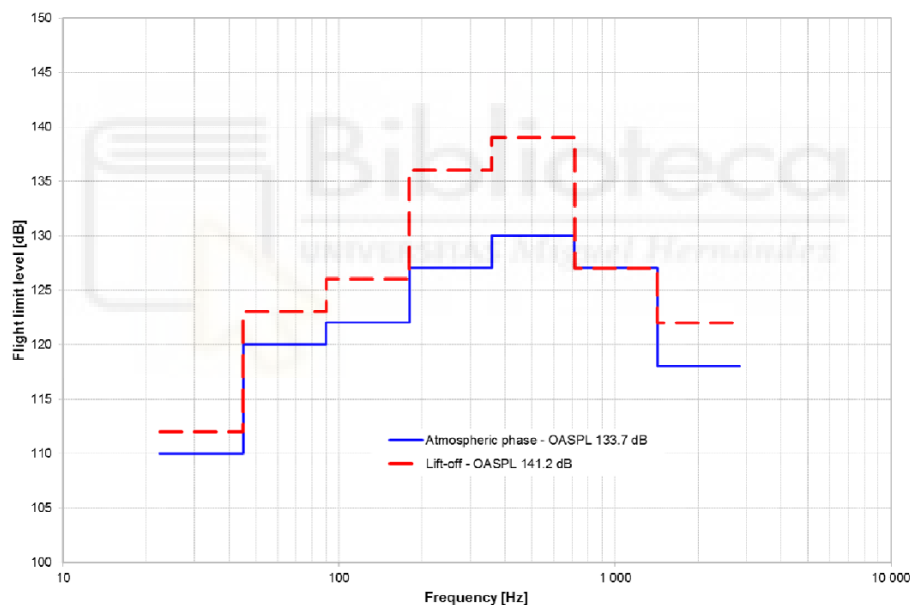


Fig. 2: Espectro del ruido acústico del Vega C [17]

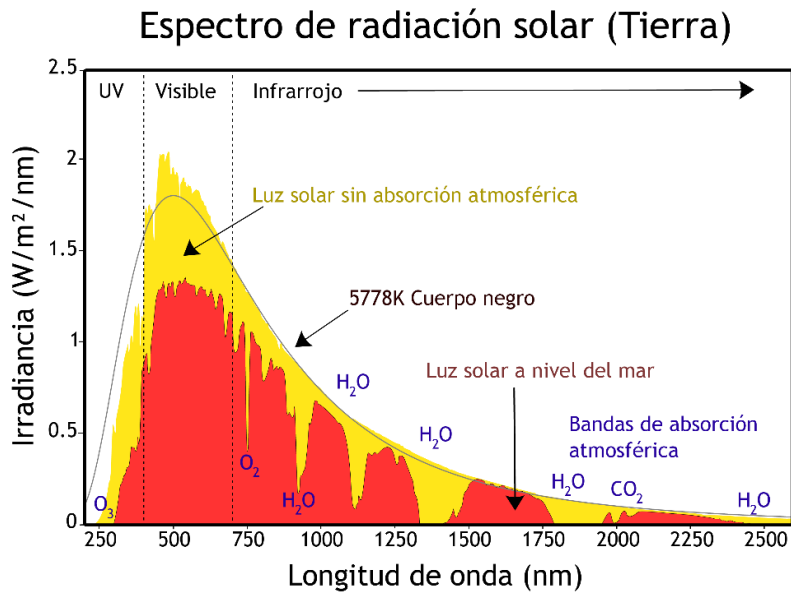
#### 3.4.2. Radiación solar

El Sol es la principal fuente de calor y de radiación dentro del sistema solar. El Sol emite radiación electromagnética principalmente en el espectro visible e infrarrojo cercano y, con una menor intensidad en el resto de frecuencias del espectro como los rayos ultravioletas, X o gamma. La atmósfera terrestre atenúa de manera considerable estos últimos, que son perjudiciales para los seres vivos y para la integridad de los componentes electrónicos. La irradiancia recibida desde la Tierra se muestra en la figura 3 junto las distintas bandas absorbidas por la atmósfera.

En ocasiones el Sol produce fulguraciones provocando un aumento del flujo de radiación y de partículas altamente energéticas. Estas partículas suelen ser protones y



electrones y en menor medida, iones de distintos elementos como el hidrógeno, helio y oxígeno.



*Fig. 3: Espectro de radiación solar de la Tierra [18]*

### 3.4.3. Cinturón de Van Allen

La Tierra dispone de una magnetosfera que consiste en una región del espacio, con una forma semejante a un toroide, influenciada por el campo magnético terrestre. Los cinturones de Van Allen son regiones dentro de la magnetosfera que contienen una gran cantidad de partículas cargadas eléctricamente y con una alta energía. De manera general la magnetosfera protege a la Tierra de estas partículas, pero debido a perturbaciones en el Sol, como pueden ser sus fulguraciones, provoca que las partículas queden confinadas dentro del campo magnético debido a la acción de la Ley de Lorentz (3-1).

$$F = qV \times B \tag{3-1}$$

Existen dos regiones del cinturón donde se concentran las partículas cargadas: un cinturón interior localizada entre los 1.200 y 12.700 km de altitud respecto a la superficie terrestre, dominado por protones y, el cinturón exterior localizado entre los 12.700 y 38.000 km de altitud dominado por electrones. Entre ambos cinturones se genera una región del espacio donde la concentración de partículas energéticas es mucho menor, pero su anchura es variable a lo largo del tiempo y depende de la actividad solar. A efectos orientativos, se puede encontrar dicha región entre los 12.000 y 13.000 km de altitud. Debido a que el eje de rotación y del eje magnético no coinciden, en el Atlántico Sur se produce una deflexión del cinturón interior alcanzando en esa región una altitud mínima de 200 km [19]–[21]. La geometría de las regiones de radiación puede observarse según la figura 4.

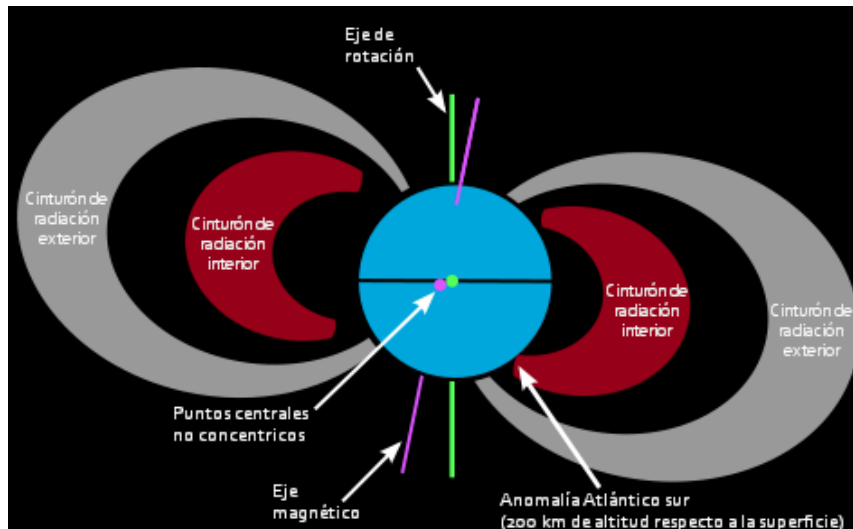


Fig. 4: Representación conceptual de los cinturones de Van Allen [22]

### 3.4.4. Radiación en sistemas electrónicos

Cuando partículas cargadas eléctricamente y con una alta energía, como las generadas por la radiación solar, los rayos cósmicos o las encontradas dentro de los cinturones de radiación de Van Allen, impactan contra componentes basados en semiconductores como los circuitos integrados o transistores afectan a su comportamiento de manera temporal o permanente, dependiendo de varios factores como pueden ser la energía de las partículas, la incidencia del impacto o el tipo de semiconductor utilizado.

Este tipo de impactos producen con el tiempo una degradación de los componentes, reduciendo su integridad y capacidades de trabajo. En ocasiones estos impactos pueden producir una serie de eventos que afectan al funcionamiento del sistema, que si no se tienen en cuenta puede afectar gravemente a la vida útil del nanosatélite. Los efectos en el semiconductor al ser impactado por una carga se observan según la figura 5. Los eventos producidos son los siguientes:

- *Single-event upset* (SEU): Se produce un cambio de estado no deseado en el semiconductor, como pasar de un estado bajo a un estado alto en una puerta lógica. Este tipo de eventos no produce daños en el elemento afectado.
- *Single-event latch-up* (SEL): Se produce una corriente de alta intensidad en el dispositivo llegando a provocar una pérdida de la información, incapacidad de funcionar, e incluso quemarse produciendo daños permanentes. En ciertos casos, el dispositivo puede reiniciarse para volver a la normalidad.

Para prevenir estos efectos se pueden tomar distintas soluciones, siendo dos posibles soluciones las siguientes: aumentando la pureza de los semiconductores, durante el proceso de fabricación evitando así que las impurezas se ionicen debido al efectos de las partículas cargadas y/o añadir protecciones resistentes a la radiación. De esta manera se puede eliminar o mitigar la energía incidente de las partículas.

En el caso que se haya producido dichos eventos se pueden emplear técnicas de detección y corrección para que los sistemas no se vean afectados. Para ello, puede implementarse sistemas de redundancia activa o de espera, dependiendo de la aplicación

para aumentar la fiabilidad de los sistemas. Los sistemas activos se caracterizan por disponer de distintos elementos conectado en paralelo y funcionando simultáneamente. Para asegurar que a la salida de dichos elementos se corresponde con la respuesta esperada se introduce un votador de mayoría a la salida. Este votador consiste en obtener los resultados de cada uno los elementos en paralelo y devolver a la salida el resultado mayoritario.. Cuando se trabaje con señales de datos se pueden introducir sistemas de detección y corrección de errores, así como de bits de paridad para detectar fallos en la información transmitida, asegurando que la información utilizada se corresponde con la realidad [21] [23].

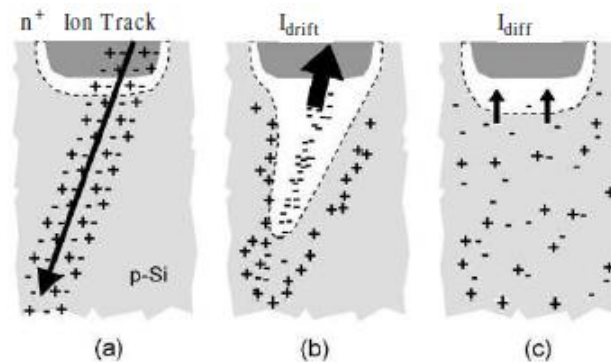


Fig. 5: Representación de las cargas en una unión NP de silicio después de un impacto con un ión (a), la deriva de las cargas (b) y su difusión en la unión. [19]

### 3.4.5. Radiación térmica

Una característica importante del ambiente espacial es el vacío que existe en el objeto orbital. Para altitudes superiores de 300 km, la presión generada por la atmósfera es prácticamente residual. Debido a la baja incidencia de la atmósfera, se puede considerar que apenas existe rozamiento con el objeto, provocando que no se produzca calor debido a la fricción. El objeto, al encontrarse en el vacío, no puede disipar o recibir calor a través de procesos de conducción por lo que solo puede interactuar con el ambiente a través de la radiación.

Los procesos de radiación que afectan al conjunto del sistema en los procesos de intercambio de calor son los siguientes, acorde con la Figura 6:

- Radiación solar directa
- Radiación solar reflejada por planetas cercanos (radiación de albedo)
- Radiación térmica radiada por planetas cercanos (radiación planetaria)
- Radiación disipada del nanosatélite al espacio profundo

El sistema alcanzará el equilibrio térmico cuando la suma de la energía radiada recibida sea igual a la disipada. A partir de este balance se puede determinar la temperatura física que tendrá el nanosatélite. El procedimiento y cálculo que deben realizarse se encuentran adjuntados en el ANEXO I.

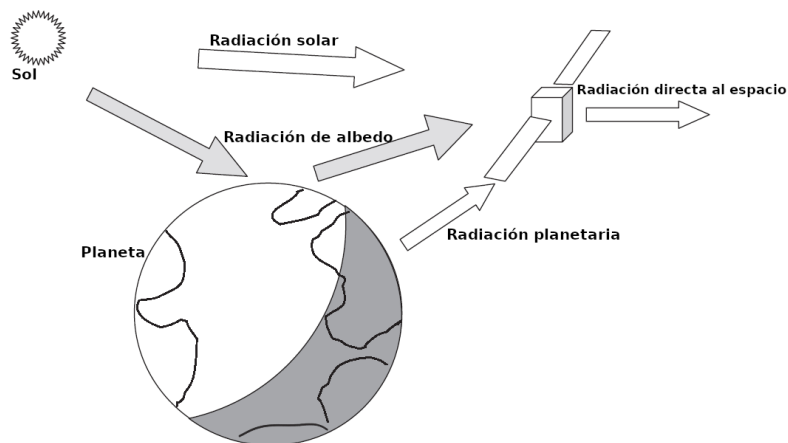


Fig. 6: Ambiente térmico típico para una nave espacial [17]

### 3.5. Diseño de la órbita

Un aspecto previo antes de poder desarrollar con más detalles las características que deben cumplir los distintos elementos del nanosatélite es conocer la órbita que va a realizar. La órbita a utilizar implicará introducir más medidas de protección debido a los distintos elementos ambientales, anteriormente introducidos; requerir de mayor potencia de transmisión, un mayor tiempo de contacto con el nanosatélite, un menor tiempo de vida útil o un mayor coste económico por lanzamiento, entre otros aspectos. Para realizar un diseño aproximado de la órbita se utilizará el programa informático *GMAT R2018a* [24] diseñado por la NASA, que permite diseñar una misión espacial y simular distintos elementos en órbita como pueden ser su propulsión, distintas operaciones de movimiento, tiempo de contacto entre la estación de control y el satélite, rozamiento de la atmósfera, incidencia de los rayos solares o el tiempo que se encuentre en eclipse el satélite.

#### 3.5.1. Astrodinámica

Para poder realizar las simulaciones sobre las características de la órbita y sus distintas implicaciones es necesario comprender el concepto de órbita Kepleriana y conceptos varios de astrodinámica.

El movimiento de los objetos que se encuentran orbitando siguen trayectorias elípticas donde el centro de uno de sus focos es un planeta, en este caso la Tierra. Se puede definir, según la Figura 7, la geometría de una órbita con los siguientes parámetros:

- Posición ( $r$ ): Vector posición del satélite relativa al centro de la Tierra
- Velocidad ( $v$ ): Vector velocidad del satélite relativa al centro de la Tierra
- Ángulo de trayectoria ( $\phi$ ): Ángulo entre el vector velocidad y la línea perpendicular al vector posición
- Anomalía verdadera ( $v$ ): Ángulo polar de la elipse, medido en la dirección del movimiento desde la dirección del perigeo hasta el vector posición
- Semieje mayor de la elipse ( $a$ )
- Semieje menor de la elipse ( $b$ )
- Distancia entre el centro de la órbita con uno de los focos ( $c$ )
- Radio del apogeo ( $r_A$ ): Distancia entre el centro de la Tierra y el punto más lejano de la elipse
- Radio del perigeo ( $r_p$ ): Distancia entre el centro de la Tierra y el punto más cercano de la elipse

- Inclinación (i): Ángulo entre el plano de la elipse y el plano ecuatorial de la Tierra.
- Excentricidad (e): Describe la forma de la elipse tomando valores entre 0 y 1, siendo  $e = 0$  un círculo y  $e = 1$  una parábola. La excentricidad puede calcularse siguiendo la siguiente expresión (3-2).

$$e = \frac{r_A}{a} - 1 \quad (3-2)$$

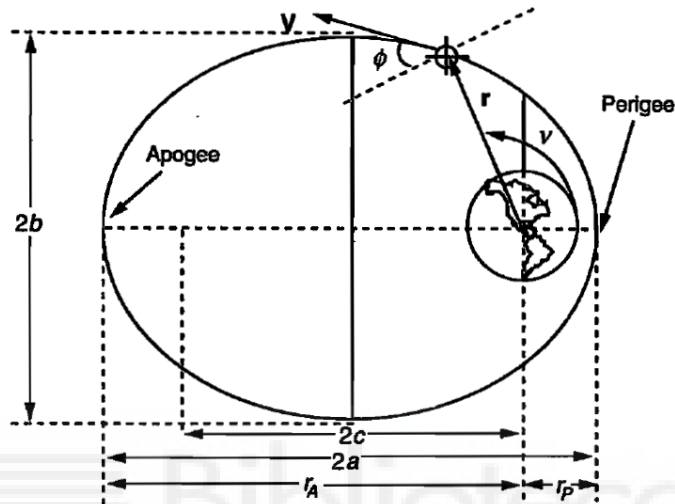


Fig. 7: Geometría de la elipse y parámetros orbitales [25]

A partir de los parámetros enunciados anteriormente es posible definir la órbita deseada según los requisitos de la misión.

Un requisito esencial para asegurar la viabilidad del proyecto es disponer tiempos de transmisión y recepción suficientes para realizar las operaciones de forma cómoda por parte del usuario y observar dichos resultados. Inicialmente consideramos un tiempo mínimo de 30 minutos de contacto medio entre el nanosatélite y la estación de control. Debe considerarse que el sistema debe ser utilizado por varios estudiantes. El tiempo disponible depende de la altitud a la que se encuentre el objeto. Esto es debido a que su velocidad orbital se reduce con la altitud y por lo tanto, se dispondrá de más tiempo visible. Si suponemos una órbita circular, podemos utilizar la siguiente expresión (3-3) para calcular la velocidad del nanosatélite [21].

$$V_c = \sqrt{\frac{GM}{R_E + h}} \quad (3-3)$$

Siendo  $G$  la constante de gravitación universal,  $M$  la masa del planeta al que se orbita,  $R_E$  el radio del planeta y  $h$  la altitud a la que se encuentre el objeto.

Para ello es necesario estimar la altitud mínima que debe alcanzar para conseguir los 30 minutos de contacto. Un satélite es visible en todos los puntos de la superficie terrestre que se encuentre dentro del círculo centrado en el rango de visión del satélite, cuyo diámetro aumenta con la altitud. Sin embargo, las señales electromagnéticas enviadas

cerca del horizonte se ven atenuadas debido a la atmósfera, por lo que a efectos prácticos se toman ángulos de elevación mayores ( $\varepsilon$ ) de  $5^\circ$ . En la figura 8 se observa la geometría asociada a un satélite  $S$  en una órbita circular a una altura  $h$ , sobrevolando sobre una estación de control  $G$ .

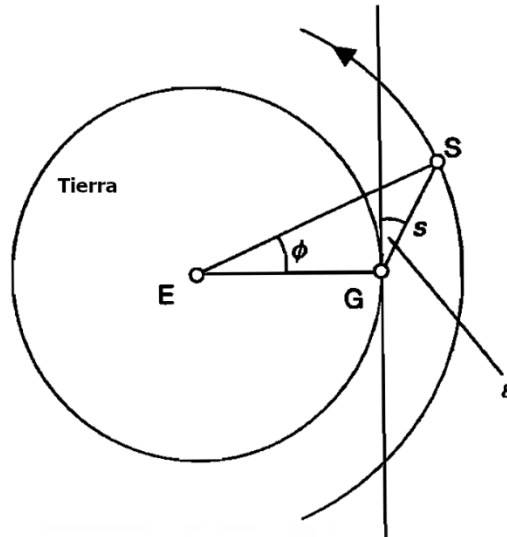


Fig. 8: Geometría de un satélite sobrevolando por encima de una estación de control [17]

Si el nanosatélite es visible para una elevación igual a  $\varepsilon$ , entonces el semi-ángulo geocéntrico ( $\phi$ ) sobre el cual es visible será:

$$\phi = -\varepsilon + \cos^{-1} \left( \frac{R_E}{R_E + h} \cos \varepsilon \right) \quad (3-4)$$

El rango del nanosatélite visto desde la estación de control, referido como el *rango de inclinación* viene dado por:

$$s = (R_E + h) \frac{\text{sen } \phi}{\cos \varepsilon} \quad (3-5)$$

Conocido el semi-ángulo  $\phi$  es posible estimar el tiempo de visibilidad a partir de la siguiente ecuación.

$$\tau = \frac{2\phi}{\omega_{ES}} \quad (3-6)$$

Siendo  $\omega_{ES}$  la velocidad angular orbital del satélite respecto a la Tierra. Esta velocidad angular puede obtenerse a partir de la velocidad angular de la Tierra  $\omega_E$  ( $7.3 \cdot 10^{-5}$  rad/s), la velocidad angular del satélite  $\omega$  y la inclinación de la órbita  $i$ , utilizando la siguiente expresión.

$$\omega_{ES}^2 = \omega_E^2 + \omega^2 - 2\omega_E \omega \cos i \quad (3-7)$$

### 3.5.2. Simulación orbital

Suponiendo una inclinación de la órbita de  $49^\circ$ , obtenemos los siguientes resultados sobre las distintas altitudes y los tiempos de contacto.

Tipo de órbita	Altitud (km)	Rango de inclinación (km)	Tiempo de visión
Línea de Kármán	100	707	3 min 7 s
LEO	300	1.500	6 min 46 s
	410	1.832	8 min 22 s
	850	2.889	13 min 54 s
MEO	2.300	5.353	30 min 0 s
	5.000	8.880	1 h 2 min 25 s
	10.000	14.535	2 h 19 min 26 s
	12.500	17.216	3 h 7 min 1 s

Tabla 1: Relación entre la altitud y el tiempo de visión

Observamos que para una altitud de 2.300 km conseguimos un tiempo de visión de 30 minutos, pero debido a que se encuentra dentro del cinturón interior de Van Allen es necesario aumentar su altitud hasta los 12.500 km para situar el nanosatélite entre las regiones de radiación. De esta manera se conseguiría un tiempo de contacto de unas tres horas, tiempo suficiente para realizar todas las actividades educativas necesarias dentro del horario de una clase convencional.

A continuación, se realiza la simulación utilizando *GMAT* para comprobar los resultados obtenidos. Para la realización de la simulación tomamos como punto de referencia una estación de control ubicada en la Universidad Miguel Hernández en el campus de Elche, siendo sus coordenadas  $38^\circ46'39''N$ ,  $0^\circ41'6''O$ . Realizando distintas simulaciones podemos ajustar la distancia del semieje mayor, inclinación y excentricidad de la órbita observando así los distintos cambios en los tiempos de contacto y duración del nanosatélite dentro del eclipse sin recibir luz solar. Para obtener una muestra considerable de los resultados a obtener y su variabilidad, simulamos el movimiento orbital del nanosatélite durante un periodo de 30 días. Una representación de la órbita que toma el nanosatélite para una altitud de 12.500 km es la mostrada en la figura 9.

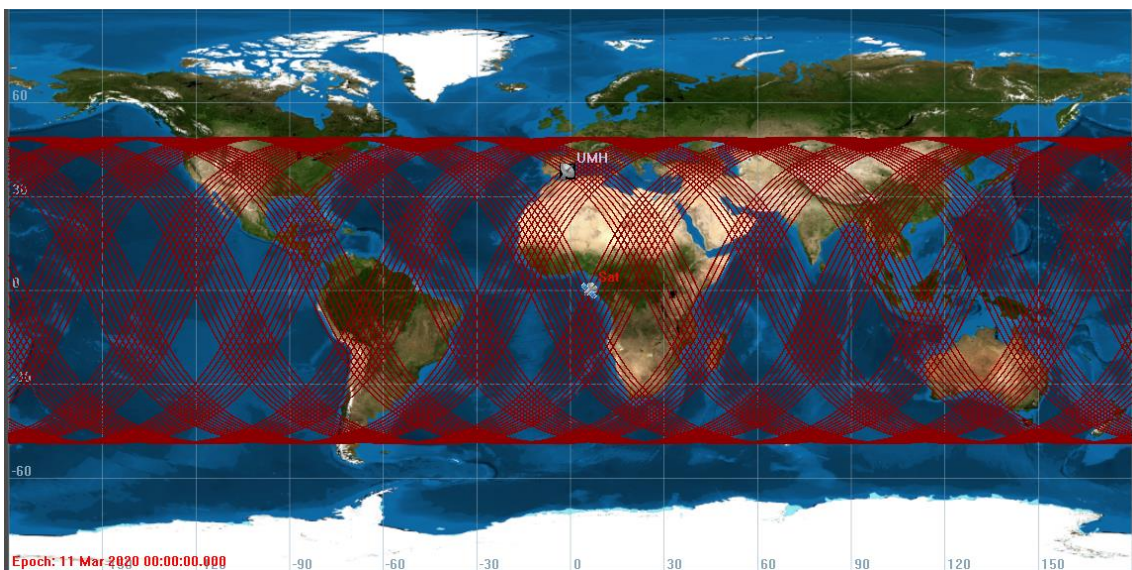


Fig. 9: Órbita circular a altitud 12.500 km con inclinación de  $49^\circ$

Debido a que pueden producirse errores en la precisión de la introducción del nanosatélite en su órbita correspondiente, es necesario buscar el rango de operaciones a la que podría trabajar el nanosatélite, cumpliendo en todo momento los requisitos de la misión. Respecto a la excentricidad convendría la más circular posible, buscando el límite de la excentricidad máxima de tal manera que el objeto no llega entrar en los cinturones de radiación, manteniendo un margen de seguridad de 200 km entre los límites superiores e inferiores. Tomando el semieje mayor como la altitud deseada más el radio de la Tierra, 18.871 km; aplicando la fórmula de la excentricidad (3-2) y manteniendo los márgenes de seguridad se obtiene un valor máximo de 0.0159.

Tras realizar distintas simulaciones modificando la excentricidad e inclinación obtenemos un desglose en las tablas 2 y 3 sobre los tiempos de visión y eclipse. A partir de dicha información se deduce que los ángulos más adecuados para el contacto con la estación de control serían entre 20 y 63°. Dentro de este rango se observa que tener una inclinación cerca del ecuador se obtiene el tiempo medio de contacto más elevado.

Excentricidad	Inclinación	Visión mínima	Visión media	Visión máxima
0	0	3 h 16 min 47 s	3 h 16 min 54 s	3 h 17 min 01 s
0	20	2 h 22 min 54 s	3 h 07 min 49 s	3 h 21 min 42 s
0	49	57 min 37 s	2 h 46 min 12 s	3 h 22 min 48 s
0	63	29 min 19 s	2 h 37 min 21 s	3 h 21 min 43 s
0.0159	0	3 h 10 min 59 s	3 h 16 min 53 s	3 h 22 min 46 s
0.0159	20	2 h 47 min 39 s	3 h 08 min 19 s	3 h 21 min 51 s
0.0159	49	51 min 03 s	2 h 46 min 07 s	3 h 22 min 56 s
0.0159	63	14 min 31 s	2 h 35 min 41 s	3 h 21 min 51 s

Tabla 2: Tiempo de visión para un semieje mayor de 12.500 km

Excentricidad	Inclinación	Eclipse mínimo	Eclipse medio	Eclipse máximo
0	0	32 min 55 s	41 min 27 s	46 min 57 s
0	20	47 min 25 s	47 min 30 s	47 min 35 s
0	49	29 min 21 s	41 min 32 s	47 min 42 s
0	63	11 min 31 s	36 min 12 s	47 min 02 s
0.0159	0	32 min 50 s	41 min 49 s	47 min 36 s
0.0159	20	48 min 06 s	48 min 07 s	47 min 08 s
0.0159	49	29 min 05 s	41 min 54 s	48 min 25 s
0.0159	63	12 min 57 s	37 min 00 s	47 min 43 s

Tabla 3: Tiempo de eclipse para un semieje mayor de 12.500 km

Este tipo de órbita denominada *órbita media* (MEO) aun obteniendo unos tiempos de contacto que exceden con creces los requisitos de visionado, implicaría utilizar una órbita muy costosa en término económicos y de protección. Los lanzamientos a estas órbitas de elevada altitud no son frecuentes y requieren de lanzaderas capacitadas que la alcancen. Además, debido a que el nanosatélite debe atravesar el cinturón interior de radiación y al encontrarse entre ambos cinturones donde sus bordes, en ocasiones, llegan a juntarse, hace que el sistema requiera de protecciones adicionales para permitir el funcionamiento dentro de esta órbita sin afectar considerablemente a su vida útil.

**De esta manera, si se desea que el proyecto sea viable en un medio-largo plazo será necesario trabajar en una órbita baja para reducir los costes de diseño y lanzamiento, aun sacrificando los tiempos de contacto por debajo de los 30 minutos.**



Será necesario buscar soluciones eficientes para que puedan realizarse actividades educativas en menos de 30 minutos. Una solución sería disponer de un modelo simulado en el aula con las mismas funcionalidades que el nanosatélite para que los estudiantes y los docentes pueden aprender a utilizarlo sin tener la preocupación de disponer de poco tiempo de contacto. Una vez que se ha comprendido su funcionamiento se podrá utilizar el nanosatélite de una manera eficiente.

La siguiente órbita posible sería una órbita LEO lo más elevada posible sin llegar a entrar en el cinturón de radiación interior para maximizar el tiempo de contacto entre el nanosatélite y la estación de control. En este caso seleccionamos una altitud de 850 km, que aplicando las ecuaciones de contacto (3-6), se obtiene un tiempo de 13 minutos y 54 segundos aproximadamente. La excentricidad máxima se tomará el mismo criterio utilizando en el caso anterior, manteniendo un margen de seguridad de 200 km sobre el límite superior del cinturón de radiación que se encuentra sobre los 1.200 km de altitud. Aplicando dicho criterio (3-2), obtenemos un valor de 0.0208

Realizamos la simulación durante un periodo de 30 días utilizando las características de la órbita baja definidas anteriormente. En la figura 10 se muestra el camino de la órbita tomada por el nanosatélite para una altitud de 850 km. De la misma forma la información sobre el tiempo de visión y del eclipse se encuentran en las tablas 4 y 5 respectivamente.

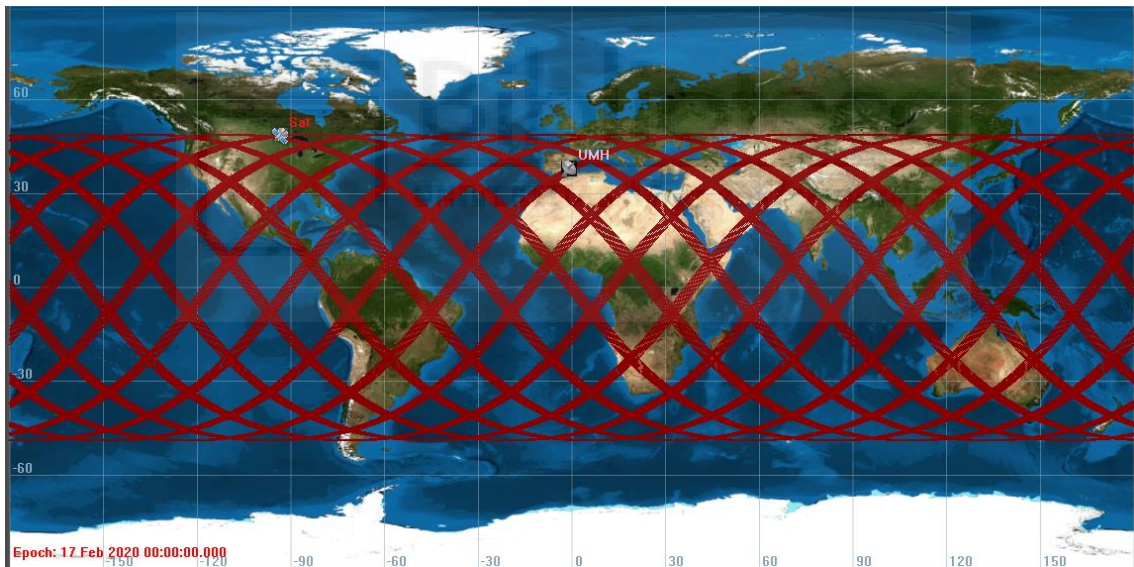


Fig. 10: Órbita circular a altitud 850 km con inclinación de 49°

Excentricidad	Inclinación	Visión mínima	Visión media	Visión máxima
0	0		SIN CONTACTO	
0	20	40 s	06 min 44 s	08 min 41 s
0	49	52 s	12 min 12 s	13 min 49 s
0	63	04 min 46 s	10 min 53 s	13 min 31 s
0.0208	0		SIN CONTACTO	
0.0208	20	43 s	06 min 56 s	10 min 47 s
0.0208	49	51 s	11 min 11 s	14 min 28 s
0.0208	63	11 s	10 min 28 s	14 min 32 s

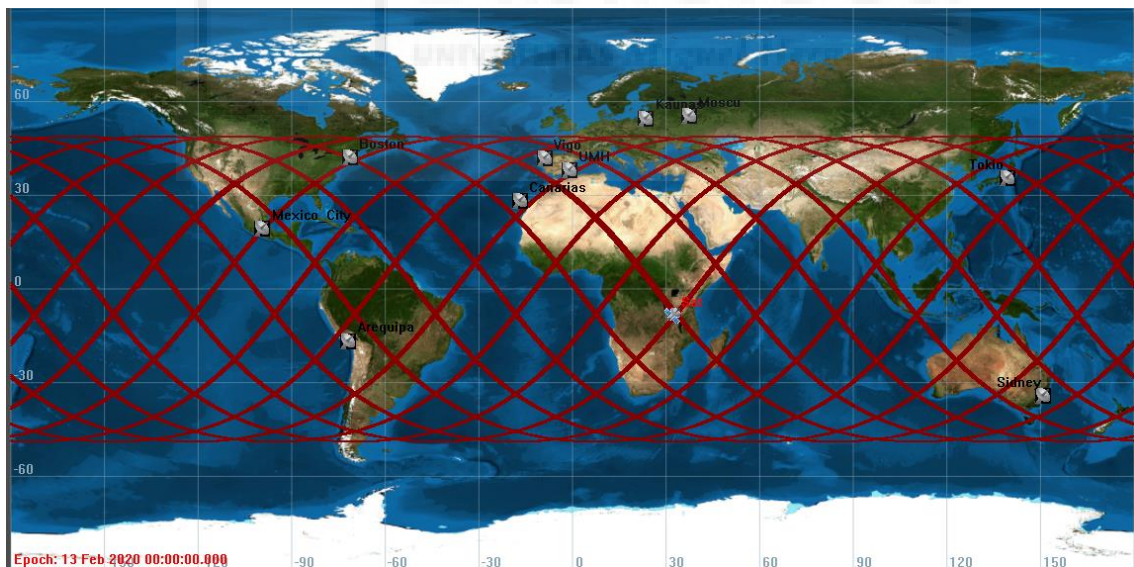
Tabla 4: Tiempo de visión para un semieje mayor de 850 km

Excentricidad	Inclinación	Eclipse mínimo	Eclipse medio	Eclipse máximo
0	0	34 min 21 s	34 min 58 s	35 min 14 s
0	20	32 min 52 s	34 min 03 s	35 min 11 s
0	49	20 min 16 s	28 min 11 s	35 min 08 s
0	63	06 min 47 s	30 min 02 s	35 min 05 s
0.0208	0	34 min 21 s	34 min 47 s	35 min 05 s
0.0208	20	32 min 49 s	34 min 02 s	35 min 40 s
0.0208	49	18 min 05 s	28 min 53 s	35 min 38 s
0.0208	63	06 min 57 s	30 min 58 s	35 min 41 s

*Tabla 5: Tiempo de eclipse para un semieje mayor de 850 km*

Observamos que para una órbita circular a 850 km de altitud y una inclinación de 49° obtenemos el visionado medio más elevado, así como un contacto máximo muy cercano al calculado de manera teórica. Respecto al tiempo que el nanosatélite se encuentra en el eclipse observamos un tiempo medio de 28 minutos y 11 segundos, dato que será relevante para el diseño de las baterías y su gestión de la temperatura.

No es necesario que el nanosatélite trabaje junto a una estación de control, sino que puede utilizarse en distintos puntos del planeta, por lo que se realizará la simulación orbital utilizando los parámetros más favorables y tomando como referencia las distintas localizaciones mostradas en la figura 11, pero prestando atención a los tiempos de contactos en dichos puntos. Los tiempos de visión obtenidos en las distintas localizaciones se encuentran especificadas en la tabla 6.



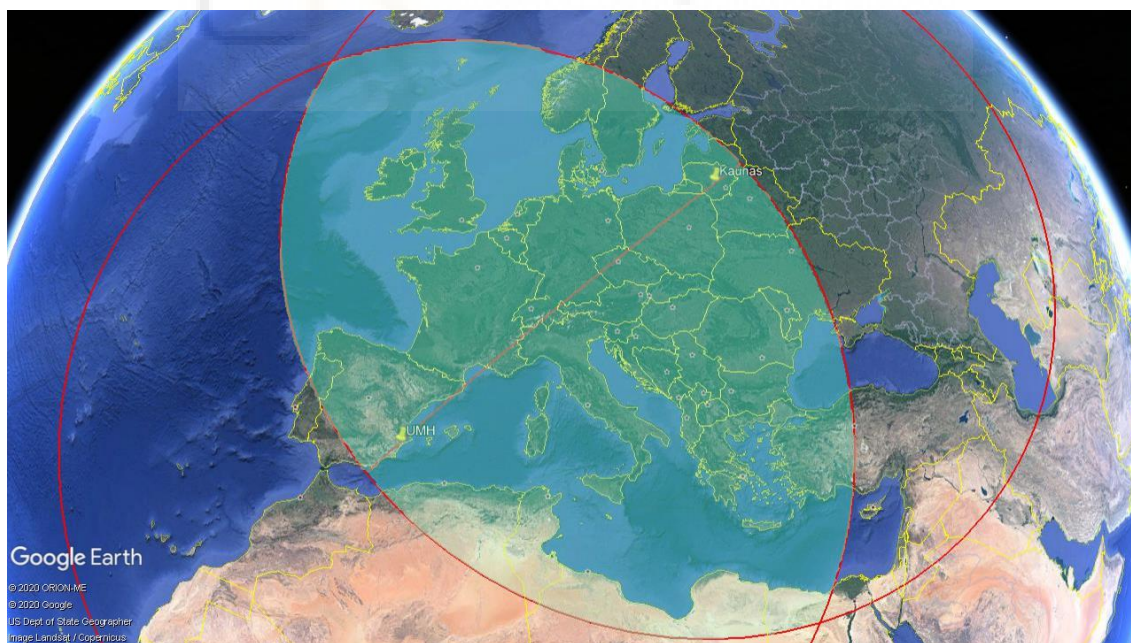
*Fig. 11: Localización geográfica de distintas estaciones de control*

Localización	Visión mínima	Visión media	Visión máxima	Contactos al día
UMH	52 s	12 min 12 s	13 min 49 s	6.5
Canarias	2 min 13 s	10 min 57 s	13 min 49 s	7.1
Vigo	1 min 52 s	12 min 07 s	13 min 49 s	6.5
Kaunas	20 s	10 min 48 s	13 min 14 s	5.4
Moscú	20 s	11 min 11 s	13 min 07 s	5.0
Tokio	1 min 38 s	11 min 48 s	13 min 47 s	7.0
Sídney	2 min 00 s	11 min 44 s	13 min 47 s	7.0
Arequipa	37 s	10 min 42 s	13 min 45 s	5.3
Ciudad de México	1 min 32 s	10 min 52 s	13 min 49 s	5.5
Boston	1 min 33 s	12 min 06 s	13 min 48 s	6.5

*Tabla 6: Tiempos de contacto en distintas localizaciones*

Observamos que para distintas localizaciones se obtiene tiempos de contacto similares respecto a la UMH, por lo que sería posible la utilización del nanosatélite con un mayor número de miembros partícipes.

El nanosatélite dispondrá de un repetidor de radio, por lo que permitirá una comunicación, ya sea por voz o por datos, a distancia entre dos o más estaciones de control. Por lo general, desde la UMH será posible la comunicación con otras estaciones de control que se encuentren dentro de Europa o del Norte de África. En la figura 12 podemos observar las áreas de contacto con el nanosatélite desde la UMH y la ciudad de Kaunas, cuando ambas áreas se superponen, la comunicación por radio es posible cuando el nanosatélite orbite dentro de esa zona. El tiempo de comunicación máximo entre ambos puntos es de 7 minutos.



*Fig. 12: En celeste, área geográfica de contacto por radio entre la UMH y Kaunas*

### **3.6. Lanzadera orbital**

Para poder transportar con éxito el nanosatélite desde la superficie terrestre a su órbita correspondiente es necesario la utilización de una lanzadera espacial. Actualmente

existen distintas opciones desarrolladas por agencias espaciales y de empresas privadas dedicadas a su construcción y utilización.

Como el nanosatélite dispondrá de una masa máxima de 4 kg y un tamaño de un Cubesat 3U siendo muy inferior en comparación a los satélites de comunicaciones que suelen alcanzar la tonelada, es posible utilizar un servicio, que distintas compañías están ofreciendo, consistiendo en compartir la lanzadera con otro tipo de cargas, en inglés conocido como *rideshare*. En la figura 13 se muestra distintos nanosatélites y microsátélites colocados en una estructura para ser colocado en una lanzadera.

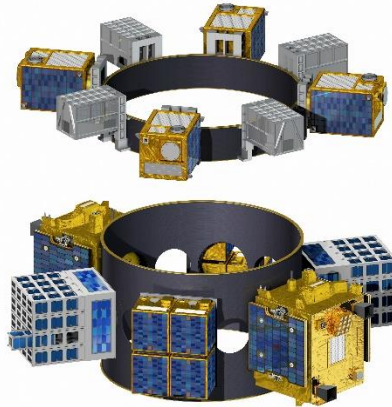


Fig. 13: Múltiples satélites en configuración *rideshare* [26]

También es requisito necesario que la lanzadera a escoger disponga de las capacidades suficientes para alcanzar la órbita deseada, además que el coste económico para realizarlo no sea elevado. La Tabla 7 resume los costes de enviar carga a una órbita baja con distintas lanzaderas que cumplen con los requisitos anteriores sobre su potencia y la posibilidad de compartir carga.

Lanzadera	Operador	Capacidad de carga (Kg)	Precio por kilogramo (€/Kg)
Atlas V	ULA	8.123-18.814	8.662 - 15.357
Delta IV Medium	ULA	9.420	12.651
Falcon 9	SpaceX	22.800	2.608
Ariane 5 ECA	Arianespace	21.000	7.717
Soyuz 2	Arianespace	4.850	15.019
Vega	Arianespace	1.963	17.162
Vega C	Arianespace	2.500	TBA
RS1	ABL Space Systems	1.200	11.380
Electron	Rocket Lab	150	29.070
Miura 5	PLD Space	300-500	TBA

Tabla 7: Lista de lanzaderas capacitadas para *rideshare* [17], [27]–[30]

Las lanzaderas *Vega C* de Arianespace y *Miura 5* de PLD Space se encuentran, a fecha de la redacción de este documento, en fase de desarrollo y parte de la información como por ejemplo el precio por kilogramo de la carga se encuentran aún por definir. Las lanzaderas *RS1* y *Miura 5* están especializadas en llevar microsátélites a órbitas bajas y prometen unos precios económicos respecto a modelos tradicionales.

Una de las posibles opciones más rentables en un periodo de un año sería la lanzadera *Vega C* de Arianespace debido a que cumple las capacidades técnicas para colocar el nanosatélite en su órbita correspondiente, se espera que el precio por kilogramos sea más reducido respecto a su versión anterior *Vega*. Además, al ser una lanzadera apoyada por la ESA, podría suponer una ayuda en la viabilidad del proyecto.

Una segunda opción viable sería utilizar la lanzadera *Electron* proporcionada por la empresa *Rocket Lab*. Aun teniendo uno de los costes más elevado por kilogramo, proporciona una ventaja competitiva respecto al resto de opciones gracias a que realizan lanzamientos regulares, por lo general por cada cuatrimestre del año. Los lanzamientos suelen realizarse a una altitud de 400 a 550 km [31].

Una solución más inmediata serían el *RS1* y el *Falcon 9*, opciones de menor coste ofertadas por empresas independientes de los Estados Unidos, por lo que el contacto entre ambas partes puede dificultarse. Además, los estándares utilizados para la integración del nanosatélite en la lanzadera son distintos a los usados en la ESA, por lo que sería necesario adaptar parte del diseño a dichas características.

### 3.7. Riesgos y limitaciones

#### 3.7.1. Concepto de gestión de riesgos

En todo proyecto de ingeniería existen ciertos riesgos a lo largo de su desarrollo e implementación que provocan efectos negativos en los costes del proyecto, planificación y en el alcance técnico. Estos riesgos son aún más relevantes en el caso de las misiones espaciales donde la aparición de dichos problemas afecte a la viabilidad del proyecto, que en ocasiones puede provocar su cancelación como puede ser falta de fondos para hacer frente un sobrecoste no esperado. Por ello, la mejor manera de gestionar dichos riesgos es saber identificarlos, evaluarlos, reducirlos e incluso aceptarlos teniendo en cuenta los recursos de gestión, programáticos y técnicos. El proceso de gestión es un proceso iterativo en sus distintas partes.

Para la gestión e identificación de los riesgos se seguirán las pautas del estándar *ECSS-M-ST-80C* [32]. En dicho documento se establece que para definir un riesgo es necesario clasificarlo según su grado de severidad, entendiéndose como las consecuencias en el impacto económico y/o de planificación; y la probabilidad de que pueda suceder, dicha clasificación se encuentra desglosada en la Tabla 8. Esta clasificación se realiza en un rango del 1 al 5, y a partir de estos rangos se puede construir una tabla, como la mostrada en la Tabla 9, sobre la magnitud del riesgo y si es asumible dicho riesgo.

Puntuación	Severidad	Impacto económico	Impacto técnico	Impacto de planificación
5	Catastrófica	Aumento del coste del proyecto > 10 %	Degradación grave del rendimiento técnico, no es posible cumplir con la integración, pondría en peligro el éxito de la misión	No es posible cumplir con las metas claves del proyecto

4	Crítica	Aumento del coste del proyecto < 10 %	Degradación importante en el rendimiento técnico o falta de integración, puede poner en peligro el éxito del proyecto	El camino crítico se ve afectado
3	Importante	Aumento del coste del proyecto > 5 %	Reducción moderada en el rendimiento técnico o integración, siendo el impacto limitado	Pequeño cambio en la planificación. Es posible cumplir con las metas claves sin que se vean afectados
2	Significante	Aumento del coste del proyecto > 1 %	Reducción mínima en el rendimiento técnico o integración, siendo tolerable el impacto	Es posible cumplir dentro de las fechas claves
1	Insignificante	Mínimo o sin impacto	Mínimo o sin impacto	Mínimo o sin impacto

*Tabla 8: Esquema de puntuación de la severidad y sus consecuencias*

Puntuación	Probabilidad	Probabilidad del suceso
5	Máxima	Ocurrirá con seguridad, una o más veces en el proyecto
4	Alta	Ocurrirá con frecuencia, 1 entre 10 proyectos
3	Media	A veces ocurrirá, 1 entre 100 proyectos
2	Baja	Raramente ocurrirá, 1 entre 1.000 proyectos
1	Mínima	Casi nunca ocurrirá, 1 entre 10.000 proyectos o más

*Tabla 9: Esquema de puntuación de probabilidad*

Probabilidad

5	Bajo	Medio	Alto	Muy alto	Muy alto
4	Bajo	Bajo	Medio	Alto	Muy alto
3	Muy bajo	Bajo	Bajo	Medio	Alto
2	Muy bajo	Muy bajo	Bajo	Bajo	Medio
1	Muy bajo	Muy bajo	Muy bajo	Bajo	Bajo

1 2 3 4 5 Severidad

*Tabla 10: Índice de riesgo y magnitud*

Magnitud del riesgo	Acciones propuestas
Riesgo muy alto	Riesgo inaceptable: implementar nuevos procesos o cambiar los requisitos mínimos
Riesgo alto	Riesgo inaceptable: implementar nuevos procesos o cambiar los requisitos mínimos
Riesgo medio	Riesgo inaceptable: gestionar con contundencia y considerar alternativas en el proceso o en los requisitos mínimos
Riesgo bajo	Riesgo aceptable: monitorizar y controlar
Riesgo muy bajo	Riesgo aceptable: monitorizar y controlar

*Tabla 11: Magnitud del riesgo y acciones propuestas para cada riesgo*

Una vez identificados los riesgos y su magnitud es necesario decidir si el riesgo es asumible o no. Si no se aceptan los riesgos a asumir se deben implementar medidas según su impacto ya sea reducir los costes económicos, búsqueda de alternativas a la actividad

a realizar o modificar los requisitos mínimos que debe cumplir un sistema. Independientemente si los riesgos son aceptables o no, es necesario realizar un proceso iterativo a lo largo de la vida del proyecto a través de una monitorización y control de los riesgos identificados, su evolución en el tiempo y la variación de su impacto. El índice de riesgo, magnitud y si son tolerables se presentan en las Tablas 10 y 11.

### 3.7.2. Análisis de riesgos de la misión

Las misiones espaciales de nanosatélites y *Cubesats* tienen unos riesgos que son comunes e identificables, por lo que es posible extrapolarlo a esta misión utilizando datos históricos de misiones previas. Para ello utilizando la investigación realizada por *Katharine Brumbaugh* y *Edgar Glenn* sobre el desarrollo de una herramienta para la estimación de riesgos en misiones de *Cubesats* [33], es posible identificar los riesgos más relevantes del proyecto y actuar en consecuencia. A partir de la duración de las distintas fases del proyecto es posible obtener una estimación sobre los distintos riesgos que afecten a la planificación, el personal, los costes económicos y del desarrollo del proyecto. Es necesario tener en cuenta que según la información facilitada por las investigadoras [34], el coeficiente de determinación ( $R^2$ ) del modelo predictivo sobre los riesgos es muy bajo alcanzando valores en los distintos ítems entre 0.11 y 0.35 por lo que los resultados a obtener con la herramienta son poco confiables y se utilizarán como punto de referencia.

En la figura 14 podemos observar los tiempos estimados de las distintas fases del proyecto, que serán explicados con más detalle en el capítulo 5 del presente documento, utilizados como parámetros de entrada de la herramienta.

Los resultados obtenidos a la salida, que podemos observar en la figura 15 y en la tabla 12, son los índices de severidad y probabilidad ante distintos riesgos que pueden aparecer durante el desarrollo del proyecto, así como el índice de riesgo asociado.

Parameter	Input	Actual or Predicted?	Description
Form factor	3		Enter a numeric value corresponding to the number of U's your spacecraft design uses (e.g. 3U would be entered as "3")
Mass	3		Enter a numeric value of the mass limit (in kg)
Launched?	No, we have neither been manifested or promised a launch		Select an answer using the drop-down menu: Yes, the s/c has launched; No, but we've been manifested; No, but we have a launch promised (ELaNa or similar); No, we have not been manifested or given a promise of a launch
Launch Date	21/12/2022		Give the date of the launch; if the s/c has yet to be launched, give the projected date. (Can be in MM/DD/YYYY or MM/YYYY or YYYY format)
Months in Development	3,83	Predicted	Enter a numeric value corresponding to the number of months in s/c design and development, including everything up until flight integration; indicate whether this value is actual or predicted
Months in Integration	0,1	Predicted	Enter a numeric value corresponding to the number of months taken for s/c integration; indicate whether this value is actual or predicted
Months in S/C Functional Testing	2,5	Predicted	Enter a numeric value corresponding to the number of months spent on integrated s/c testing at the organization level, including functional testing; indicate whether this value is actual or predicted
Months in S/C Environmental Testing	1,5	Predicted	Enter a numeric value corresponding to the number of months spent on necessary testing to satisfy launch provider requirements (usually includes thermal vac, vib tables, and mass properties testing); indicate whether this value is actual or predicted
Months S/C is awaiting launch	1,5	Predicted	Enter a numeric value corresponding to the number of months the spacecraft was "on the shelf" waiting for launch after all testing had been completed; indicate whether this value is actual or predicted
Months S/C is in operations	60	Predicted	Enter a numeric value corresponding to the number of months the spacecraft was operational in orbit; indicate whether this value is actual or predicted
Milestone	LVINT		Enter the name of the milestone for which these numbers reflect the status

Fig. 14: Parámetros de entrada para la estimación de riesgos

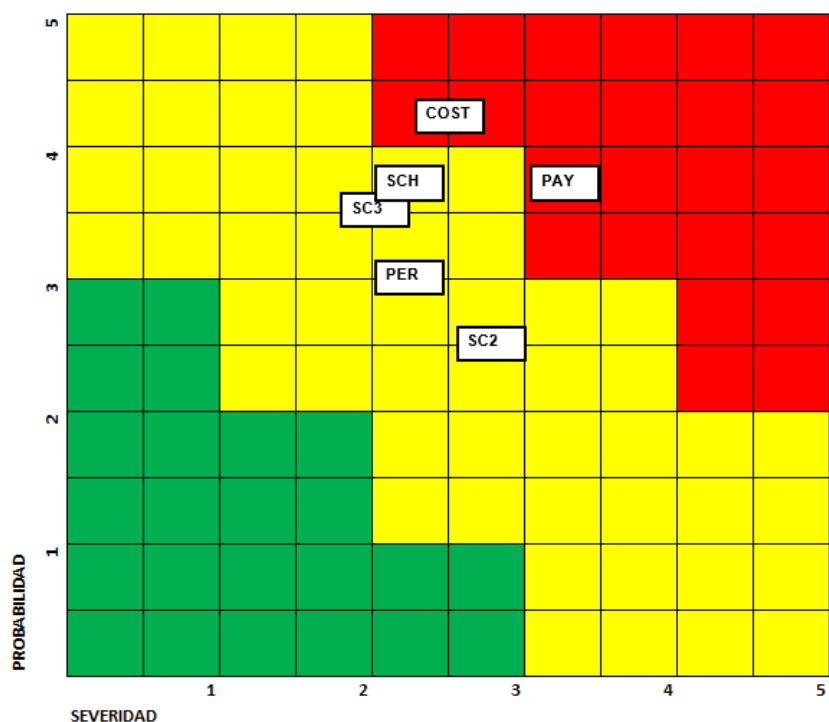


Fig. 15: Magnitud estimada de los distintos riesgos

Riesgo de la misión	Causa fundamental	Índice de severidad	Índice de probabilidad	Magnitud del riesgo
Planificación (SCH)		2,4	3,9	Medio
SCH.1	Incapacidad de encontrar los componentes deseados	0,8	2,9	Muy bajo
SCH.2	Retrasos en diseños mecánicos	0,0	4,2	Bajo
SCH.3	Retrasos en el diseño de <i>software</i>	2,6	5,0	Alto
SCH.4	Retrasos debido a los proveedores	0,5	3,6	Bajo
SCH.5	Retrasos debido a documentación inadecuada	4,9	2,5	Alto
Carga (PAY)		3,3	3,6	Alto
PAY.1	Problemas entre la interfaz del <i>software</i> de la carga y el bus del nanosatélite	2,9	3,2	Medio
PAY.2	Problemas de la interfaz eléctrica/hardware entre la carga y el bus del nanosatélite	0,0	3,9	Bajo
PAY.3	Fallos en la carga debido a problemas mecánicos	5,0	5,0	Muy alto
PAY.4	Fallos en la carga debido a problemas del <i>software</i>	1,5	0,1	Muy bajo
Nanosatélite 1 (SC-1)		2,3	3,8	Medio
SC-1.1	Frecuencias no disponibles para comunicación debido a retrasos en la asignación de frecuencias	3,0	5	Muy alto
SC-1.2	Fallo de la radio del nanosatélite	1,8	2,8	Bajo
SC-1.3	Fallo en las antenas del nanosatélite debido a un fallo en el despliegue o en su activación	1,3	2,1	Bajo



SC-1.4	Fallo de las radios en la estación terrena	1,8	3,5	Bajo
SC-1.5	Fallo de las antenas en la estación terrena	2,2	2,1	Bajo
Nanosatélite 2 (SC-2)		2,7	2,6	Bajo
SC-2.1	Fallo del ordenador de abordó	2,5	1,9	Bajo
SC-2.2	Fallos en la recogida de datos del nanosatélite por parte de los sensores	2,9	2,8	Medio
SC-2.3	Fallo en los actuadores causando un movimiento inestable	2,7	2,7	Medio
SC-2.4	Fallo en la regulación de potencia o el sistema de baterías	2,4	1,0	Bajo
SC-2.5	Fallo de las placas solares para generar potencia	2,5	2,7	Bajo
SC-2.6	Problemas en los sistemas debido a temperaturas inesperadas	2,6	2,9	Bajo
SC-2.7	Problemas en los sistemas debido a vibraciones inesperadas	2,5	2,2	Bajo
Nanosatélite 3 (SC-3)		2,1	3,4	Medio
SC-3.1	El nanosatélite no desorbitará después de su vida útil tras 25 años	1,1	3,5	Bajo
SC-3.2	El bus del nanosatélite no cumple con los requerimientos necesarios	2,5	3,5	Medio
SC-3.3	El nanosatélite no cumple con los requisitos para el lanzamiento en órbita	2,6	3,4	Medio
SC-3.4	No se han entregado la documentación necesaria para el lanzamiento	0,5	3,4	Bajo
Personal (PER)		2,2	3,1	Medio
PER.1	Pérdida de información, debido a problemas técnicos o de gestión	1,8	3,0	Bajo
PER.2	Pérdida de material	2,5	2,5	Bajo
PER.3	Falta de entrenamiento del equipo para completar con las cualificaciones de vuelo necesarias	2,5	3,2	Medio
PER.4	Abandono de miembros del equipo	1,0	3,6	Bajo
PER.5	Pérdida repentina de miembros cruciales del equipo	1,8	1,5	Muy bajo
Costes (COST)		2,5	4,2	Alto
COST.1	Estimación incompleta del coste total del proyecto	3,3	5,0	Muy alto
COST.2	Incremento del precio de los componentes	0,9	5,0	Medio
COST.3	Incapacidad de obtener subvenciones de investigación o financiación	0,0	0,7	Muy bajo
COST.4	Retraso en el recibo de financiación	3,4	4,1	Alto

*Tabla 12: Estimación de los índices de riesgo*

Según las estimaciones realizadas con la herramienta es necesario prestar atención a los riesgos relacionados con la planificación, la carga del nanosatélite, parte de su desarrollo, el personal y los costes económicos por lo que habrá que aplicar medidas correctoras para evitar que sucedan dichos problemas. Existen diversos riesgos que debido al enfoque y objetivos de la misión tienen un índice de riesgo más elevado a la estimación obtenida con la herramienta (PAY.4, SC-1.2, PER.4, COST.3), por lo que también se sugerirán distintas medidas para reducir dicho riesgo. En la tabla 13 se presentan distintas medidas para reducir el riesgo ante distintas situaciones.

Riesgo de la misión	Causa fundamental	Medidas de actuación
SCH.3	Retrasos en el diseño del <i>software</i>	Asumir que van a existir errores, documentar los errores encontrados en el código y sus soluciones. Utilizar librerías con un desarrollo consolidado y con documentación suficiente. Si se han alcanzado acuerdo, externalizar el desarrollo del código hacia terceras partes.
SCH.5	Retrasos debido a documentación inadecuada	Analizar con detenimiento los documentos necesarios a entregar a lo largo del proyecto, tener referencia de documentos previos y estar asesorado por una persona con experiencia en el sector.
PAY.1	Problemas entre la interfaz del <i>software</i> de la carga y el bus del nanosatélite	Previo diseño al <i>software</i> comprobar que existe compatibilidad entre los protocolos de comunicación entre ambas partes.
PAY.3	Fallos en la carga debido a problemas mecánicos	Reducir el número posible de elementos móviles mecánicos, incluso que pueda funcionar parcialmente ante dicho fallo. Utilizar componentes mecánicos que hayan sido utilizados con anterioridad y estén debidamente cualificados. Realizar simulaciones mecánicas ante distintos escenarios para encontrar posibles fallos.
PAY.4	Fallos en la carga debido a problemas del <i>software</i>	Realizar numerosas comprobaciones de funcionamiento durante la fase de pruebas. Introducir la posibilidad de actualizar el <i>software</i> desde la estación de control cuando el nanosatélite se encuentre en órbita.
SC-1.1	Frecuencias no disponibles para comunicación debido a retrasos en la asignación de frecuencias	Al comienzo del proyecto solicitar las frecuencias a las autoridades competentes, así como de utilizar aquellas bandas que no requieran de licencia.
SC-1.2	Fallo de la radio del nanosatélite	Introducir redundancia en elementos críticos.
SC-2.2	Fallos en la recogida de datos del nanosatélite por parte de los sensores	Utilización de sensores acordes a las especificaciones ambientales, así como de existir redundancia en elementos críticos.
SC-2.3	Fallo en los actuadores causando un movimiento inestable	Utilización de sistemas de control de actitud para controlar cualquier perturbación.
SC-3.2	El bus del nanosatélite no cumple con los requerimientos necesarios	Verificar a lo largo del proceso de diseño e implementación que se siguen los requisitos, los estándares correspondientes y realizar modificaciones cuando sea necesario.

SC-3.3	El nanosatélite no cumple con los requisitos para el lanzamiento en órbita	Verificar a lo largo de la etapa de diseño e implementación que se cumplen los requisitos establecidos por la organización encargada del lanzamiento.
PER.3	Falta de entrenamiento del equipo para completar con las cualificaciones de vuelo necesarias	Redactar manuales de usuario y realizar entrenamiento a las personas responsables sobre la correcta utilización del nanosatélite. Si se dispone de presupuesto suficiente utilizar empresas dedicadas al envío y recepción de señales satelitales.
PER.4	Abandono de miembros del equipo	Asumir que a lo largo del proyecto algunos miembros pueden abandonar. Mantener una mentalidad de trabajo ordenada y bien documentada para permitir que nuevos miembros puedan continuar la labor. Establecer becas de colaboración y prácticas para la captación de estudiantes interesados.
COST.1	Estimación incompleta del coste total del proyecto	Realizar un contacto directo con las diversas partes y obtener un presupuesto de las distintas compras y servicios a utilizar.
COST.2	Incremento del precio de los componentes	Tener un margen de seguridad del presupuesto, entorno al 5% para incrementos imprevistos.
COST.3	Incapacidad de obtener subvenciones de investigación o financiación	Necesidad de buscar y negociar distintos convenios de colaboración con distintas instituciones que puedan serles útiles la misión del nanosatélite.
COST.4	Retraso en la obtención de financiación	Para evitar que se derive en retrasos en los pagos de otros aspectos, disponer de liquidez suficiente y negociar formas de pago a posteriori cuando sea posible.

Tabla 13: Medidas de actuación ante diversos riesgos

### 3.8. Imagen de la misión

Como es tradición en el diseño de misiones espaciales, se presenta el nombre a la que se identifica al conjunto de la misión, así como su parche representativo.

El nombre que se le ha asignado a la misión es *Dédalo*, personaje de la mitología griega que fue el padre de Ícaro y constructor del laberinto del Minotauro [35]. En la Figura 16 podemos observar la imagen en estilo de parche que representará a la misión.



Fig. 16: Logo de la misión Dédalo

La imagen del logo representa de una forma minimalista el nanosatélite con las placas solares, la antena de parche del módulo de comunicaciones, la cámara fotográfica y las antenas de telemetría desplegadas. El nanosatélite se encuentra orbitando la Tierra y sobrevolando el Atlántico, Europa y norte de África. En el exterior del logo se muestra el nombre de la misión *Dédalo* y la expresión latina *ipsam mundi per educationem* que su traducción al castellano sería *el mundo a través de la educación*.



## 4. CARACTERÍSTICAS DEL SISTEMA

Una vez definido el entorno ambiental y los distintos requisitos que debe cumplir la misión, a continuación, se definirán los distintos sistemas que componen el nanosatélite, así como las distintas soluciones propuestas basadas en productos comerciales o elementos diseñados en laboratorio que debido a sus características no es viable seleccionar un producto comercial.

### 4.1. Funciones del sistema

El nanosatélite es un conjunto de sistemas autónomos que han sido diseñados para cumplir con una serie de objetivos cuya masa se encuentra entre 1 y 10 Kg. Los sistemas de un satélite constan de dos partes: la carga, que son todos los equipamientos destinados al cumplimiento de los objetivos de la misión, como pueden ser la comunicación o la utilización de instrumentos científicos. Por otro lado se encuentra el bus que son el resto de elementos que permiten el funcionamiento de la carga [21] [36].

Para la misión *Dédalo* se propone la siguiente arquitectura mostrado en el árbol de producto de la Figura 17. En el árbol queda indicado la posibilidad de realizar un diseño propio en el laboratorio o si es posible realizar parte del módulo, tomando como referencia las capacidades técnicas del *Departamento de Ciencia de Materiales, Óptica y Tecnología Electrónica* de la UMH, en concreto, del área de Tecnología Electrónica, donde se ha desarrollado este trabajo. La misión consta de dos partes bien diferenciadas: la estación terrena y el nanosatélite. La estación terrena son todos los elementos que permiten la comunicación con el nanosatélite obteniendo información sobre el estado de los distintos sistemas del objeto a través de la telemetría y el control de sus distintas funciones bajo demanda de los usuarios.

El nanosatélite está compuesto por dos partes a su vez, tal como se definió anteriormente. La carga está formada por el módulo de comunicación, una antena multibanda, una cámara óptica y distintos sensores ambientales. Estos elementos constituyen las distintas partes que permiten ser utilizados de manera educativa para la recopilación de datos y transmisión hacia la estación terrena. Para facilitar que el nanosatélite desorbite tras su vida útil en un tiempo razonable, se implementa un módulo desorbitador capaz de reducir su altitud de manera progresiva de forma pasiva sin la necesidad de utilizar sistemas de propulsión.

El bus del nanosatélite está formado por todos los elementos necesarios que permiten el funcionamiento del resto de sistemas y permiten la comunicación con la estación terrena. Está compuesto por su estructura, el sistema de determinación y control de actitud, los sistemas de gestión de potencia, incluido las placas solares para la generación de energía eléctrica, la telemetría para la transmisión de los datos esenciales y el ordenador de abordo para gestionar y controlar los distintos sistemas.

Debido a los bajos tiempos de contacto entre la estación terrena y la necesidad de que los estudiantes y docentes conozcan con antelación el funcionamiento de los distintos sistemas del nanosatélite y de los procesos asociados para realizar las distintas operaciones de una manera correcta y segura. Para ello, junto a las características del nanosatélite, se propone un modelo educativo que mantenga las mismas funcionalidades y características que el modelo orbital con la única diferencia que éste no está capacitado para ser utilizado en el espacio exterior. De esta manera se consigue reducir considerablemente el coste económico gracias a que se utilizan componentes comerciales

usados de manera extensiva que en muchos casos se encuentran ya disponible en el inventariado de universidades y centros educativos.



Fig. 17: Árbol de producto de la misión Dédalo

## 4.2. Estructura

La estructura es el soporte físico y de protección donde es montado el resto de componentes del sistema. Se requiere que el diseño sea resistente y con la menor masa posible. La estructura debe ser capaz de resistir las vibraciones y fuerzas ejercidas durante la fase de lanzamiento y de ofrecer una barrera de protección a los componentes electrónicos ante partículas y radiación energética.

El estándar de *Cubesat* ofrece una solución ideal para misiones espaciales de bajo coste y tamaño. Los tamaños se definen en unidades que pueden unirse formando distintas agrupaciones, siendo la base el 1U un cubo de 10 cm en cada lado y soportando una masa máxima de 1.33 kg [37]. Si se unen tres unidades obtenemos una estructura con un factor de forma 3U siendo un tamaño suficiente para el objetivo de la misión ya que permite albergar todos los elementos que conformar el nanosatélite en el menor tamaño posible. Las especificaciones de una versión comercial ya fabricada se encuentran en la tabla 14, junto a una ilustración de referencia en la Figura 18.

Nombre del producto:	3-Unit CubeSat Structure
Fabricante:	ISIS
Masa:	243 g
Medidas:	100 x 100 x 340.5 mm
Factor de forma PCB:	PC/104
Precio:	3.650€

Tabla 14: Especificaciones de la estructura [38]



Fig. 18: Estructura 3U Cubesat [39]

Para el modelo educativo es posible utilizar el mismo modelo de la estructura, pero siendo fabricada con una impresora 3D, reduciendo así su precio y haciéndolo más accesible. Las especificaciones utilizando este modo de fabricación se muestra en la Tabla 15.

Nombre del producto:	3-Unit CubeSat Structure
Fabricante:	Impresora 3D
Masa:	200 g
Precio:	5 €

Tabla 15: Especificaciones de la estructura modelo educativo

### 4.3. Control térmico

Debido a la incidencia de los rayos solares y la ausencia de la atmósfera terrestre en la órbita, el rango de temperaturas que debe soportar el nanosatélite es muy elevado, por lo que es necesario escoger y diseñar los distintos componentes y sistemas del nanosatélite para que puedan sobrevivir a dichas temperaturas.

Es posible obtener una estimación de la temperatura a la que se encontrará el nanosatélite a partir de diversos factores como su geometría, tamaño, los materiales utilizando en su exterior y su posición en la órbita. Suponiendo que el nanosatélite se encontrará en una órbita circular a una altitud de 850 km, utilizando la estructura de un *CubeSat* 3U y asumiendo que el conjunto es un bloque isotérmico. La superficie total de la estructura de un *CubeSat* 3U son 1562 cm<sup>2</sup>, parte de la estructura exterior está formada por railes de aluminio con varias capas de pintura negra ocupando un área de 237 cm<sup>2</sup>. La alimentación del nanosatélite se realizará principalmente utilizando células solares, se entrará más en detalle en el apartado 4.8 sobre su utilización, que al maximizar el número de células a utilizar obtenemos un área de 557 cm<sup>2</sup>. Para simplificar los cálculos, suponemos que el resto de superficie es aluminio pulido se obtiene una superficie restante de 768 cm<sup>2</sup>. En la Tabla 16 obtenemos un resumen de las distintas características físicas y materiales, así como el rango de temperaturas estimada a la que se encontrará el nanosatélite.

Altitud	850 km
Tamaño	100 x 100 x 340.5 mm
Superficie porcentual de las células solares (GaAs)	36 %
Superficie porcentual del aluminio pulido	49 %
Superficie porcentual de la pintura negra (Epoxy)	15 %
Emitancia de las células solares (GaAs)	0,8
Emitancia del aluminio pulido	0,08
Emitancia de la pintura negra (Epoxy)	0.85
Absortancia de las células solares (GaAs)	0,88
Absortancia del aluminio pulido	0,24
Absortancia de la pintura negra (Epoxy)	0.95
Rango de temperatura estimado	[-13 , 53] °C
Rango de temperatura con margen de seguridad (±10°C)	[-23 , 63] °C

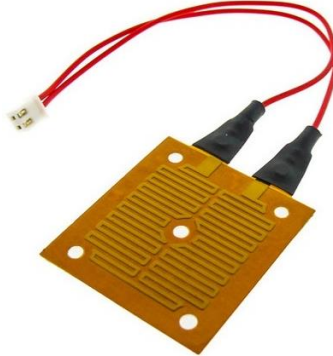
Tabla 16: Parámetros característicos del control térmico

Es posible que algunos componentes no puedan funcionar en todo el rango de temperatura por lo que será necesario implementar distintas medidas para controlar su temperatura dentro del rango aceptable. Si la temperatura es demasiado baja, es posible introducir calentadores, como el mostrado en la Figura 19, que su principio de funcionamiento es una resistencia eléctrica que disipa su calor al componente deseado, en los elementos que sean necesario para controlar su temperatura dentro del rango deseado. Por lo contrario, si la temperatura es demasiado elevada debe disiparse al exterior



utilizando para ello caminos de conducción térmica utilizando el esqueleto de la estructura o aislando el componente con diversos materiales como puede ser el *Kapton*.

El modelo educativo al trabajar a temperatura ambiente no requeriría de ningún tipo de diseño especial sobre el control térmico, ya que por lo general los componentes pueden resistir dichas temperaturas.



*Fig. 19: Calentador flexible recubierto de Kapton [40]*

#### **4.4. Telemetría**

La telemetría se entiende como el conjunto de elementos y sistemas que permiten la monitorización, recopilación, tratamiento, procesamiento y comunicación de los datos esenciales del nanosatélite, así como de su manejo y control de manera remota a través de una estación terrena. Estas acciones son realizadas cuando el nanosatélite está transmitiendo (*downlink*) y recibiendo (*uplink*). Además, cuenta con una baliza con el objetivo de poder ser identificado de entre el resto de satélites.

Para la comunicación se utilizarán las bandas de frecuencia de radioaficionados para evitar la utilización de bandas comerciales. De esta manera se consigue evitar pagar la licencia correspondiente para emitir dentro de la banda de frecuencias con el inconveniente de compartir la banda de frecuencia con distintos usuarios y de no poder utilizarse para fines comerciales o económicos. Aun siendo una banda de radioaficionados es necesario contactar y solicitar el permiso correspondiente a la IARU que se encarga a nivel internacional de coordinar las bandas destinadas para los satélites amateur correspondientes del espectro radioeléctrico. Un aspecto a tener en cuenta es que dentro de una misma banda de frecuencias existen distintas aplicaciones clasificándose en dos tipos: primarias y secundarias. Las aplicaciones primarias tienen un uso preferente del uso de la banda, mientras que las secundarias no tienen prioridad de uso por lo que no podrá emitirse cuando así lo haga una aplicación primaria y se cesaran las emisiones cuando así se soliciten por las autoridades responsables [41].

Se utilizarán las bandas VHF entre los 144-146 MHz para la recepción de señales de control. En la banda UHF entre los 432-438 MHz se ubicará la transmisión de los datos telemétricos, así como de la baliza del nanosatélite que el mensaje estará codificado en código morse. Para evitar los efectos de rotación de Faraday, suceso que provoca una rotación en la polarización de una onda electromagnética, deberá emitirse con una polarización circular. En la tabla 17 se encuentra un resumen de las distintas frecuencias usadas por la telemetría, así como las distintas características de la señal.

Debido a que el nanosatélite se está moviendo relativamente de la estación de control, las frecuencias a transmitir y a recibir se encontrarán desplazadas de su frecuencia original provocado por el efecto Doppler. Dicho efecto depende de la velocidad del objeto, que al

ser una órbita “circular” se puede considerar constante, la frecuencia de la señal y a la velocidad que se transmite, en este caso al ser una onda electromagnética que se propaga por el vacío y el aire será aproximadamente la velocidad de la luz (4-1). El nanosatélite se mueve con una velocidad de 7.430 m/s para una órbita de 850 km de altitud. Por lo que para una transmisión en la banda VHF y UHF se obtiene un desplazamiento máximo de 3,59 kHz y 10,77 kHz respectivamente, por lo que será necesario implementar sistemas de detección, seguimiento de la frecuencia en la recepción tanto en el nanosatélite como en la estación de control.

$$f_D = \frac{v_{sat} \cdot f_i}{c} \quad (4-1)$$

Banda de frecuencia (MHz)	Actividad	Dirección	Función	Modulación	Ancho de banda (kHz)	Desplazamiento Doppler (kHz)
VHF (144 - 146)	Primaria	Uplink	Control	FSK	20	3,59
UHF (432 - 438)	Secundaria	Downlink	Telemetría	BPSK	20	10,77
		Downlink	Baliza CW	CW	0.1	10,77

Tabla 17: Parámetros de las señales de telemetría

La forma de transmitir, a excepción de la baliza, se realizará a través de una comunicación digital basada en paquetes. De esta manera se consigue generalizar el tipo de dato a transmitir independientemente de su origen, como puede ser información telemétrica, o imágenes. Al tratarse de una señal digital, se recupera la información transmitida de manera íntegra, siempre que el nivel de ruido no sea muy elevado. Para la señal de subida se utilizará una modulación basada en la variación de frecuencia (FSK) y para la bajada una modulación que varía entre dos fases (BPSK) [42].

Por lo general, la tasa de baudios, que se define como el número de cambios de símbolos en la señal durante un segundo, se asignará a 9600 baudios como es habitual en distintos estándares de comunicación digital entre ellos la comunicación en serie. Las modulaciones FSK y BPSK realizan cambios únicamente entre dos frecuencias y dos fases, la tasa de transmisión de bits se corresponde con la tasa de baudios, 9,6 kbps (4-2). De la misma manera podemos obtener el ancho de banda que ocupará dicha señal según la modulación utilizada (4-3) (4-4), en ambos casos se obtiene el mismo ancho de banda para ambas modulaciones de 9,6 kHz que coincide con la tasa de baudios. Aplicando el teorema de muestreo de Nyquist-Shannon (4-5) obtenemos un ancho de banda de 19,2 kHz. Si sobremuestreamos a 20 kHz conseguimos recuperar la señal con una mayor seguridad sin que aparezcan problemas de *aliasing* debido a la falta de selectividad de los filtros.

$$R_b = n \cdot R_m \quad (4-2)$$

$$W_{FSK} = \frac{M \cdot R_m}{2} \quad (4-3)$$

$$W_{BPSK} = R_m \quad (4-4)$$

$$B = 2 \cdot W \quad (4-5)$$

La comunicación entre la estación de control y el nanosatélite debe tener la calidad suficiente para poder recuperar los datos con el menor error posible de datos. Para ello la relación señal/ruido (SNR) debe ser lo suficiente elevada para que el ruido no enmascare o afecte negativamente a la señal. Desde la transmisión hasta la recepción de la señal suceden distintos efectos que afectan a la integridad de la señal como puede ser la atenuación de la atmósfera, la ganancia y directividad de las antenas o el ruido térmico generado por los componentes electrónicos. Gracias a la herramienta facilitada por AMSAT desde su página web es posible calcular una estimación del SNR, a partir de la potencia recibida en los receptores [43]. Este tipo de cálculos, que serán adjuntos a este documento en el Anexo II como archivos de consulta, se conoce como el balance de enlace. Los valores de entrada del balance de enlace son tomados del modelo comercial propuesto en la tabla 19 así como la propuesta de estación terrena en el apartado 4.9.

Banda de frecuencia (MHz)	Dirección	Función	Potencia transmitida (dBW)	Ganancia antena emisora (dBi)	Ganancia antena receptora (dBi)	SNR (dB)
VHF (144-146)	Uplink	Control	10,5	9,2	0	17,97
UHF (432-438)	Downlink	Telemetría	2,13	0	13,3	12,23
	Downlink	Baliza CW	2,9	0	13,3	12,66

Tabla 18: Balance resumido del enlace de telemetría

Al tratarse de una comunicación basada en paquetes es necesario establecer un protocolo que asegure la compatibilidad entre estaciones y esté caracterizado para su utilización en comunicación punto a punto. En este caso se propone la utilización del protocolo AX.25 para la capa de nivel de red según el modelo OSI, las distintas capas del modelo se muestran en la Figura 20. Este protocolo fue desarrollado por la comunidad de radioaficionados como una solución a la transmisión de paquetes por radio, que en la actualidad se utiliza no solo para conexiones entre distintas estaciones terrestres sino también en la comunicación con distintos satélites. Este protocolo permite la comunicación independientemente de la existencia o uso de las distintas capas superiores. A continuación se presenta una serie de características sobre las capacidades del protocolo AX.25 [44].

- Permite funcionar en comunicaciones *half-duplex* o *full-duplex*.
- Permite establecer más de una comunicación por dispositivo, si éste es capaz.
- Permite la autoconexión, cuando la dirección de origen y de destino es el mismo dispositivo.
- Se asume una conexión entre iguales entre ambas partes, es decir no existen clases de maestro o esclavo.

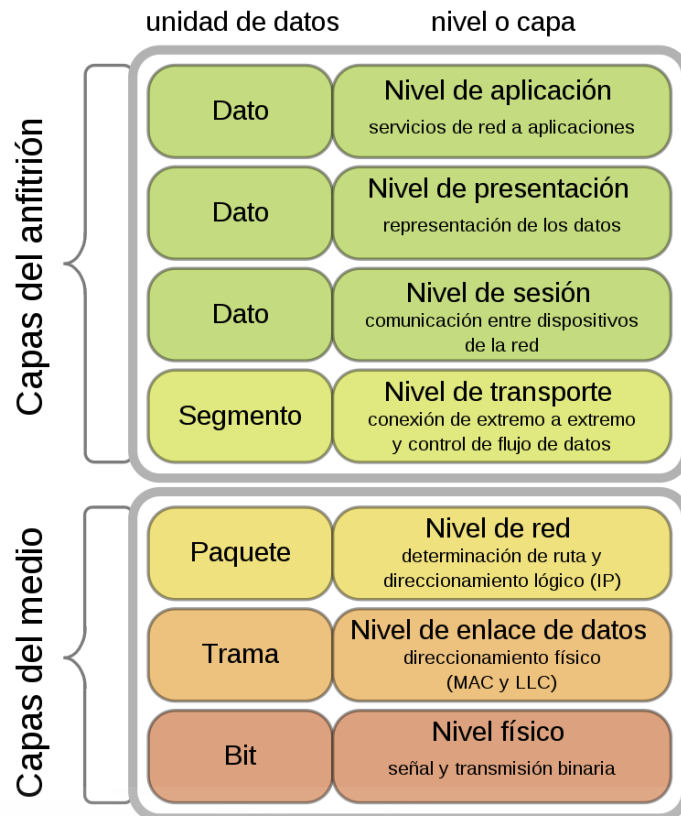


Fig. 20: Distintas capas del modelo OSI [45]

En el protocolo AX.25 existen tres tipos de paquete: los de información (paquete I) encargados de enviar indicaciones sobre los paquetes recibido y a enviar, de supervisión (paquete S) encargados de confirmar o solicitar la retransmisión de paquetes I, así como de controlar la ventana de control; y paquetes sin numerar (paquete U) siendo los responsables de mantener un control adicional de la capa, la de establecer y finalizar la conexión entre las estaciones.

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

Fig. 21: Construcción de paquetes S y U

Flag	Dirección	Control	PID	Info	FCS	Flag
01111110	112/224 Bits	8/16 Bits	8 Bits	N*8 Bits	16 bits	01111110

Fig. 22: Construcción de paquetes I

Los paquetes que son enviados están compuestos por distintos campos que definen la forma y utilización del protocolo. La información utilizada en cada campo son las siguientes:

- **Flag:** Campo de un octeto encargado de delimitar el principio y fin de un paquete. Dos paquetes pueden compartir un mismo *flag* para indicar el final del primer paquete y el comienzo del siguiente. La secuencia consiste en un cero seguido de seis unos y otro cero (01111110). Esta secuencia no puede aparecer en cualquier otro tramo del paquete. Para ello si se detecta cinco consecutivos se añade al siguiente bit un cero, que cuando se reciba el paquete

el bit extra es eliminado. De esta manera se evita que aparezca la secuencia de forma casual en cualquier otra parte del paquete.

- **Dirección:** Indica la dirección de origen y destino del paquete. La dirección se corresponde con el distintivo de llamada utilizado por los radioaficionados codificado con caracteres ASCII y en mayúsculas. Puede introducirse un campo extra que contenga información de comandos/respuestas y facilita la repetición del paquete.
- **Control:** El campo indica el tipo de paquete enviado así como distintos atributos de control sobre los paquetes enviados y a recibir.
- **PID:** El campo se corresponde con el *identificador de protocolo* que solo aparece en los paquetes de información. En éste se indica el protocolo utilizado a nivel de transporte, o si no existe ninguna implementación.
- **Info:** El campo contiene toda la información del usuario a transmitir de una terminal a otra. El tamaño del campo es variable pero la longitud predeterminada es de 256 octetos.
- **FCS:** La secuencia de comprobación de paquete o FCS es un número de 16 bits calculado por el transmisor y receptor. De esta manera se puede asegurar que un paquete no ha sido dañado durante su transmisión por el medio. Este cálculo es realizado según las indicaciones del documento ISO 3309 que hace referencia al HDLC.

Analizadas las distintas características de la telemetría, se escoge un producto comercial adecuado a las especificaciones citadas anteriormente. Sería posible desarrollar una versión propia que se adecue de forma más precisa a las necesidades de la misión pero el módulo creado por la compañía *ISIS* cumple con los requisitos necesarios y a un precio aceptable, tal como se aprecia en las características de la Tabla 19 junto a una imagen del módulo en la Figura 23.

Nombre del producto:	ISIS UHF downlink/VHF uplink Full Duplex transceiver
Fabricante:	ISIS
Masa:	75 g
Medidas:	90 x 96 x 15 mm
Temperatura operativa:	-20 a 60 °C
Voltaje de alimentación:	6,5 – 20 V DC
Interfaz de datos:	I <sup>2</sup> C
Consumo de potencia:	0,48 W (Solo recepción) 4 W (Transmisor activado)
Potencia de transmisión:	27 dBm
Sensibilidad de recepción:	-104 dBm para BER 10 <sup>-5</sup>
Modulación:	BPSK, GMSK (Transmisión) FSK (Recepción)
Protocolo de comunicación:	AX.25
Precio:	8.500€

Tabla 19: Características del transceptor comercial [46]



Fig. 23: Transceptor VHF/UHF destinado a telemetría [46]

Para el modelo educativo se puede utilizar una radio definida por software, que permite de manera dinámica ajustar los canales de recepción y transmisión de datos. Para ello se propone la utilización del SDR *ADALM-PLUTO* que además puede ser utilizado como parte del módulo de comunicaciones de la carga y de la estación terrena, aspecto que se entrará en detalle en el apartado 4.7.1 y 4.9 terrena[47]. Para tener en cuenta el efecto Doppler producido por el movimiento orbital debe programarse en el módulo la posibilidad que la frecuencia central se desplace de manera similar a como sucedería en el módulo orbital. En la Tabla 20 se muestra las características del SDR así como una imagen del producto en la Figura 24.

Nombre del producto:	ADALM-PLUTO
Fabricante:	Analog Devices
Masa:	114 g
Medidas:	117 x 79 x 24 mm
Voltaje de alimentación:	4,5 – 5,5 V DC
Interfaz de datos:	USB
Potencia de transmisión:	7 dBm
Frecuencia de trabajo:	325 – 3800 MHz
Programación:	MATLAB, Simulink, C, C++, C# y Python
Precio:	133 €

Tabla 20: Característica del SDR modelo educativo



Fig. 24: Sistema de comunicación SDR ADALM-PLUTO [47]

Para poder establecer la comunicación entre el nanosatélite y la estación terrena es necesario el uso de antenas encargadas de irradiar y recibir dichas señales. Antes del despliegue del nanosatélite en su órbita, todo el conjunto debe encontrarse lo más compacto posible para no interferir ni dañar otros elementos durante el lanzamiento, por lo que deberán estar plegadas. Cuando el nanosatélite se encuentre en una posición lista para su utilización se despliegan las antenas de forma automática. En la tabla 21 se propone una solución comercial para las antenas VHF y UHF de telemetría, así como una representación en la Figura 25 de las antenas desplegadas.

Nombre del producto:	CubeSat Antenna System for 1U/3U
Fabricante:	ISIS
Masa:	77 g (UHF) 85 g (VHF)
Medidas:	98 x 98 x 7 mm
Temperatura operativa:	-20 a 60 °C
Longitud de las antenas:	17 cm (UHF) 55 cm (VHF)
Voltaje de alimentación:	3,3 - 5 V DC
Consumo de potencia:	< 40 mW (Nominal) < 2 W (Durante el despliegue)
Interfaz de datos:	I <sup>2</sup> C
Potencia de transmisión máxima:	2 W
Banda de trabajo:	UHF, VHF
Ganancia lóbulo principal:	0 dBi (UHF, VHF)
Unidades:	2
Precio unidad:	5.500 €
Precio total:	11.000 €

Tabla 21: Características de antenas desplegadas VHF/UHF [48]

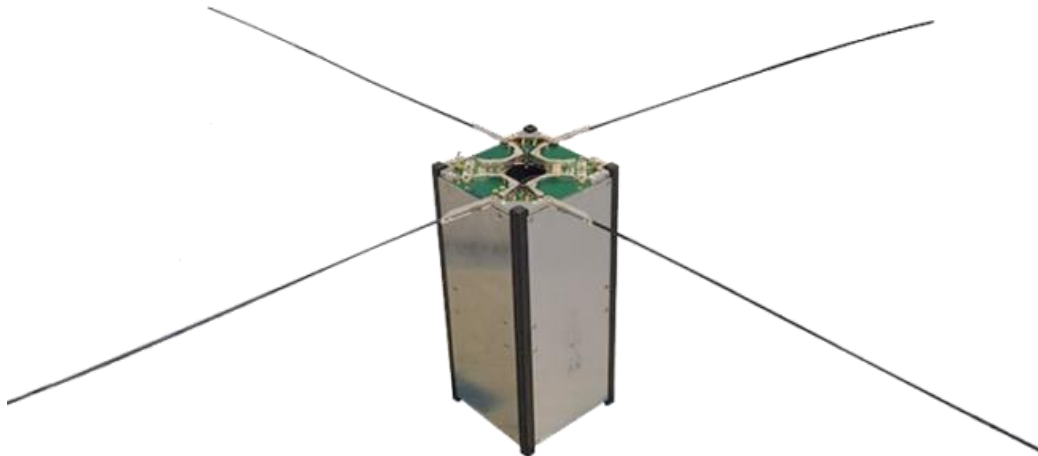


Fig. 25: Antena desplegable VHF/UHF para CubeSats [48]

Las antenas del modelo educativo pueden sustituirse por secciones de cinta métrica metálica a la longitud necesaria, siendo sus características las indicadas en la Tabla 22. Al ser de un material metálico-conductor y flexible se asemeja a las propiedades del modelo orbital, pero con una menor eficiencia de recepción y emisión. Sus propiedades

como la ganancia, diagrama de radiación o potencia máxima de transmisión deben analizarse y comprobar su funcionamiento tras su montaje.

Nombre del producto:	Antenas UHF/VHF cinta métrica
Masa:	17 g (UHF) 41 g (VHF)
Longitud de las antenas:	17 cm (UHF) 55 cm (VHF)
Banda de trabajo:	UHF, VHF
Precio:	5 €

*Tabla 22: Características antenas VHF/UHF modelo educativo*

#### 4.5. Subsistema de control y determinación de actitud

La función principal de los sistemas de control y determinación de actitud, también conocido como ADCS, consisten en determinar la posición, velocidad y momento angular del nanosatélite, y realizar las modificaciones necesarias para ajustar su orientación de manera que el módulo de la cámara y la antena del módulo de comunicación tengan visión directa con la superficie terrestre de manera estable. Existen varios efectos que provocan perturbaciones que deben ser corregidas como el campo magnético, el gradiente gravitacional, radiación solar o en el momento de colocación del nanosatélite en su órbita correspondiente tras el lanzamiento.

Para obtener la posición real del nanosatélite cuando se encuentra en órbita se utiliza sistemas de navegación por satélite, o GNSS, ya que el objeto se encuentra en una órbita baja y visible por dichos satélites. De esta manera se puede obtener de una manera sencilla su posición, altitud y su velocidad. Actualmente existen distintos sistemas de navegación por satélite, se pueden destacar dos de ellos el Galileo y el GPS. El sistema Galileo que actualmente sigue en desarrollo y despliegue por parte de la Unión Europea, dispone de una precisión de un metro. El sistema GPS desarrollado por los Estados Unidos y extensamente utilizado por multitud de servicios y dispositivos aunque con una menor precisión respecto a Galileo, alrededor de 5 metros [49] [50].

Al ser dos servicios de sistemas de navegación de alta calidad es posible utilizar ambos para asegurar una precisión elevada sobre la posición y velocidad del nanosatélite. Para ello se propone la utilización de la solución comercial presentada en la Tabla 23 junto con una imagen del módulo en la Figura 26, así como de su antena que sus características se encuentran en la Tabla 24 junto con su imagen en la Figura 27.

Nombre del producto:	GNSS-701 Satellite GNSS Receiver
Fabricante:	SpaceQuest
Masa:	160 g
Medidas:	93,98 x 55,88 x 26,04 mm
Temperatura operativa:	-40 a 85 °C
Tiempo de activación:	Arranque frío: 90 segundos Arranque tibio: 45 segundos Arranque caliente: 30 segundos
Voltaje de alimentación:	3,3 V Regulado 5-20 V Sin regular 6-42 V Sin regular



Consumo de potencia:	1,0 W (3,3 V) 1,2 W (7,5 V) 1,4 W (28 V)
Interfaz de datos:	2x Puertos series (LVTTTL o RS-422)
Nivel de RF:	L1: -122 a -87 dBm
GNSS disponibles:	GPS, Galileo, GLONASS y BeiDou
Precio:	21.471 €

*Tabla 23: Características del receptor GNSS [51]*



*Fig. 26: Receptor GNSS [51]*

Nombre del producto:	ANT-GPS Active GPS Antenna
Fabricante:	SpaceQuest
Masa:	82 g
Medidas:	17,5 x 52,8 x 52,8 mm
Temperatura operativa:	-55 a 85 °C
Frecuencia:	L1, 1575,42±12 MHz
Polarización:	RHCP
Ganancia LNA:	33 dB
Figura de ruido LNA:	2,4 dB
Precio:	2.237 €

*Tabla 24: Características de la antena GNSS [52]*



*Fig. 27: Antena GNSS [52]*

Una solución integrada para el modelo educativo consistiría en un receptor GNSS con capacidades de recepción similares, pero sin estar preparado para ser utilizado en el espacio. En la tabla 25 se observan las características de la versión educativa del receptor GNSS.

Nombre del producto:	SparkFun GPS Breakout – Chip Antenna, SAM-M8Q
Fabricante:	Sparkfun
Masa:	60 g
Medidas:	41 x 41 x 10 mm
Tiempo de activación:	Arranque frío: 26 segundos Arranque caliente: 1 segundo
Voltaje de alimentación:	3,3 V DC
Consumo de potencia:	95,7 mW
Interfaz de datos:	UART, I <sup>2</sup> C
Limitaciones máximas:	Altura: 50.000 m Aceleración: ≤ 4G Velocidad: 500 m/s
GNSS disponibles:	GPS, Galileo y GLONASS
Precio:	36 €

*Tabla 25: Característica del receptor GNSS del modelo educativo [53]*

Debido a la necesidad de orientar correctamente el nanosatélite sobre la superficie terrestre y que este se mantenga a una orientación estable, para minimizar las posibles pérdidas debido a una mala orientación de las antenas y así como de la cámara fotográfica para que pueda tomar imágenes de la superficie terrestre. Para ello se pueden utilizar elementos activos de control para ajustar de manera precisa la orientación del nanosatélite.

Para determinar cuál debe ser su orientación es necesario un punto de referencia que sea estático para poder ser comparado con otro tipo de sensores. Existen distintos elementos que puede utilizarse como referencia: el Sol, las estrellas, el horizonte de la Tierra o el campo magnético terrestre. En este caso se tomarán como referencia el Sol y el campo magnético ya que los sensores a utilizar son relativamente sencillos y no requieren de calibraciones cuando se encuentre en órbita.

Obtenido la referencia de la orientación, se debe medir cuales son los cambios que se producen en la orientación del nanosatélite a lo largo del tiempo. Los sensores inerciales encargados de medir los cambios en la orientación se calibran periódicamente a partir de los sensores de referencia. Combinando los sensores inerciales y de referencia en los tres ejes del nanosatélite se consigue obtener una imagen completa de su actitud. Estos sensores inerciales pueden ser los magnetómetros que miden el campo magnético terrestre, el acelerómetro que mide la aceleración del nanosatélite en cada uno de los ejes y el giroscopio que permite medir y detectar la orientación del objeto.

Para modificar la rotación y orientación deseada es necesario aplicar una fuerza, que esté basado en sistemas eléctricos y no en propulsores. Para ello se pueden aplicar distintos fenómenos físicos para ajustar dichos parámetros. Aprovechando el campo magnético terrestre se pueden utilizar los magnetopares, que al introducirse una corriente eléctrica por el magnetopar se produce los efectos de la ley de Lorentz que se traduce en

un par de fuerzas en la estructura del nanosatélite. El inconveniente de utilizar el campo magnético es que no es posible generar una fuerza cuando el magnetopar se encuentra en la misma dirección (norte-sur) del campo magnético, por lo que es necesario utilizar un sistema adicional para tener un control en los tres ejes de movimiento.

El control del tercer eje consiste en trasladar el momento de un objeto que gira al resto de la estructura para ello se utiliza un volante de inercia para generar dicho movimiento. El volante de inercia es un motor eléctrico que al estar conectado a una masa esta traslada su momento al resto de la estructura debido a la conservación del momento angular. Al ser un motor eléctrico es posible controlar con precisión el movimiento a generar [21].

Existen diversas soluciones comerciales para la detección y actuación de la orientación, entre ellas cabe destacar soluciones integradas con otros elementos del sistema por parte de la empresa *Endurosat*. Los paneles solares que ofrecen disponen de sensores solares y de magnetopares en un único producto reduciendo así el volumen ocupado dentro del nanosatélite. Además, el ordenador de abordaje integra un controlador para los magnetopares, los sensores solares, un acelerómetro para los 3 ejes cartesianos, un magnetómetro y un giroscopio. La información más detallada sobre los componentes puede encontrarse en los apartados 4.6 y 4.8, a continuación en las Tablas 26 a la 31, se presentan la información de los distintos sensores y actuadores. Uno de los elementos más visuales del sistema de ADCS es el volante de inercia mostrado en la Figura 28.

Nombre del producto:	3U Solar panel X/Y MTQ
Fabricante:	Endurosat
Elemento:	Giroscopio
Temperatura operativa:	-40 a 105 °C
Voltaje de alimentación:	4,75 – 5,25 V
Sensibilidad:	0.07326 °/sec/LSB (Rango dinámico = ± 320°/sec) 0.03663 °/sec/LSB (Rango dinámico = ± 160°/sec) 0.01832 °/sec/LSB (Rango dinámico = ± 80°/sec)

*Tabla 26: Características giroscopio de la placa solar [54]*

Nombre del producto:	3U Solar panel X/Y MTQ
Fabricante:	Endurosat
Elemento:	Sensor solar
Sensibilidad espectral:	6.3 nA/lx ( $V_R = 5V$ , Luz estándar A T=2856 K)
Rango espectral:	400 – 900 nm
Medio ángulo:	± 60°

*Tabla 27: Características sensor solar de la placa solar [54]*

Nombre del producto:	3U Solar panel X/Y MTQ
Fabricante:	Endurosat
Elemento:	Magnetopar
Voltaje de alimentación:	3,3 V
Resistencia:	94 Ω
Intensidad:	35 mA
Momento dipolar:	0,147 Am <sup>2</sup>

*Tabla 28: Características del magnetopar 3U [54]*

Nombre del producto:	1.5U Solar panel X/Y MTQ
Fabricante:	Endurosat
Elemento:	Magnetopar
Voltaje de alimentación:	3,3 V
Resistencia:	55 $\Omega$
Intensidad:	60 mA
Momento dipolar:	0.135 Am <sup>2</sup>

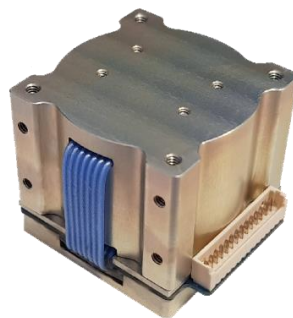
*Tabla 29: Características del magnetopar 1.5U [55]*

Nombre del producto:	Onboard computer type II
Fabricante:	Endurosat
Voltaje de alimentación:	3,3 V
Consumo de potencia:	1,8 – 3,6 mW (acelerómetro) 2,77 mW (magnetómetro)
Rango de medida:	$\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g$ (acelerómetro) -16 a 16 gauss (magnetómetro)
Sensibilidad:	6842 LSb/gauss ( $\pm 4$ ) 3421 LSb/gauss ( $\pm 8$ )
Unidades:	2x acelerómetro de 3 ejes 2x magnetómetro de 3 ejes

*Tabla 30: Características ADCS del ordenador de abordo [56]*

Nombre del producto:	Cubewheel small
Fabricante:	CubeSpace
Masa:	60 g
Medidas:	28 x 28 x 26.2 mm
Temperatura operativa:	-10 a 60 °C
Voltaje de alimentación:	3,3 V 6,4 – 16 V
Consumo de potencia:	0,15 W (Promedio) 0,65 W (Máximo)
Interfaz de datos:	UART, I <sup>2</sup> C, CAN
Momento máximo:	1,77 mNms
Par máximo:	0,23 mNm
Precio:	4.150 €

*Tabla 31: Característica del volante de inercia [57]*



*Fig. 28: Volante de inercia [57]*

Para el modelo educativo pueden utilizarse elementos similares con la excepción del magnetopar ya que los efectos de su movimiento son muy pequeños para que sean

percibidos al utilizarse en la superficie terrestre. Por ello se sustituyen por motores DC que simulan los volantes de inercia, y los sensores solares por fotorresistores. A continuación, se presentan los distintos elementos de ADCS en las Tablas 32, 33 y 34.

Nombre del producto:	DG01D-A130 Gearmotor
Fabricante:	DAGU
Masa:	26 g
Voltaje de alimentación:	4,5 V DC
Consumo de potencia:	1,125 W (Máximo)
Velocidad sin carga:	140 RPM
Par:	800 gf-cm
Unidades:	3
Precio individual:	1,84 €
Precio total:	5,52 €

Tabla 32: Características del volante de inercia para el modelo educativo [58]



Fig. 29: Motores DC para el modelo educativo [58]

Nombre del producto:	LDR GL5528
Masa:	3 g
Voltaje de alimentación:	150 V (Máximo)
Consumo de potencia:	100 mW (Máximo)
Resistencia:	~1 k $\Omega$ (Iluminado) ~10 k $\Omega$ (Oscuridad)
Unidades:	6
Precio individual:	1,34 €
Precio total:	8,04 €

Tabla 33: Características del sensor solar del modelo educativo [59]

Nombre del producto:	SparkFun triple axis accelerometer and gyro breakout – MPU-6050
Masa:	7 g
Fabricante:	SparkFun
Medidas:	25,5 x 15,2 x 2,48 mm
Voltaje de alimentación:	2,3 – 3,4 V DC
Consumo de potencia:	13 mW
Interfaz de datos:	I <sup>2</sup> C

Sensores:	Acelerómetros en los 3 ejes Giroscopio en los 3 ejes
Precio:	26,81 €

Tabla 34: Características de sensores ADCS para modelo educativo [60]

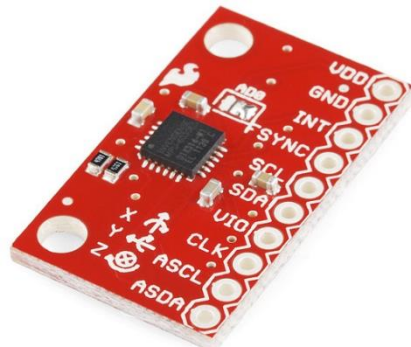


Fig. 30: Integrado de sensores ADCS para modelos educativo [60]

#### 4.6. Ordenador de abordó

Un aspecto central del conjunto de los sistemas que conforman el nanosatélite es el tratamiento, manejo de los datos y la toma de decisiones a partir de ellos. El ordenador de abordó, además de realizar un manejo de los datos recibidos por los distintos componentes del bus y de la carga, realiza la función de nodo central de comunicación entre los distintos dispositivos. Además el sistema debe poder trabajar en diferentes modos de operación que permitan activar y desactivar de forma rápida distintos sistemas según las necesidades o prioridades ya sea a petición del usuario o de manera autónoma [21].

Los datos a adquirir se pueden dividir en tres principales categorías: mantenimiento, actitud y carga. Los datos de mantenimiento, en ocasiones denominado parámetros de ingeniería, están formado por todos los datos de los sistemas que indican su estado y funcionamiento como pueden ser la temperatura, voltajes e intensidad y bits de estado que indican información operacional de distintos elementos.

Los datos de actitud indican la posición y orientación del nanosatélite a partir de distintos sensores. Debido a que no se requiere una alta precisión en la actitud del nanosatélite en la órbita se realizara una frecuencia de muestreo baja para reducir el consumo energético.

Los datos de la carga, dependiendo del objetivo de la misión, se generarán en un mayor o menor volumen. Para el objetivo de esta misión el único elemento que genera unos datos de tamaño considerable es la cámara fotográfica, por lo que será necesario aplicar técnicas de compresión para minimizar el espacio de almacenamiento a ocupar y el tiempo a transmitir la imagen a la estación terrena. El resto de los datos a tratar del módulo de comunicaciones y de sensorización ambiental son de un menor volumen por lo que no será necesario realizar un tratamiento especial en ellos. En el módulo de comunicaciones no se realizará ningún tipo de monitorización y almacenamiento de las señales recibidas por parte del repetidor de señal.

Durante la vida operacional del nanosatélite existirán diversas situaciones donde su funcionamiento deberá cambiar ya sea por motivos de despliegue, seguridad,

mantenimiento o por necesidades de los usuarios. A continuación, se presentan los distintos modos de operación del nanosatélite.

- **Despliegue:** Cuando el nanosatélite es desplegado de la lanzadera este debe esperar durante 45 minutos antes de encender cualquier otro sistema dejando solo activos los sistemas de gestión de potencia y del ordenador de a bordo. Pasado ese tiempo se despliegan las antenas VHF y UHF y, se pasa al modo de telemetría.
- **Telemetría:** Los sistemas ADCS y de telemetría son activados y la baliza comienza a emitir su señal. Los sistemas de la carga permanecerán desactivados. Este modo será el estado por defecto del nanosatélite.
- **Modo de prueba:** Con los sistemas activos del modo anterior en el que se encuentre, se envía el mensaje “TEST TEST TEST” de forma alterna a través de código morse en tonos audibles y con el protocolo AX.25 a partir de la señal modulada, usando para ello el canal de bajada de la telemetría. Pasados 10 minutos en el modo de prueba se cambiará al modo de telemetría.
- **Bajo consumo:** Para ahorrar energía almacenada de las baterías se desactivarán todos los sistemas no esenciales como los módulos de la carga, de ADCS y parte de la telemetría manteniendo solo activo la recepción de señales y su baliza. El nanosatélite entrará en el modo de bajo consumo de forma automática cuando la capacidad de las baterías caiga por debajo del 25% y volverá a su estado anterior cuando se supere el 75% de carga. Podrá salirse del modo de bajo consumo bajo petición de un usuario autorizado.
- **Inhibición:** Para seguir la normativa de la UIT, se deberán desactivar todas las transmisiones de radio del nanosatélite bajo petición del usuario. Solo podrán recibirse señales de control. Este modo se mantendrá hasta que sea modificado por usuarios autorizados.
- **Control:** Para la realización de acciones críticas como puede ser la activación del módulo desorbitador, la actualización de parte del código de control del ordenador de a bordo o de la carga, es necesario cambiar a este modo para habilitar dichos comandos. El módulo de comunicación y la cámara son desactivadas. Este modo solo podrá ser accedido por usuarios autorizados.
- **Modo educacional:** El módulo de comunicación y la cámara fotográfica son activadas, así como todas las funciones y comandos utilizados para su funcionamiento como herramienta educativa.

Para poder transferir los datos e información de los distintos sistemas del nanosatélite es necesario una interfaz por el cual se transfiera dichos datos. Al basarse el diseño principalmente en distintos productos comerciales es necesario que el ordenador de a bordo disponga de diferentes interfaces y que pueda interpretarlos. Los protocolos a utilizar son: UART, I<sup>2</sup>C, SPI, CAN y RS-422.

Una vez que se han obtenido los datos de los distintos sistemas es necesario procesarlos para su posterior uso para la toma de decisiones o para transmitirlos a la estación terrena. El tratamiento, especialmente para la compresión de imagen, y el control de los distintos sistemas no requieren de gran potencia de computación por lo que un microcontrolador sería suficiente para realizar todas las operaciones necesarias. El nanosatélite se encuentra la mayoría del tiempo sin contacto con la estación terrena por lo que no se puede enviar continuamente toda la información generada por los distintos elementos del sistema, por lo que es necesario implementar un sistema de

almacenamiento que mantenga los datos para su posterior uso y de manera segura para que la información no se vea dañado debido a efectos de partículas cargadas o por la radiación.

Al microcontrolador es posible añadirle un sistema operativo en tiempo real para un mayor control de los distintos procesos que van sucediendo en los distintos sistemas. Con ello, se habilita el actuar directamente sobre procesos prioritarios. Se puede destacar dos sistemas operativos utilizados en nanosatélites: *FreeRTOS* y *kubOS*.

El sistema operativo *FreeRTOS* es ampliamente utilizado en nanosatélites y en otros sectores diferentes al espacial, para el manejo y control de microcontroladores. Según los desarrolladores, se caracteriza por ocupar poco espacio en la memoria y un bajo consumo de recursos de procesamiento. Además, a nivel de desarrollo de software cuenta con numerosa documentación de consulta que facilita el trabajo de desarrollo [61].

Por otra parte, el sistema operativo *kubOS* está basado en Linux y en distintos paquetes como los protocolos de comunicación y API de los distintos sistemas. La compañía ofrece como servicio compatible a su sistema operativo, una interfaz para mostrar los datos transmitidos por el nanosatélite, control y predicción del objeto en la órbita y envío de comandos. Todo ello a través de una interfaz web que permite ser modificada con facilidad. Además también cuenta con una documentación disponible para los desarrolladores para facilitar el diseño de software [62]. Por estas razones, se decide utilizar el sistema operativo *kubOS* para el microcontrolador.

Una solución comercial que cumple con los requisitos anteriores expuestos es el ordenador de abordo desarrollado por la compañía Endurosat, como se puede observar en la Figura 31, que dispone de un microcontrolador de la familia ARM7 Cortex como núcleo central de procesamiento. El resto de las características del ordenador de abordo escogido se encuentra recogida en la Tabla 35.

Nombre del producto:	Onboard Computer type II
Fabricante:	Endurosat
Masa:	58 g
Medidas:	95 x 89 x 23,2 mm
Temperatura operativa:	-30 a 85 °C
Voltaje de alimentación:	3,3 V DC
Consumo de potencia:	0,6 W
Procesador:	ARM Cortex M4/M7
Frecuencia del procesador:	180 MHz (Cortex M4) 216 MHz (Cortex M7)
Memoria:	2 MB para memoria de programa 256 kB RAM (Cortex M4) 2 MB RAM (Cortex M7) 2048 kB Memoria Flash Slot tarjeta microSD
Periféricos:	2x acelerómetros de 3 ejes 2x magnetómetros de 3 ejes 3x drivers PWM para magnetopares 6x entradas analógicas para sensores solares 6x entradas para sensores de temperatura



Interfaz de datos:	1x CAN 2x USART 2x UART 2x I <sup>2</sup> C 2x SPI 1x USB
Precio:	2.900 €

Tabla 35: Características del OBC comercial [56]



Fig. 31: Ordenador de a bordo [56]

Una opción viable para el modelo educativo sería utilizar como ordenador de abordo una *Raspberry Pi 3 Model B+*, aunque se puede utilizar cualquiera de sus variantes disponibles. La *Raspberry Pi* en comparación al modelo orbital es una placa que tiene como núcleo un microprocesador y no un microcontrolador. La selección se basa en diversas razones, siendo la primera de ellas a que es un producto ampliamente extendido y conocido en diversos campos y sectores de la tecnología; segundo, para poder simular distintos aspectos de la comunicación y de los módulos de carga, este último se explicará con más detalle en el apartado 4.7, es necesario disponer de un sistema operativo basado en Linux para poder realizarlos. Las especificaciones del ordenador de a bordo del modelo educativo son las indicadas en la Tabla 36.

Nombre del producto:	Raspberry Pi 3 Model B+
Fabricante:	Raspberry Pi Foundation
Masa:	45 g
Voltaje de alimentación:	5 V DC
Procesador:	Broadcom BCM2837B0, Cortex-A53 64-bit SoC @ 1.4 GHz

Conectividad:	4x puertos USB 2.0 40x pines GPIO 1x puerto HDMI 1x puerto CSI para cámara 4x puertos de salida estéreo y video
Memoria:	Puerto microSD
Precio:	40,50 €

*Tabla 36: Característica del OBC para el modelo educativo [63]*

#### 4.7. Carga

Para cumplir el objetivo de utilizar el nanosatélite en una herramienta educativa es necesario de distintos elementos que faciliten dicha labor. La carga está compuesta por el módulo de comunicaciones y sensores ambientales. Por otra parte para asegurar la eliminación del nanosatélite de la órbita se introduce un módulo desorbitador con el objetivo de reducir su altitud de manera progresiva para evitar que el nanosatélite se convierta en basura espacial.

##### 4.7.1. Módulo de comunicaciones

El eje principal de la misión es utilizar la comunicación entre el nanosatélite y la estación terrena cómo base de la herramienta educativa. La comunicación con el nanosatélite depende de diversas características de la señal como: la frecuencia, la modulación y la tasa de transmisión de datos. Modificando estos parámetros se obtendrá resultados distintos en la señal recibida respecto a la calidad de la señal. Algunos efectos que pueden verse afectados en mayor o menor medida son la atenuación, distorsión y nivel de ruido. Se proponen las distintas posibilidades de modificar los parámetros de la señal:

- **Frecuencia:** Utilizando distintas bandas de frecuencias destinadas a radioaficionados, VHF (144 - 146 MHz), S (2,30 – 2,45 GHz), C (5,83 – 5,85 GHz) y X (10,45 – 10,5 GHz), se consigue observar los efectos de la atenuación debido a la atmósfera terrestre.
- **Modulación:** Existen distintos tipos de modulación y según la codificación realizada puede ser analógica o digital. Según la modulación utilizada se podrá ocupar un mayor o menor ancho de banda para una misma señal base, así como la tolerancia al ruido, distorsiones, los métodos de recuperación de la señal y la capacidad de información a transmitir a través del canal. Las modulaciones a utilizar son: FM, FSK, BPSK y QPSK.
- **Tasa de transmisión de datos:** Dependiendo de la modulación utilizada y de la tasa de baudios se verá afectado la tasa a la que son transmitidos los bits de datos. Modificando ambos parámetros se podrá observar cómo se ven afectados los tiempos de transmisión, aspecto importante cuando se dispone de cortos tiempos de contacto entre el nanosatélite y la estación terrena. Las tasas de baudio a utilizar son 1200, 2400, 4800 y 9600 Bd.

A parte de disponer de un sistema variable de comunicaciones, también se habilita un canal para la repetición de señales, que está enfocado principalmente para el uso de radioaficionados. Para ello se recibe la señal a repetir, se filtra, amplifica y se vuelve a transmitir en otra banda de frecuencias. El motivo de utilizar el nanosatélite como un repetidor de señal es la de aumentar el rango de comunicación entre radioaficionados que por razones de geografía o distancia el contacto no sería posible.

En las Tablas 37 y 38 se presenta un resumen de las características de la señal en las distintas bandas así como la potencia transmitida y el nivel señal a ruido.

Banda de frecuencia (MHz)	Actividad	Dirección	Función	Modulación	Ancho de banda (kHz)	Desplazamiento Doppler (kHz)
VHF (144 - 146)	Primaria	Uplink	Repetidor	-	20	3,59
UHF (432 - 438)	Secundaria	Downlink	Repetidor	-	20	10,77
S (2300 - 2450)	Secundaria	Downlink	Datos 1	FM, FSK, BPSK, QPSK	20	60,06
C (5830-5850)	Secundaria	Downlink	Datos 2	FM, FSK, BPSK, QPSK	20	144,63
X (10450-10500)	Secundaria	Downlink	Datos 3	FM, FSK, BPSK, QPSK	20	259,42

*Tabla 37: Características de la señal del módulo de comunicaciones*

Banda de frecuencia (MHz)	Dirección	Función	Potencia transmitida (dBW)	Ganancia antena emisora (dBi)	Ganancia antena receptora (dBi)	SNR (dB)
VHF (144-146)	Uplink	Repetidor	19.7	9,2	0	25.92
UHF (432-438)	Downlink	Repetidor	1.2	0	13,3	12.55
S (2300 - 2450)	Downlink	Datos 1	6.39	5,8	31,4	15.38
C (5830 - 5850)	Downlink	Datos 2	1.85	5,8	38,4	14.01
X (10450 - 10500)	Downlink	Datos 3	0.92	5,8	43,0	13.44

*Tabla 38: Balance de enlace del módulo de comunicaciones*

Para poder realizar estos cambios de la señal se puede realizar de dos maneras: un sistema de componentes analógicos con distintas partes dedicadas a cada uno de los cambios de la señal con un sistema de selección entre dichas partes o, a través de un sistema de radio definida por software, abreviado como SDR, que a partir de un sistema general se programa los distintos parámetros y comportamiento de la señal. La primera opción es un sistema robusto y con una mayor tolerancia a fallos, pero con el inconveniente de tener una mayor complejidad de diseño. Por otro lado, la segunda opción requiere de menos componentes y al estar basado en software es posible realizar cambios respecto a la forma de realizar las modificaciones a la señal, con el inconveniente de que todas las funciones están centralizadas en unos pocos componentes por lo que si sucede un fallo importante en alguno de sus componentes es más probable de quedar inutilizado.

Aun con los inconvenientes, se utilizará el SDR como elemento para el módulo de comunicaciones.

Un módulo SDR comercial disponible actualmente en el mercado es el desarrollado por la empresa española *Alén Space*. El módulo SDR está basado en una FPGA y con un sistema Linux embebido por lo que permite ser reconfigurado en órbita además de ser compatibles con distintos programas de radio definida por software como *GNURadio* y *SoapsySDR*. Un inconveniente de esta solución es que no es posible alcanzar de manera directa las frecuencias de la banda X, por lo que sería necesario tener una señal intermedia para luego elevarla utilizando un mezclador [42]. Las especificaciones del módulo SDR a utilizar se encuentra en la Tabla 39 y siendo la imagen del producto la mostrada en la Figura 32

Nombre del producto:	TOTEM
Fabricante:	Alén Space
Masa:	< 130 g
Medidas:	90 x 96 x 15 mm
Temperatura operativa:	-
Voltaje de alimentación:	5 V DC
Consumo de potencia:	2.1 W Modo de transmisión 1.85 W Modo de recepción 1.4 W Modo de espera
Rango de frecuencias:	70 MHz – 6 GHz
Ancho de banda:	56 MHz máximo
FPGA:	Zynq-7000 SoC
Memoria:	1 GB DDR3L 1 GB NAND Flash 4 Mb MRAM
Interfaz de datos:	CAN, Ethernet, UART, JTAG, I <sup>2</sup> C
Precio:	18.000 €

Tabla 39: Características del módulo de comunicación del modelo orbital [64]



Fig. 32: Módulo de comunicaciones [64]

Para el módulo de comunicaciones del modelo educativo no sería necesario introducir elementos nuevos ya que los módulos de telemetría y del ordenador de abordo pueden adaptarse y configurarse para realizar las funciones necesarias. No sería necesario trabajar en las bandas de frecuencia de C y X debido a que el transmisor SDR no alcanza dichas

bandas, pero es posible introducir de manera complementaria un circuito que sea capaz de generar dichas señales a partir de un sistema heterodónimo.

Estas señales deben transmitirse al ambiente para poder ser recibidas, las señales del repetidor utilizan las antenas VHF y UHF de la telemetría, sin que éstas afecten a las señales de telemetría. Para la transmisión de las señales en las bandas S, C y X se propone diseñar una antena de banda ultra-ancha, manteniendo la polarización circular, para reducir así el número de antenas utilizadas en el nanosatélite. Una propuesta para la antena es la planteada por los investigadores *Alizadeh, Madani y Zare* que alcanzaba las bandas S, C y X usando como patrón celdas sinusoidales [65]. Al disponer de un rango de frecuencias muy amplio permite trabajar en otras bandas si fuera necesario modificar alguna de las frecuencias ya sea por motivos técnicos, de normativa o petición de las agencias coordinadoras de frecuencia. Las características de la antena quedan indicadas en la Tabla 40 y la referencia del patrón a utilizar se muestra en la Figura 33. Para mejorar la ganancia y directividad de la antena sería necesario introducir un reflector para que no emita en dirección contraria a la superficie terrestre protegiendo además de posibles interferencias hacia los equipos del nanosatélite. De manera adicional podría realizarse una topología en matriz de la antena para aumentar más la ganancia de la antena.

Nombre del producto:	Antena multibanda
Fabricante:	-
Masa:	< 50 g
Medidas:	17,5 x 52,8 x 52,8 mm
Temperatura operativa:	-
Potencia de transmisión:	4 W (Máximo)
Frecuencia:	2,3 – 10,5 GHz
Polarización:	RHCP
Ganancia:	5,8 dBi
Precio:	1.000 €

Tabla 40: Características de la antena multibanda [65]

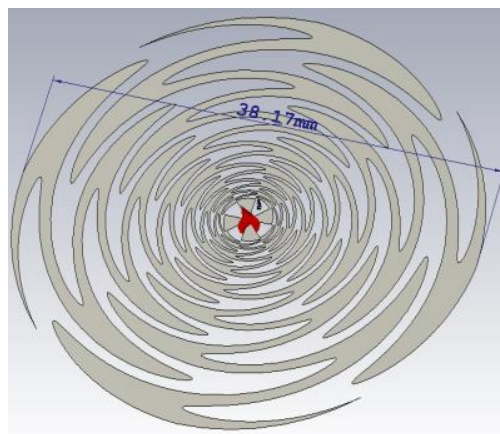


Fig. 33: Patrón de la antena multibanda [65]

Si en el modelo educativo se decide utilizar las bandas de trabajo C y X se puede utilizar la misma antena que en el modelo comercial. En caso contrario las antenas que dispone el transceptor SDR son suficientes para llevar a cabo dicha función.

#### 4.7.2. Sensorización

Los datos que son contenidos en el módulo de comunicación están formados por los datos ambientales que rodean al nanosatélite. Los datos a adquirir son la temperatura, campo magnético y radiación ionizante. Los dos primeros datos no es necesario introducir sensores adicionales ya que la medición de temperatura se encuentra integrada en cada uno de los módulos del sistema para verificar su funcionamiento y pueden extrapolarse dichos datos para obtener la temperatura general del nanosatélite. De la misma manera el campo magnético es medido por el ADCS para determinar la orientación que lleva el nanosatélite, a partir de estos datos se puede observar la variación del campo magnético a lo largo de la órbita y con especial atención la intensidad del campo en la anomalía del Atlántico Sur. Para la medición de la radiación ionizante será necesario introducir un sensor capaz de detectar dicho efecto.

Una opción comercial viable sería utilizar la desarrollada por la compañía *SkyFox Labs*. Su producto es un dosímetro digital, según se muestra en la Figura 34, diseñado para ser utilizado en *CubeSats* que realiza mediciones de manera periódica, entre diez segundos y un minuto sin la necesidad de utilizar sistemas de alto voltaje ni una configuración previa. Las características principales del dosímetro son las mostradas en la Tabla 41.

Nombre del producto:	piDOSE-DCD
Fabricante:	SkyFox Labs
Masa:	32 g
Medidas:	53 x 32 x 14 mm
Temperatura operativa:	-30 a 60 °C
Voltaje de alimentación:	2,7 – 5,5 V DC
Consumo de potencia:	70 mW (5V a 25°C)
Rango de medida:	0,01 – 9.000 $\mu$ Sv/h
Rango de energía a detectar:	0,1 – 10 MeV
Interfaz de datos:	UART
Precio:	2.900 €

Tabla 41: Características del sensor de radiación [66]

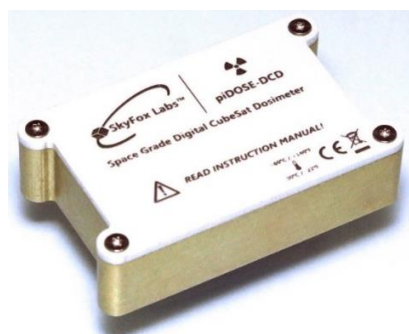


Fig. 34: Sensor de radiación ionizante [66]

Los sensores de temperatura y campo magnéticos forman parte del modelo educativo, siendo opcional la utilización del sensor de radiación, ya que para poder hacer pruebas de

su funcionamiento requeriría de elementos radiactivos que de no ser tratados debidamente pueden suponer un perjuicio a la salud de las personas. Para que los sensores se asemejen al funcionamiento del modelo orbital se utilizarán sensores que utilicen una interfaz de comunicación, aunque es posible la utilización de sensores que no dispongan de dicha interfaz. Las características de los sensores de temperatura, campo magnético y radiación se encuentran en las Tablas 42, 43 y 44 respectivamente. Así mismo, en las figuras 35 y 36 puede observarse los componentes del sensor de campo magnético y radiación.

Nombre del producto:	TC74A0-3.3VAT
Fabricante:	Microchip Technology
Masa:	2 g
Voltaje de alimentación:	2,7 – 5,5 V DC
Consumo de potencia:	1 mW
Resolución:	1 °C
Precisión:	±2 °C a ±3 °C
Interfaz de datos:	I <sup>2</sup> C
Unidades:	4
Precio individual:	1,23 €
Precio total:	4,92 €

Tabla 42: Características del sensor de temperatura del modelo educativo [67]

Nombre del producto:	SparkFun Triple Axis Magnetometer Breakout – MLX90393
Fabricante:	SparkFun
Masa:	12 g
Voltaje de alimentación:	2,2 – 3,6 V DC
Consumo de potencia:	0,33 mW
Resolución:	0.161 μT
Máxima resolución de la escala:	44.000 μT
Interfaz de datos:	I <sup>2</sup> C, SPI
Precio total:	13,17 €

Tabla 43: Características del magnetómetro del módulo educativo [68]



Fig. 35: Magnetómetro del modelo educativo [68]

Nombre del producto:	Pocket geiger radiation Sensor – Type 5
Fabricante:	Radiation-Watch
Masa:	32 g

Medidas:	58 x 26 x 11 mm
Voltaje de alimentación:	3 – 9 V DC
Consumo de potencia:	30 mW (3V)
Rango de medida:	0,05 – 10.000 $\mu$ Sv/h 0,01 cpm – 300 Kcpm
Rango de energía a detectar:	5 – 1000keV
Interfaz de datos:	Resistencia pull-up
Precio:	62 €

Tabla 44: Características del sensor de radiación del modelo educativo [69]



Fig. 36: Contador Geiger del modelo educativo [69]

#### 4.7.3. Cámara fotográfica

Otro elemento para complementar al funcionamiento del nanosatélite es la utilización de una cámara fotográfica para tomar imágenes de la superficie terrestre y después transmitir las para su visualización en la estación terrena. Existen diversos tipos de cámara según el objetivo que se desee alcanzar y la banda del espectro a visualizar. Podemos distinguir tres tipos de cámaras: RGB, las pancromáticas y las multiespectrales. Las imágenes tomadas con una cámara RGB muestran una imagen en color, aunque con una menor resolución y detalle en comparación a las cámaras pancromáticas que a pesar de tomar imágenes en escala de grises se consigue un mayor detalle. Por otra parte, las cámaras multiespectrales permiten tomar fotografías en otras bandas ópticas dentro o fuera del espectro visible.

El objetivo de utilizar la cámara en esta misión es para la observación de la superficie Terrestre y de la atmósfera sin la necesidad de un gran nivel de detalle, además para obtener un mayor impacto visual ante los usuarios. Por ello se utilizará una cámara RGB. La solución comercial escogida es la diseñada por la empresa *SCS Space* que han desarrollado diversas cámaras para ser utilizado en nanosatélites, como la mostrada en la Figura 37. Un inconveniente importante de esta cámara es su rango de temperatura de operación que es muy reducido respecto a las temperaturas que se encontrará el nanosatélite en órbita, por lo que será necesario vigilar su temperatura y asegurar que solo funcione dentro del rango de temperaturas de operación. Si fuera necesario aplicar técnicas activas de control de temperatura para poder mantener operativo la cámara. Las principales características de la cámara se encuentran desglosadas en la Tabla 45.

Nombre del producto:	SCS Gecko Imager
Fabricante:	SCS Space
Masa:	390 g
Medidas:	56 x 97 x 96 mm



Temperatura operativa:	10 a 30 °C
Temperatura de supervivencia:	-20 a 70 °C
Voltaje de alimentación:	5 V DC
Consumo de potencia:	2,7 W (Modo fotografía) 1,4 W (Modo lectura)
Banda espectral:	RGB (Mosaico de Bayer)
Resolución espacial:	39 m (Altitud a 500 km)
Swath:	80 km (Altitud a 500 km)
Almacenamiento en memoria:	128 Gb (Máximo)
Compresión:	RAW o J2K con o sin pérdidas
Interfaz de datos:	LVDS, SPI, I <sup>2</sup> C, CAN
Precio:	23.000 €

Tabla 45: Características de la cámara fotográfica [70]



Fig. 37: Cámara fotográfica para el modelo orbital [70]

Para el modelo educativo no es necesario una cámara con las mismas especificaciones de resolución, sería suficiente con un modelo económico y que no requiere de una instalación y/o configuración elevada. Por ello aprovechando que el ordenador de a bordo se utiliza una *Raspberry Pi 3* introducimos una cámara desarrollada por la misma compañía, como la mostrada en la Figura 38, que permite conectarse y funcionar directamente con el ordenador de a bordo. Las características de la cámara para el modelo educativo se encuentran en la Tabla 46.

Nombre del producto:	Camera module
Fabricante:	Raspberry Pi
Masa:	3 g
Medidas:	23,86 x 25 x 9 mm
Transferencia máxima de imagen:	30 fps (1080p) 60 fps (720p)
Interfaz de datos:	CSI
Precio:	29 €

Tabla 46: Características de la cámara del modelo educativo [71]

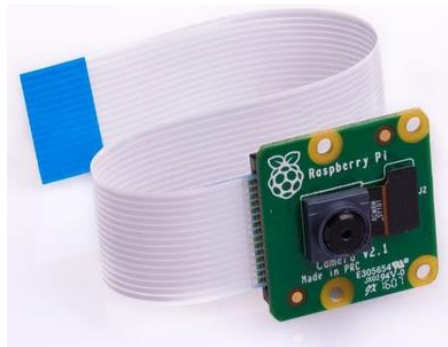


Fig. 38: Cámara fotográfica del modelo educacional [71]

#### 4.7.4. Módulo desorbitador

Cuando finalice la vida útil del nanosatélite será necesario que desorbite para evitar que esté durante muchos años en la órbita convertido en basura espacial. Para ello es necesario implementar un sistema que permita desorbitar el nanosatélite en menos de 25 años según establece la ECSS [72]. Un método para desorbitar el nanosatélite y que no requiere de ningún tipo de propulsión son las cintas electrodinámicas. Su principio de funcionamiento consiste en desplegar un conductor conectada al nanosatélite con una masa anclada en el otro extremo. El conductor al entrar en contacto con el campo magnético terrestre se induce una corriente eléctrica, debido a esto se genera una fuerza a lo largo de la cuerda debido a la ley de Lorentz, haciendo así que dicha fuerza reduzca paulatinamente la altitud del nanosatélite. De esta manera el nanosatélite desorbitaría en menos de 25 años en vez de más de 100 si no se aplicará ningún sistema para deshacerse de él [73].

Un producto comercial que implementa el sistema descrito anteriormente es el desarrollado por la empresa *Tethers Unlimited*. Según las indicaciones del fabricante, se espera que el nanosatélite desorbite en unos 10 años para una órbita a 850 km de altitud. En la Tabla 47 se indica las distintas características del módulo, así como una imagen conceptual de su despliegue en la Figura 39. El precio del módulo comercial es considerablemente elevado respecto al resto de componentes comerciales especificados en este documento por lo que se deberá estudiar buscar soluciones más económicas e incluso la posibilidad de realizar un diseño propio en el laboratorio.

Nombre del producto:	CubeSat Terminator Tape
Fabricante:	Tethers Unlimited
Masa:	83 g
Medidas:	100 x 83 x 6,5 mm
Tamaño de la cinta:	20 m x 75 mm
Temperatura operativa:	-
Voltaje de alimentación:	3 V DC
Consumo de potencia:	0,6 – 0,9 W (Activación durante 1 s)
Interfaz de datos:	Nivel CMOS
Precio:	53.200 €

Tabla 47: Características del módulo desorbitador [74]

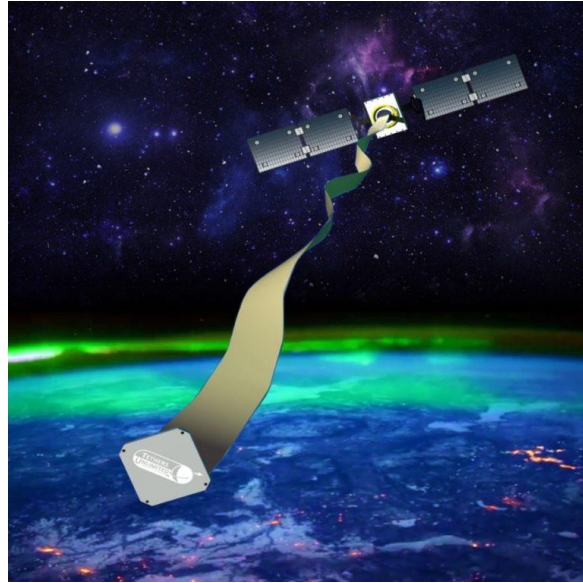


Fig. 39: Imagen conceptual del módulo desorbitador [75]

El modelo educativo no requiere de introducir el módulo desorbitador ya que no se espera que dicho modelo llegue a órbita.

#### 4.8. Sistema de gestión de potencia

Disponer de energía eléctrica en el nanosatélite es uno de los requisitos fundamentales para hacer funcionar cada uno de los sistemas. Por lo que se deberá diseñar el sistema de gestión de potencia para que pueda generar electricidad de manera autónoma, almacenar dicha energía, adaptar y gestionar el voltaje y potencia necesaria para las necesidades de cada sistema.

Existen diferentes formas de generar electricidad para un objeto que se encuentre en órbita. Dependiendo de la potencia requerida y el tiempo de vida esperado se escogerá un método u otro, tal como se muestra en la Figura 40 de manera orientativa. Para la misión *Dédalo* se necesitará una fuente de energía que pueda alimentar el nanosatélite durante un tiempo mínimo de 5 años, además de generar unas decenas de vatios. Por lo que una opción viable sería utilizar paneles solares para generar energía eléctrica a partir de la luz solar [75].

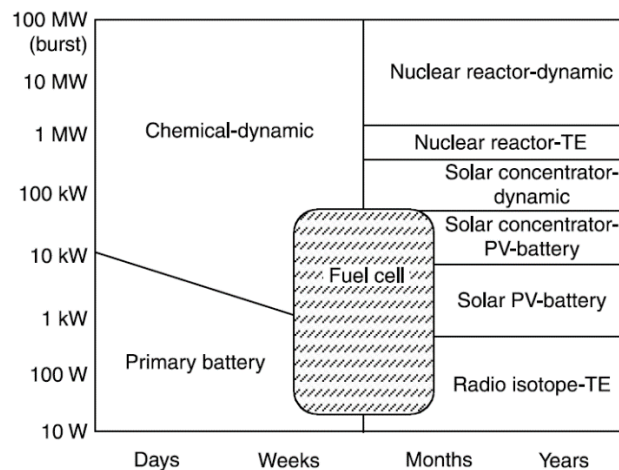


Fig. 40: Fuentes de energía según la duración y potencia de la misión [75]

En la superficie del nanosatélite se colocarán el máximo número de paneles solares posibles, reservando espacio para los módulos de la carga, permitiendo así generar energía eléctrica sin que dependa la orientación que tenga el nanosatélite respecto al Sol. Para obtener la máxima potencia de las placas solares se debe introducir un sistema que siga el punto de máxima potencia, también conocido por sus siglas en inglés MPPT, punto que se ve modificado debido a la incidencia solar, temperatura o degradación. Tomando como referencia el tamaño estándar de *CubeSat*, serán necesario un total de 9.5U de placas solares. Que se dividen en dos grupos:

- 2x paneles solares de tamaño 3U
- 1x panel solar de tamaño 1.5U
- 2x paneles solares de tamaño 1U

Un modelo comercial que disponga de paneles solares cualificados para el sector espacial y con el tamaño indicado son los fabricados por la empresa *Endurosat*. Estas placas solares, además de integrar las células solares, incluye de sensores solares y con la posibilidad de introducir un magnetopar siendo elementos interesantes para los sistemas ADCS, tal como se explicó en el apartado 4.5. En uno de los dos paneles solares de tamaño 3U y en el panel solar de 1.5U se seleccionan con la opción del magnetopar integrado y se colocaran en dos de los tres ejes del nanosatélite [54]. Se especifican las características de cada uno de los modelos de las placas solares a utilizar en las Tablas 48 a la 50. A modo de ejemplo, se muestra cómo sería un panel solar 3U en la Figura 41.

Nombre del producto:	3U Solar Panel X/Y
Fabricante:	Endurosat
Masa:	127 g (sin magnetopar) 155 g (con magnetopar)
Medidas:	325 x 82,6 x 1,6 mm
Voltaje generado:	16,31 V (Máximo a 25 °C)
Corriente generada	517 mA (Máximo a 25 °C)
Potencia generada:	8,432 W (Máximo a 25 °C)
Eficiencia:	29,5 %
Interfaz de datos:	SPI
Unidades:	1
Unidades con magnetopar:	1
Precio unidad:	3.600 €
Precio unidad con magnetopar:	4.300 €
Precio total:	12.200 €

*Tabla 48: Características de los paneles solares 3U [54]*

Nombre del producto:	1.5U Solar Panel X/Y MQT
Fabricante:	Endurosat
Masa:	79 g
Medidas:	154.7 x 82,6 x 1,6 mm
Voltaje generado:	4,66 V (Máximo a 25 °C)
Corriente generada	688 mA (Máximo a 25 °C)
Potencia generada:	3,210 W (Máximo a 25 °C)

Eficiencia:	29,5 %
Interfaz de datos:	SPI
Precio total:	2.700 €

Tabla 49: Características de los paneles solares 1.5U con magnetopar [55]

Nombre del producto:	1U Solar Panel
Fabricante:	Endurosat
Masa:	44 g (Planos X/Y) 48 g (Plano Z)
Medidas:	98 x 82,6 x 1,6 mm (Planos X/Y) 98 x 98 x 1,6 mm (Plano Z)
Voltaje generado:	4,66 V (Máxima transferencia a 25 °C)
Corriente generada	517 mA (Máxima transferencia a 25 °C)
Potencia generada:	2,40 W (Máxima transferencia a 25 °C)
Eficiencia:	29,5 %
Interfaz de datos:	SPI
Unidades:	2
Precio unidad:	1.500 €
Precio total:	3.000 €

Tabla 50: Características de los paneles solares 1U [76]



Fig. 41: Placa solar 3U [54]

Para el modelo educativo se pueden implementar placas solares de bajo coste en sustitución a los utilizados en el modelo orbital, usando para ello la mostrada en la Figura 42 siendo sus características las especificadas en la Tabla 51. Debido a que el modelo educativo usualmente se encontrará dentro de un espacio cerrado, sin luz solar directa, por lo que una alimentación autónoma con placas solares no sería posible. De manera complementaria se alimentará el sistema con una fuente de alimentación.

Nombre del producto:	MPT4.8-75-KA Solar Panel
Fabricante:	PowerFilm Solar
Masa:	4,8 g
Dimensiones:	90 x 73 x 0,57 mm
Voltaje generado:	4,8 V (Máxima transferencia a 25 °C)

Corriente generada	50 mA (Máxima transferencia a 25 °C)
Potencia generada:	8,432 W (Máxima transferencia a 25 °C)
Unidades:	3
Precio unidad:	5,30 €
Precio total:	15,90 €

Tabla 51: Características de las placas solares del modelo educativo [77]

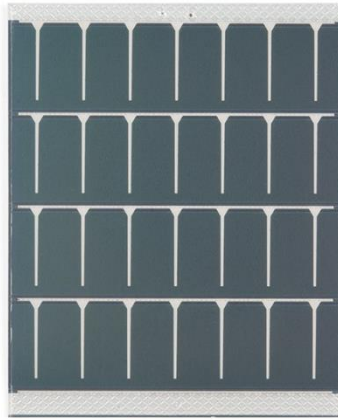


Fig. 42: Panel solar del modelo educativo [77]

En ciertos momentos de la misión el nanosatélite requerirá de mayor potencia que las placas solares puedan suministrar o se encontrará en la sombra del eclipse impidiendo que se genere electricidad. Por esos motivos se necesita una fuente secundaria de energía, que son las baterías. Utilizando las baterías se consigue almacenar energía durante largos periodos de tiempo a partir de la generada por parte de las placas solares.

Una vez generada la energía eléctrica por parte de las placas solares o la batería esta debe ser adaptada y distribuida al resto de elementos del nanosatélite. Para asegurar un buen mantenimiento de las baterías es necesario introducir sistemas de control de carga y descarga. Según las especificaciones del sistema será necesario tres buses principales de alimentación: 3,3 V, 5V y 12 V. El bus de 12 V será utilizado principalmente por el módulo de telemetría. Para que el sistema pueda funcionar correctamente durante un mínimo de 5 años es necesario que el sistema de gestión y control de potencia disponga de sistemas de protección ante posibles sobrecargas o fallos en el funcionamiento de alguno de los sistemas, de tal manera que un fallo no se propague hacia otros sistemas.

Una posible solución comercial es la diseñada por la empresa *Endurosat* que integra el sistema de baterías, distribución y gestión de potencia en un único elemento, siendo el módulo el mostrado en la Figura 43. Integra un sistema de detección y protección ante sobrecargas en los distintos canales de entrada y salida del sistema además de una monitorización y control de la temperatura de la batería para evitar degradaciones debido a una temperatura baja. Toda la información sobre el estado del sistema de gestión de potencia es enviada al ordenador de abordo para su uso. Uno de los inconvenientes de esta solución es que no dispone de un bus de 12 V por lo que sería necesario implementar un convertidor de manera paralela. En la tabla 52 se muestran las distintas características del producto.

Nombre del producto:	EPS I Plus
Fabricante:	Endurosat
Masa:	292 g
Dimensiones:	90,2 x 95,9 x 30 mm
Temperatura operativa:	-40 a 150 °C 0 a 50 °C (Batería LiPo)
Voltaje de entrada:	$\leq 5,5$ V (por canal de las placas solares)
Intensidad de entrada:	$\leq 1,8$ A (por canal de las placas solares)
Capacidad de la batería:	20,4 Wh
Voltaje nominal de la batería:	3,7 V
Consumo de potencia:	75 mW
Buses de salida:	+ 3,3 V + 5 V + 5 V (Regulador de carga, máximo) + 3,5 – 4,12 V (Batería, sin regular)
Interfaz de datos:	UART, I <sup>2</sup> C, USB
Precio:	3.300 €

*Tabla 52: Características del módulo de gestión de potencia [78]*



*Fig. 43: Módulo de batería y gestión de potencia [78]*

Para comprobar que el consumo de potencia total no supera las capacidades de generación de electricidad y de almacenamiento a lo largo de la órbita, es necesario realizar un balance de potencia eléctrica para comprobar la contribución de cada uno de los elementos respecto a la generación y consumo de energía. Para ello AMSAT facilita una herramienta para realizar dichas comprobaciones haciendo uso de hojas de cálculos [43]. El balance de potencias obtenido para el nanosatélite es el mostrado en las Tabla 53 y 54.

Sistema	Factor de funcionamiento por órbita	Potencia máxima (W)	Potencia media (W)	Energía media por órbita (Wmin)
Ordenador de abordo	100 %	0,60	0,60	61,1
Recepción telemetría	20 %	0,50	0,10	10,2
Transmisión telemetría	50 %	4,00	2,00	203,6
Receptor GNSS	50 %	1,00	0,50	50,9
Cámara fotográfica	10 %	2,70	0,27	27,5
Módulo de comunicación	25 %	2,10	0,53	53,4
Sensor de radiación	50 %	0,70	0,35	35,6
ADCS	25 %	4,82	1,20	122,6
Balance a la salida	-	16,42	5,55	564,9
Balance a la entrada ( $\eta = 0,855$ )	-	19,20	6,49	660,7

*Tabla 53: Balance de energía de los distintos sistemas*

Energía total de la batería:	20,8 Wh
Potencia máxima por grupo solar:	9,05 W
Energía generada por órbita	15,39 Wh
Energía consumida por órbita:	11,01 Wh
Energía disponible para carga:	4,37 Wh
Duración del eclipse:	28 min 11 s
Profundidad de descarga tras un eclipse:	43,6 %
Tiempo de recarga tras eclipse:	48 min 25 s

*Tabla 54: Balance de energía en órbita*

Durante los eclipses, las baterías se consumirán hasta un 44% por lo que se deberá controlar el consumo de elementos que no sean necesarios. Si es necesario y de manera autónoma el nanosatélite entrará en el modo de bajo consumo energético para evitar que la batería se descargue completamente hasta que las baterías vuelvan alcanzar unos valores seguros.

En el modelo educativo las baterías pueden utilizar cualquier tipo que puedan recuperar su carga. Para este caso se propone la utilización de baterías de níquel-hidruro metálico, como la mostrada en la Figura 44, debido a que son muy habituales en el mercado y utilizado en aplicaciones domésticas, además que no requieren de un cuidado



especial para los procesos de carga y descarga. Las características para una batería genérica es la especificada en la Tabla 55. Sería posible utilizar baterías basadas en el litio como las de polímero de litio o de ion litio, pero éstas requieren de un sistema de carga y descarga dedicado que se encargue de monitorizar el voltaje de la batería y de controlar la intensidad de entrada para evitar que estas puedan dañarse y perder así cualidades. El sistema de gestión de potencia es realizado de manera autónoma por el ordenador de a bordo.

Nombre del producto:	2500 mAh NiMH Battery - AA
Fabricante:	Eunicell
Masa:	30 g
Material:	NiMH
Voltaje nominal:	1,2 V
Capacidad:	2500 mAh
Capacidad de la batería:	20,4 Wh
Unidades:	4
Precio unidad:	3 €
Precio total:	12 €

Tabla 55: Características de la batería del modelo educativo [79]



Fig. 44: Batería del modelo educativo [79]

Debido a que las baterías a utilizar en el modelo orbital son de tecnología LiPO su rango de funcionamiento es bastante estrecho respecto a las temperaturas a las que se va a encontrar el nanosatélite por lo que sería una posibilidad utilizar otro tipo de tecnología de baterías destinadas a funcionar en un mayor rango de temperatura. Si se realiza este cambio sería necesario desarrollar un sistema de adaptación y gestión de potencia propio ya que el *EPS I Plus* tiene sus baterías integradas. Al hacer esto se abre la oportunidad de tener un mayor control sobre el diseño de la adaptación de potencia y añadir un bus extra de 12V para que pueda ser utilizado por la telemetría.

#### 4.9. Estación terrena

Para poder obtener la información transmitida por el nanosatélite ya sea por la telemetría y las señales del módulo de comunicaciones o, los comandos para controlar el funcionamiento del nanosatélite es necesario disponer de un espacio donde se encuentre los elementos necesarios para llevar a cabo estas acciones.

El principal elemento de la estación terrena son las antenas para recibir las distintas señales del nanosatélite para ello debe ser capaz de recibir en todas las bandas de trabajo

y emitir en las bandas que le corresponde. El nanosatélite no se encuentra en una posición fija, sino que se mueve alrededor de la bóveda celeste por lo que para poder recibir la máxima señal posible la antena debe poder moverse a lo largo de los ejes de elevación y azimutal de manera autónoma siguiendo en todo momento su posición.

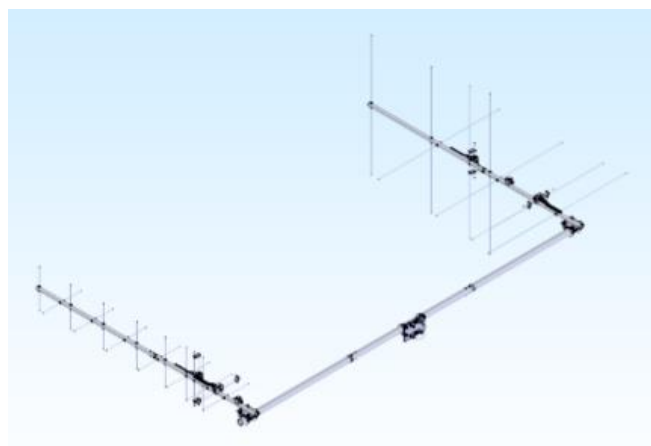
Para la recepción de las señales de las bandas VHF y UHF se utilizan dos antenas direccionales circularmente polarizadas. Ambas antenas pueden adquirirse en único pack que además contiene los soportes de unión por un precio de 600€ [80]. Las características de las antenas se encuentran especificadas en las tablas 56 y 57, así como su disposición en la que se encontrarían montadas en la Figura 45.

Nombre del producto:	2MCP8A
Fabricante:	M2 Antenna Systems
Masa:	1,81 kg
Rango de frecuencias	143 – 148 MHz
Ganancia:	9,2 dBi
Ancho de haz:	60° Circular
Potencia máxima:	1,5 kW
Precio total:	300 €

*Tabla 56: Características antena VHF de la estación terrena [80]*

Nombre del producto:	436CP16
Fabricante:	M2 Antenna Systems
Masa:	1,81 kg
Rango de frecuencias	432 – 440 MHz
Ganancia:	15 dBi
Ancho de haz:	42° Circular
Potencia máxima:	1 kW
Precio total:	300 €

*Tabla 57: Características antena UHF de la estación terrena [80]*



*Fig. 45: Conjunto de antenas VHF y UHF para estación terrena*

Las señales de las bandas S, C y X procedentes del módulo de comunicaciones deben ser captadas con una antena parabólica, como la mostrada en la Figura 46, ya que debido a su frecuencia la señal se encuentra muy atenuada para poder recibirla con antenas similares a las VHF y UHF. Para reducir el número de antenas parabólicas a utilizar es posible utilizar la misma antena multibanda propuesta para el módulo de comunicaciones

pero adaptada a una antena parabólica. Las características de la parábola de la antena son las mostradas en la tabla 58.

Nombre del producto:	1.9 meter mesh dish kit
Fabricante:	RF Hamdesign
Masa:	9,8 kg
Diámetro:	1,9 m
Rango de frecuencias	$\leq 11$ GHz
Ganancia:	31,35 dBi (Banda S – 2,32 GHz) 38,41 dBi (Banda C – 5,84 GHz) 43,01 dBi (Banda X – 10,475 GHz)
Ancho de haz:	5,10 ° (Banda S – 2,32 GHz) 2,01 ° (Banda C – 5,84 GHz) 1.12 ° (Banda X – 10,475 GHz)
Precio total:	460 €

Tabla 58: Características de la parabólica de la estación terrena [81]



Fig. 46: Parabólica de 1.9m para estación terrena [81]

Para el control de los ejes azimutal y de elevación es necesario un motor capaz de soportar el peso de las antenas, como el mostrado en la Figura 47, y con una resolución de giro suficiente para ajustar el ángulo, con especial atención en los haces más estrechos como el de la banda X. En la tabla 59 se muestra las características del rotor.

Nombre del producto:	SPX-01
Fabricante:	RF Hamdesign
Masa:	12,8 kg
Resolución de giro:	0,5 °
Carga máxima vertical:	25 kg
Velocidad de rotación:	~ 50 s (Rotación 360° a 15 V DC)
Interfaz de datos:	USB
Precio total:	690 €

Tabla 59: Características del rotor para la estación terrena [82]



Fig. 47: Motor de control azimutal y de elevación para la estación terrena [82]

Una vez obtenidas las señales del nanosatélite y, que éstas han sido amplificadas en un amplificador de bajo ruido, deben ser recibidas a un receptor para su tratamiento y uso. Debido a las distintas frecuencias, modulaciones y tasas de transmisión a utilizar y la necesidad de un entorno que permita realizar modificaciones al tratamiento de la señal se utilizará un SDR para implementar todo el sistema necesario a través de software.

Una solución comercial es la ofrecida por la empresa *Nuand* donde el SDR está basado en un transceptor y una FPGA para el procesamiento de la señal. Además, incluye la posibilidad de obtener directamente la señal analógica antes de ser procesada por la FPGA. El rango de frecuencias a las que trabaja el SDR no alcanza la banda X por lo que será necesario llevar las señales procedentes a una banda intermedia para poder ser procesadas. En la tabla 60 se muestran las características del transceptor de la estación terrena, así como una imagen del componente en la Figura 48.

Nombre del producto:	bladeRF 2.0 micro xA4
Fabricante:	Nuand
Masa:	90 g
Dimensiones:	63 x 102 x 18 mm
Voltaje de alimentación:	5 V DC
Frecuencias de transmisión:	47 – 6.000 MHz
Frecuencias de recepción:	70 – 6.000 MHz
Ancho de banda:	< 0,2 – 56 MHz
Potencia CW de salida:	8 dBm
Interfaz de datos:	USB 3.0
Precio total:	425 €

Tabla 60: Características del transceptor de la estación terrena [83]

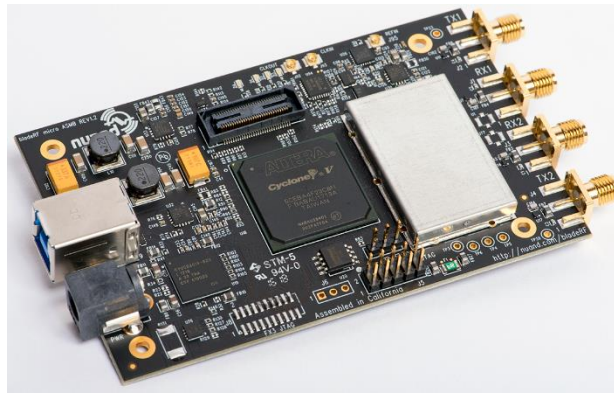


Fig. 48: Transceptor SDR de la estación terrena [83]

El control y análisis de la señal se realiza en un ordenador conectado al SDR. Existen distintas opciones para la recepción de las señales pero, para reducir el coste total del proyecto y tener la posibilidad de realizar cambios respecto a los programas se escogerán que sean gratuitos y *OpenSource*. Uno de los programas propuesto a utilizar es *GNU Radio* que cumple con los dos requisitos anteriores y permite la posibilidad de desarrollar distintos programas para el tratamiento y análisis de la señal utilizando una interfaz gráfica por bloques, similar a *Simulink*. Un ejemplo de programa para la recepción de señales es el mostrado en la Figura 49. Si fuese necesario realizar programas más complejos, entonces se pueden programar directamente en lenguaje C++ [84].

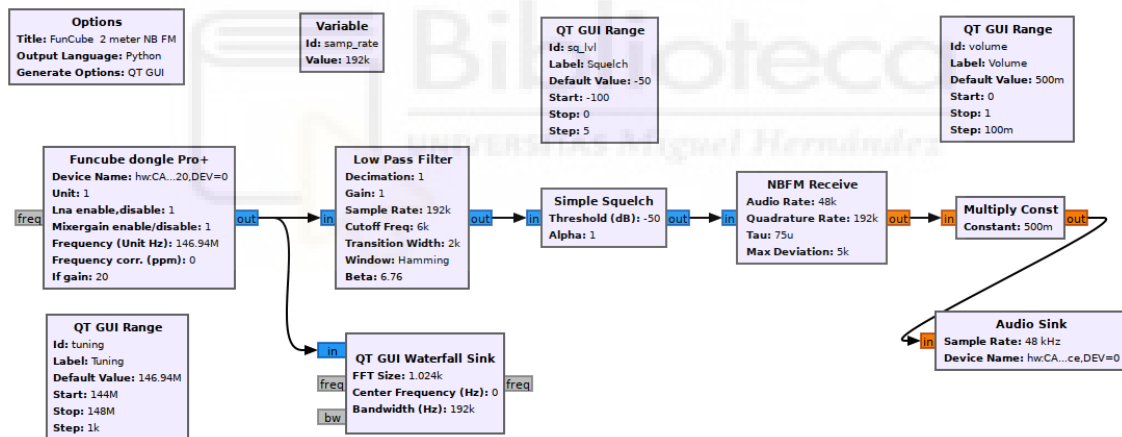


Fig. 49: Ejemplo de receptor FM para VHF usando GNU radio [85]

Obtenido los distintos datos de telemetría y de los procedentes del módulo de comunicaciones, estos deben visualizarse para tener una visión clara y definida de la situación en la que se encuentra el nanosatélite, en términos de posición, energía o temperatura. La compañía *Kubos* ha desarrollado de manera conjunta a su sistema operativo, una herramienta denominada *Major Tom* para la visualización de la telemetría, seguimiento de la órbita, así como una predicción de su trayectoria y el envío de comandos de control hacia el nanosatélite. Un ejemplo de cómo sería la visualización de los distintos datos se pueden observar en la Figura 50 un ejemplo de pantalla de control utilizando *Major Tom*. La herramienta se encuentra ubicada en un servicio en la nube por lo que abre la posibilidad de observar los datos y contralar el nanosatélite sin encontrarse físicamente desde la estación terrena, siendo una facilidad para realizar acciones que requieren urgencia como la inhibición de los distintos transmisores del nanosatélite. La compañía ofrece a instituciones educativas la posibilidad de utilizar su herramienta de

manera gratuita bajo un acuerdo, en caso contrario sería necesario pagar una licencia anual de 10.000€ [86].

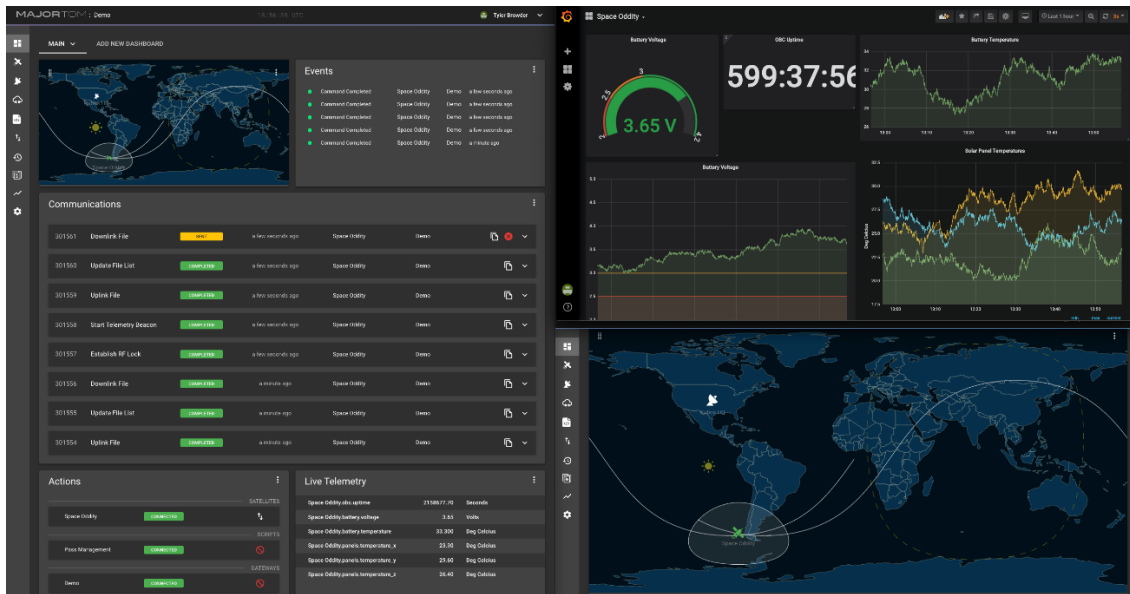


Fig. 50: Ejemplo de una pantalla del control de misión Major Tom [86]

En el modelo educativo se utilizará los mismos elementos que en la telemetría, utilizando el SDR *ADALM-PLUTO* para la recepción y transmisión de la señal aunque debido a las limitaciones de la frecuencia no será posible emitir en banda X. Para el tratamiento y lectura de los datos se utilizará el programa *GNU Radio* para realizar dichas acciones.

#### 4.10. Conjunto del nanosatélite

Una vez definido cada uno de los sistemas es importante obtener una imagen global del nanosatélite y sobre cómo se relacionan cada una de las partes entre sí. Un primer aspecto es la masa total del nanosatélite, que para cumplir con el estándar de *Cubesat* no debe tener una masa mayor a 4 kg [37]. En las tablas 61 y 62 se muestran un resumen de los distintos elementos del sistema junto a sus masas respecto al modelo orbital y educativo respectivamente.

Sistema	Componente	Unidades	Interfaz de datos	Masa (g)
Estructura	3-Unit Cubesat structure	1	-	243
Telemetría	ISIS UHF downlink/VHF uplink full duplex transceiver	1	I <sup>2</sup> C	75
	CubeSat VHF antenna system	1	I <sup>2</sup> C	85
	CubeSat UHF antenna system	1	I <sup>2</sup> C	77
ADCS	GNSS-701 satellite GNSS receiver	1	RS-422	160
	ANT-GPS active GPS antenna	1	-	82
	Cubewheel Small	1	UART	60

OBC	Onboard computer	1	I <sup>2</sup> C, SPI, UART, USB, CAN	58
	TOTEM	1	I <sup>2</sup> C	130
	Antena multibanda	1	-	50
Carga	piDOSE-DCD	1	UART	32
	SCS Gecko Imager	1	I <sup>2</sup> C	390
	Cubesat terminator tape	1	Nivel CMOS	83
	3U solar panel X/Y	1	SPI	127
	3U solar panel X/Y MQT	1	SPI	155
Gestión de potencia	1.5U solar panel X/Y MQT	1	SPI	79
	1U Solar panel X/Y	1	SPI	44
	1U solar panel Z	1	SPI	48
	EPS I Plus	1	UART	292
Masa total				2270

*Tabla 61: Resumen de los componentes y balance de masas del modelo orbital*

Sistema	Componente	Unidades	Interfaz de datos	Masa (g)
Estructura	3-Unit Cubesat structure	1	-	200
	ADALM-PLUTO	1	USB	114
Telemetría	Antena VHF cinta métrica	4	-	164
	Antena UHF cinta métrica	4	-	68
	SparkFun GPS Breakout – Chip Antennam SAM-M8Q	1	I <sup>2</sup> C	60
	DG01D-A130 Gearmotor	3	-	78
ADCS	GL5528	6	-	18
	Sparkfun triple axis accelerometer and gyro breakout – MPU-6050	1	I <sup>2</sup> C	7
OBC	Raspberry Pi 3 Model B+	1	USB, GPIO, CSI	45
	Antena multibanda	1	-	50
	TC74A0-3.3VAT	4	I <sup>2</sup> C	8
Carga	SparkFun Triple Axis Magnetometer Breakout – MLX90393	1	I <sup>2</sup> C	12
	Pocket Geiger radiation sensor – Type 5	1	Resistencia pull-up	32
	Camera module	1	CSI	3
	MPT4.8-75-KA solar panel	3	-	14.4

Gestión de potencia	2500 mAh NiMH battery - AA	4	-	120
Masa total:				993.4

Tabla 62: Resumen de los componentes y balance de masas del modelo educativo

A partir de los distintos sistemas y el protocolo de datos que se utilizar para la comunicación y control de las distintas partes se puede plasmar, en la Figura 51, un diagrama funcional con las distintas conexiones que existen.

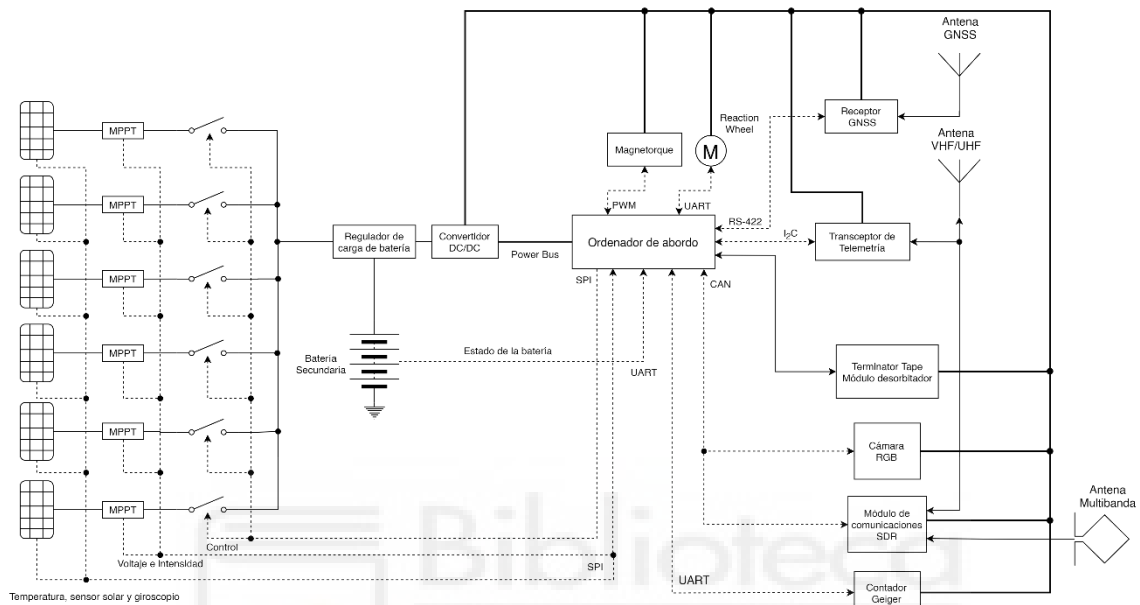


Fig. 51: Diagrama funcional del modelo orbital



## 5. Gestión del proyecto

Definida las características técnicas del proyecto, consideramos a continuación una parte de la gestión del proyecto para realizar una planificación inicial sobre los pasos a seguir y el presupuesto esperado de los distintos modelos. Al definir dicha información permite ser un punto de partida para tomar las decisiones oportunas que lleven a la realización del proyecto y al cumplimiento de sus objetivos.

### 5.1. Presupuesto

Conocer el coste estimado de un proyecto es una parte fundamental para determinar el alcance que tendrá y los recursos económicos necesarios para poder llevarlos a cabo. Para este proyecto podemos entender dos presupuestos según el modelo utilizado: el orbital y el educativo.

En la Tabla 63 observamos el presupuesto de la misión y del modelo orbital. El coste del nanosatélite ascendería a 166.008 € y junto al montaje de la estación de control y el lanzamiento sumaría hasta los 211.270 €. En este presupuesto no se contempla los costes de personal, realización de distintas pruebas de cualificación y aceptación para ser enviado a órbita y los costes derivados de la propia actividad de desarrollo, diseño y adquisición de equipos.

Sistema	Componente	Unidades	Precio individual	Precio total (g)
Estructura	3-Unit Cubesat structure	1	3.650 €	3.650 €
Telemetría	ISIS UHF downlink/VHF uplink full duplex transceiver	1	8.500 €	8.500 €
	CubeSat VHF antenna system	1	5.500 €	5.500 €
	CubeSat UHF antenna system	1	5.500 €	5.500 €
	<b>Subtotal</b>			<b>19.500 €</b>
ADCS	GNSS-701 satellite GNSS receiver	1	21.471 €	21.471 €
	ANT-GPS active GPS antenna	1	2.237 €	2.237 €
	Cubewheel Small	1	4.150 €	4.150 €
	<b>Subtotal</b>			<b>27.858 €</b>
OBC	Onboard computer	1	2.900 €	2.900 €
	kubOS	1	0 €	0 €
	<b>Subtotal</b>			<b>2.900 €</b>
Carga	TOTEM	1	18.000 €	18.000 €
	Antena multibanda	1	1.000 €	1.000 €
	piDOSE-DCD	1	2.900 €	2.900 €
	SCS Gecko Imager	1	23.000 €	23.000 €
	Cubesat terminator tape	1	53.200 €	53.200 €
	<b>Subtotal</b>			<b>98.100 €</b>

	3U solar panel X/Y	1	3.600 €	3.600 €
	3U solar panel X/Y MQT	1	4.300 €	4.300 €
	1.5U solar panel X/Y MQT	1	2.700 €	2.700 €
Gestión de potencia	1U Solar panel X/Y	1	1.500 €	1.500 €
	1U solar panel Z	1	1.500 €	1.500 €
	EPS I Plus	1	3.300 €	3.300 €
	<b>Subtotal</b>			<b>16.900 €</b>
<b>Nanosatélite</b>				<b>166.008 €</b>
	RF ham design – FPD 1M9 kit	1	460 €	460 €
	LEO-PACK, 436CP16/2MCP8A	1	690 €	690 €
	SPX-01 AZ&EL	1	600€	600 €
Estación terrena	Antena multibanda	1	300 €	300 €
	BladeRF 2.0 micro xA4	1	425 €	425 €
	GNU radio	1	0 €	0 €
	Major Tom	1	0 €	0 €
	<b>Subtotal</b>			<b>2.475 €</b>
Coste de lanzamiento	Vega	2,27 kg	18.849 €	42.787 €
<b>Coste total</b>				<b>211.270 €</b>

*Tabla 63: Presupuesto de la misión junto al modelo orbital*

El presupuesto del modelo educativo, tal como se observa en la Tabla 64, es muy inferior respecto al modelo orbital con un coste total de 487,55€. Como base del modelo educativo es la de aprovechar elementos que estén disponibles en el inventariado dentro de universidades e instituciones, haría que el precio real sea menor al estimado dentro del presupuesto.

Sistema	Componente	Unidades	Precio individual	Precio total (g)
Estructura	3-Unit Cubesat structure	1	5 €	5 €
	ADALM-PLUTO	1	133 €	133 €
Telemetría	Antena VHF cinta métrica	4	0,30 €	1,18 €
	Antena UHF cinta métrica	4	0,96 €	3,82 €
	<b>Subtotal</b>			<b>138 €</b>
ADCS	Sparkfun GPS breakout – Chip antena SAM-M8Q	1	36 €	36 €
	DG01D-A130 gearmotor	3	1,84 €	5,52 €
	LDR GL5528	6	1,34 €	8,04 €

	Sparkfun triple axis accelerometer and gyro breakout – MPU-6050	1	26,81 €	26,81 €
	<b>Subtotal</b>			<b>49,56 €</b>
OBC	Raspberry Pi 3 Model	1	40,50 €	40,50 €
	Raspbian	1	0 €	0 €
	<b>Subtotal</b>			<b>40,50 €</b>
Carga	Antena multibanda	1	20 €	20 €
	TC74A0-3,3VAT	4	1,23 €	4,92 €
	Magnetometer breakout – MLX90393	1	13,17 €	13,17 €
	Pocket Geiger radiation sensor – Type 5	1	62 €	62 €
	Camera module	1	29 €	29 €
	<b>Subtotal</b>			<b>129,09 €</b>
Gestión de potencia	MPT4.8-75-KA solar	3	5,30 €	15,90 €
	2500 mAh NiMH	4	3 €	12 €
	<b>Subtotal</b>			<b>27,90 €</b>
<b>Nanosatélite</b>				<b>349,55 €</b>
Estación terrena	ADALM-PLUTO	1	133 €	133 €
	Antena VHF cinta	1	0,63 €	2,50 €
	Antena UHF cinta	1	0,63 €	2,50 €
	GNU Radio	1	0 €	0 €
	<b>Subtotal</b>			<b>138 €</b>
<b>Coste total</b>				<b>487,55 €</b>

*Tabla 64: Presupuesto del modelo educativo*

## 5.2. Planificación

Conocer con antelación las tareas a realizar para el desarrollo del proyecto permite obtener una imagen global de las distintas actividades y cómo se relacionan entre sí. De esta manera se pueden asignar los distintos recursos materiales, económicos y de personal de una forma óptima para cumplir con los plazos esperados.

Para este proyecto se definirán las distintas actividades y tiempos esperados para su realización. Una vez definidas dichas actividades se representarán en un diagrama de Gantt para visualizar su evolución a lo largo del tiempo y obtener así, la duración del proyecto y las actividades críticas, que estas son las más importantes que no pueden atrasarse o adelantarse en el tiempo ya que afectarían a la planificación. En la Tabla 65 se muestra las distintas actividades del proyecto que alcanzan hasta el lanzamiento y comprobación de su funcionamiento en órbita.

ID	Actividad	Duración (días)	Dependencia
A	Revisión plan de proyecto	10	-
B	Establecer acuerdos de colaboración	30	-
C	Solicitud de asignación de frecuencias	60	A
D	Solicitud de lanzamiento	60	A
E	Revisar efectos de la órbita	5	D
F	Búsqueda fuentes de financiación	30	A
G	Fase 1 de pagos	1	F
H	Adquisición de componentes OTS	70	A, G
I	Adquisición de la estructura	30	E, G
J	Fase 2 de pagos	1	G, S
K	Redacción manual de usuario	10	M, N, O, P, Q
L	Fase 3 de pagos	1	J, U
M	Diseño de gestión y adaptación de potencia	60	E
N	Diseño/Configuración software ordenador de abordo	60	E
O	Diseño software SDR	90	C
P	Diseño de antena multibanda	60	C
Q	Montaje y comprobación de la estación terrena	10	C, F
R	Integración de los sistemas	3	H, I, M, N, O, P
S	Comprobación y configuración de funcionalidad	75	Q, R
T	Realización de pruebas ambientales	45	J, R, S
U	Proceso de verificación	45	T
V	Entrenamiento personal estación terrena	30	Q
W	Preparación de lanzamiento	45	L, D, U
X	Lanzamiento y comprobaciones iniciales	2	B, K, V, W

*Tabla 65: Lista de actividades del proyecto*

Si representamos las distintas actividades en el tiempo junto a su dependencia con sus actividades anteriores obtenemos el diagrama de Gantt de la Figura 52. Para obtener dicho diagrama se ha utilizado el programa *Gantt Project* [87]. En él se puede observar que el camino crítico formado es el siguiente:

A → C → O → R → S → J → T → U → L → W → X

Si sumamos la duración de cada una de las actividades del camino crítico obtenemos la duración esperada del proyecto. En este caso se obtendría una duración estimada de 377 días, poco más de un año.

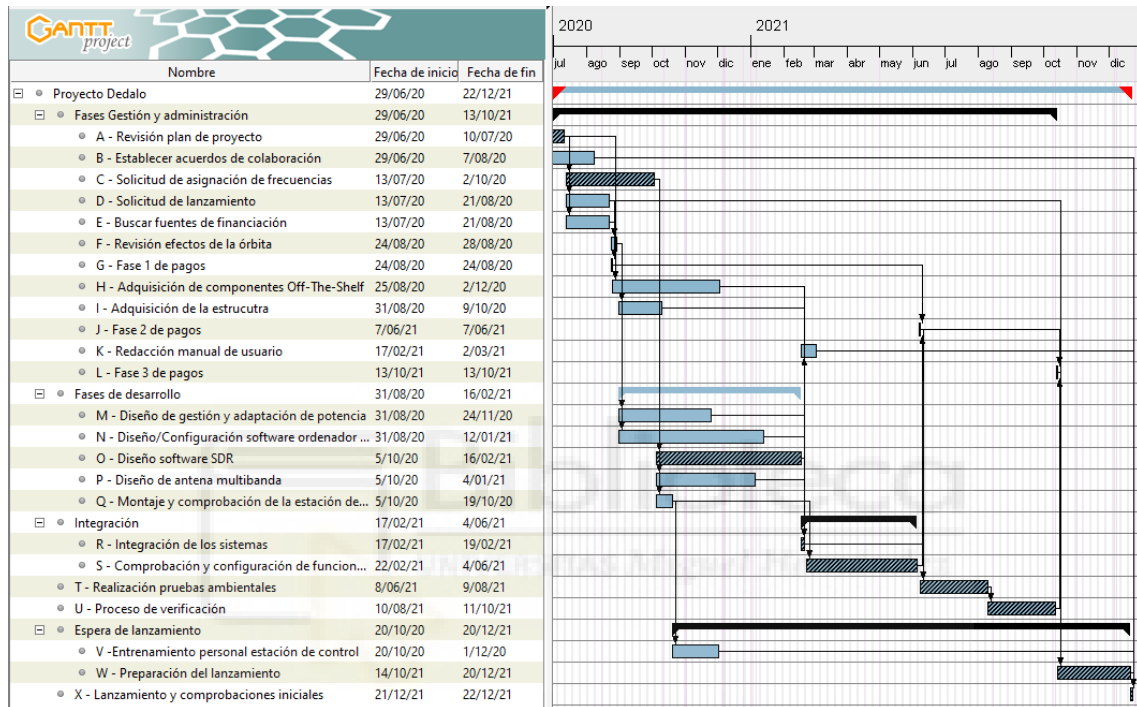


Fig. 52: Diagrama de Gantt del proyecto

A partir de la información obtenida del diagrama de Gantt se pueden tomar distintas decisiones sobre cómo debe planificarse el proyecto. En las actividades críticas se deben centrar los distintos recursos para evitar problemas que se escalen con el tiempo, sin dejar de prestar atención al resto de actividades que aunque tengan una mayor holgura para atrasarse en el tiempo siguen siendo importantes para que no afecten al buen desarrollo del proyecto.

## 6. Actividades educativas

El objetivo de la misión es usar el nanosatélite como herramienta educativa por lo tanto a partir de los distintos elementos que lo componen además del módulo de comunicaciones, eje central de la carga. Por ello se plantean una serie de actividades que pueden realizarse antes, durante y después de utilizar el nanosatélite. Estas actividades engloban distintas competencias transversales que favorecen el aprendizaje del estudiantado.

A continuación, se presenta una propuesta de actividades que pueden realizarse utilizando como base el nanosatélite y la estación terrena. Estas actividades pueden realizarse en los dos modelos, con ciertas excepciones en los resultados obtenidos en el modelo educativo.

- Aprendizaje y manejo de equipos de radio destinados a la comunicación por satélite.
- Dimensionado y caracterización de un sistema de comunicaciones
- Diseño y desarrollo del sistema de transcepción de señales moduladas con GNU radio.
- Determinación de la posición a partir de datos GNSS
- Desarrollo de algoritmos para el seguimiento de frecuencias debido al efecto Doppler.
- Recepción y decodificación de señales digitales
- Análisis de la comunicación AX.25 entre el nanosatélite y la estación terrena
- Estudio de los efectos de la frecuencia, modulación y ancho de banda en la tasa de transmisión de bits y en calidad de la señal
- Establecimiento de una comunicación a distancia a partir del repetidor de señal
- Recepción y decodificación de imágenes tomadas por satélite, comprimidas y sin comprimir.
- Diseño de un sistema de control a partir de los sensores de entrada a partir de distintos protocolos de comunicación como I<sup>2</sup>C, UART o SPI
- Dimensionado del consumo eléctrico de un sistema autónomo
- Análisis de los datos telemétricos recibidos por el nanosatélite
- Determinación de la orientación del nanosatélite a partir del campo magnético y los sensores solares
- Cálculo del balance térmico de un objeto en órbita

Al estudiantado se les plantearía el objetivo a cumplir en cada una de las actividades, unas indicaciones iniciales sobre el problema y el material necesario. El proceso y la solución más conveniente sería decidida por los propios estudiantes para poder cumplir con dicho objetivo, junto al apoyo del docente para resolver dudas y orientarles hacía el camino correcto. De esta manera se impulsa al estudiantado al aprendizaje autónomo, la búsqueda de información de forma crítica a partir de conocimientos previos o en nuevas fuentes y trabajar en equipo en un entorno de distintas disciplinas, es decir, que el aprendizaje realizado esté centrado en el estudiante.

## 7. Conclusiones y líneas futuras

El principal objetivo del trabajo ha consistido en diseñar un nanosatélite como herramienta educativa, manteniendo en mente su viabilidad en términos técnicos, económicos y organizativos. De los objetivos que debía cumplir el nanosatélite y la misión, han podido cumplirse todos a excepción de uno, obtener tiempos de contacto entre el nanosatélite y la estación terrena por un tiempo mínimo de 30 minutos. Los costes asociados de preparar un nanosatélite en órbita media son elevados, no solo por el lanzamiento al necesitar de una mayor altitud, sino también en la introducción de protecciones adicionales que afectaría directamente a su masa.

Si se decidiera alcanzar dicha órbita se deberían revisar las capacidades de los componentes seleccionados sobre su protección ante la radiación ya que la mayoría de ellos han sido diseñados para ser utilizados en órbita baja. En muchos casos sería necesario buscar productos alternativos que cumplan con las especificaciones técnicas y de protección frente a la radiación. Es muy probable que no se puedan encontrar soluciones comerciales de algunos componentes por lo que derivaría en realizar un diseño propio o externalizarlo a terceros.

Debido a los bajos tiempos de contacto, se decidió diseñar de manera conjunta al nanosatélite un modelo educativo como simulador del modelo orbital, utilizando principalmente elementos que suelen encontrarse en los inventarios de las universidades, fáciles de adquirir y de coste reducido. Los componentes utilizados en el modelo educativo son orientativos y es posible utilizar otros ya sea por conveniencia o por disponibilidad, siempre y cuando las funciones se mantengan fieles al modelo orbital. Disponer de una versión del nanosatélite en el aula, permite conocer su funcionamiento y realizar tareas de aprendizaje previas a utilizar la versión que se encuentre en órbita. Cuando el nanosatélite termine de funcionar, ya sea por fin de su vida útil o por una avería no controlada, los modelos educativos seguirán siendo una oportunidad para acercar los estudiantes al sector espacial a través de las distintas actividades planteadas.

Existen ciertos aspectos del diseño que deben realizarse un estudio adicional a través de simulaciones para comprobar que las características técnicas tomadas son las correctas. Entre las distintas simulaciones a realizar se incluye un análisis térmico, estructural y de radiación. De manera adicional, sería de gran interés realizar una simulación sobre los efectos electromagnéticos ante una tormenta solar para comprobar cuáles serían los sistemas más afectados y la supervivencia del conjunto.

Durante la selección de componentes se ha podido observar una tendencia sobre el origen de las empresas dedicadas al diseño y comercialización de productos para satélites. En su mayoría son empresas fundadas dentro de la Unión Europea, seguidas por Estados Unidos y con una mención especial a Sudáfrica. Desde el punto de vista del autor, existe una visión más comercial del espacio entre los países de la Unión Europea, facilitando así a compañías, instituciones y universidades el acceso al espacio.

A raíz del desarrollo de este trabajo se han observado distintos aspectos que resultarían de especial interés para su desarrollo e investigación, a parte de la realización del proyecto y misión propuesto en el presente documento.

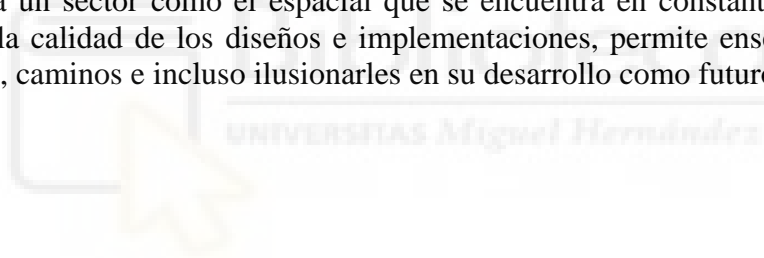
Existe margen de mejora respecto a la investigación realizada sobre los riesgos de la misión para *CubeSats* ya que los índices de determinación de los distintos riesgos son

muy bajos, además, solo se tiene en cuenta como parámetros de entrada el factor de tamaño del nanosatélite y los meses de cada una de las fases de desarrollo del proyecto, despreciando el tamaño y experiencia del equipo, objetivo de la misión a cumplir o el tipo de financiación. Esta información fue recabada con fines demográficos dentro de la herramienta empleada pero no llego a tratarse dentro del modelo para la detección de riesgos [33].

Disponer de una antena de banda ultra-ancha que ocupase las bandas S, C y X no solo reduciría el número de antenas a utilizar en el nanosatélite sino que también permitiría ser utilizado como receptor simplificando ambos sistemas y reduciendo sus costes. Por lo que desarrollar dicha antena y adaptarla en ambos escenarios sería beneficioso en términos de coste económicos y técnicos.

Para obtener una prueba de concepto es posible desarrollar e implementar el modelo educativo del nanosatélite y observar si los resultados obtenidos son los esperados y detectar los distintos problemas encontrados antes de comenzar con el desarrollo del modelo orbital, evitando así cometer errores importantes en el desarrollo que provoquen un retraso en la planificación o un incremento elevado de las partes.

La utilización de elementos del sector espacial como pueden ser los nanosatélites en la educación no es algo nuevo, pero dar la oportunidad a estudiantes y docentes disponer de nuevas herramientas educativas favorece la innovación. Además, acercar al estudiantado a un sector como el espacial que se encuentra en constante cambio y es exigente con la calidad de los diseños e implementaciones, permite enseñarles nuevas oportunidades, caminos e incluso ilusionarles en su desarrollo como futuros ingenieros.





# ANEXO I: CÁLCULO Y ANÁLISIS TÉRMICO

Capítulo 11, *Thermal Control of Spacecraft* [17]

Para calcular el equilibrio térmico y por ende la temperatura de un objeto que se encuentre en el espacio es necesario determinar la energía radiada por cada una de las fuentes, así como de la disipación térmica del propio objeto.

## Radiación solar

Los parámetros más interesantes para el diseño térmico son la distribución espectral, la intensidad y el grado de colimación. La distribución espectral se puede considerar constante, siendo su curva semejante a la de un cuerpo negro a 5800 K. Esto significa que casi toda la energía solar se encuentra entre los 150 nm y 10  $\mu\text{m}$ , siendo su máximo cerca de los 450 nm.

La intensidad de la radiación fuera de la atmósfera terrestre es la constante solar que equivale a  $1371 \pm \text{W/m}^2$ . Para otras localizaciones dentro del sistema solar se puede utilizar la siguiente ecuación, siendo  $P$  la potencia total emitida por el Sol,  $3.856 \times 10^{26}$  W, y  $d$  la distancia media entre el Sol y el objeto o planeta.

$$J_s = \frac{P}{4\pi d^2}$$

## Radiación del albedo

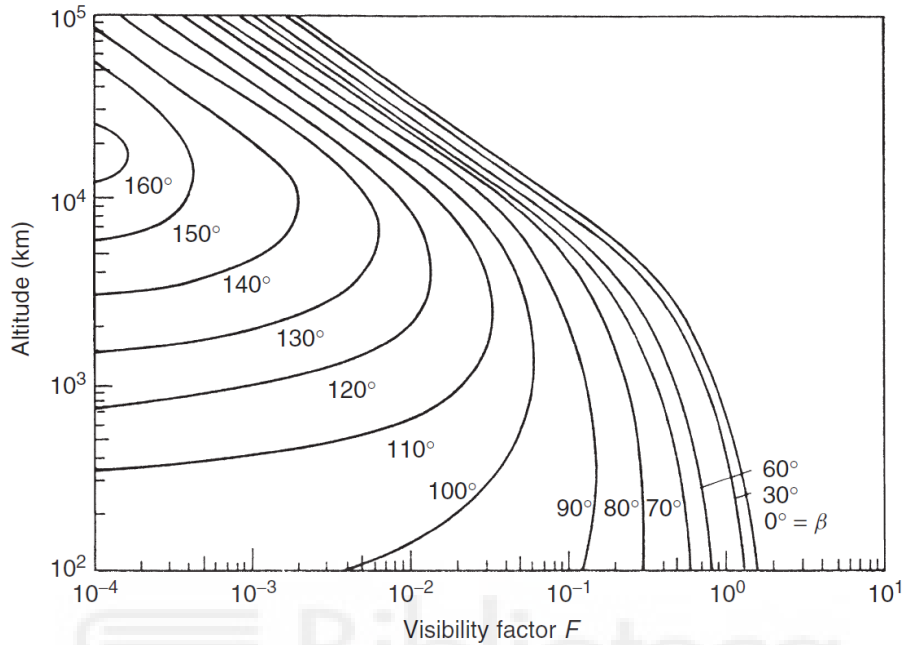
Parte de la radiación solar se ve reflejada por la superficie y/o la atmósfera del planeta, esta fracción de radiación reflejada se conoce como *albedo planetario*. Este valor tiene una gran dependencia respecto a la superficie local y de las propiedades atmosféricas. Por ejemplo en la Tierra, varía desde 0.8 debido a las nubes hasta 0.05 debido a características de la superficie como puede ser el agua o los bosques. Debido a la inercia térmica del objeto, se puede considerar un valor medio de 0.31-0.39. En la siguiente tabla se muestra las constantes de albedo para los distintos planetas del sistema solar.

Planeta	Intensidad de radiación solar, $J_s$ (porcentaje de intensidad solar a 1 AU)	Albedo planetario, $a$
Mercurio	667	0,06-0,10
Venus	191	0,60-0,76
Tierra	100	0,31-0,39
Luna	100	0,07
Marte	43,1	0,15
Jupiter	3,69	0,41-0,52
Saturno	1,10	0,42-0,76
Urano	0,27	0,45-0,66
Neptuno	0,11	0,35-0,62
Plutón	0,064	0,16-0,4

La intensidad de la radiación de albedo,  $J_a$ , incidente al objeto espacial es una función compleja que depende del tamaño del planeta y sus características reflectivas, la altitud del objeto y el ángulo  $\beta$  entre el ángulo vertical y los rayos del Sol, este factor puede definirse en términos de *factor de visibilidad*,  $F$ .

$$J_a = J_s a F$$

Para el cálculo del facto de visibilidad se puede suponer que la Tierra es una esfera con reflexión difusa, de esta manera podemos utilizar la aproximación de la siguiente figura.



### Radiación planetaria

Debido a que los planetas del sistema solar no tienen una temperatura de cero absoluta, todos irradian calor. Pero debido a su baja temperatura esta radiación se encuentra principalmente en el infrarrojo, entre los 2 y 50  $\mu\text{m}$ . La atmósfera terrestre es principalmente opaca en una gran parte del espectro del infrarrojo excepto en una ventana de visualización entre 8 y 13  $\mu\text{m}$ . Este calor radiado se puede aproximar a la de un cuerpo negro con una temperatura de 218 K, aunque la temperatura en todo el planeta varia y depende de la posición en la que se encuentre el objeto orbitando, podemos suponer que su intensidad es constante.

La intensidad que emite la Tierra es de 237  $\text{W}/\text{m}^2$  y es emitida de manera uniforme. Debido a que la intensidad decae con la altitud acorde con la ley de la inversa del cuadrado, su valor aproximado de  $J_p$  en  $\text{W}/\text{m}^2$  puede darse en términos de la altitud del objeto. Siendo  $R_{\text{rad}}$  el radio efectivo de la Tierra de la superficie radiada, que podemos considerarlo como el radio de la Tierra, y  $R_{\text{orb}}$  el radio de la órbita. La expresión para calcular la intensidad es la siguiente:

$$J_p = 237 \left( \frac{R_{\text{rad}}}{R_{\text{orb}}} \right)^2$$

### Balance térmico

Como se ha indicado anteriormente, la temperatura del objeto espacial depende del balance entre el calor recibido por fuentes internas y externas, y el calor radiado hacia el espacio, por lo que es necesario controlar el calor absorbido e irradiado para mantener una temperatura adecuada.

Los objetos orbitales no suelen comportarse como *cuerpos negros*, sino más bien como *cuerpos grises*, donde no solo absorben una parte de la energía incidente  $\alpha$ , sino que también emiten una fracción de radiación de cuerpo negro a la misma temperatura  $\varepsilon$ . Este efecto puede expresarse de la siguiente manera:

$$\begin{aligned} J_{\text{absorbida}} &= \alpha J_{\text{incidente}} \\ J_{\text{radiada}} &= \varepsilon \sigma T^4 \end{aligned}$$

Siendo  $\alpha$  y  $\varepsilon$  la absorptancia y emitancia respectivamente, y  $\sigma$  la *constante de Stefan-Boltzmann* que es igual a  $5,67 \times 10^{-8} \text{ W/m}^2\text{K}^4$ .

Para un objeto espacial simple en una órbita terrestre, por ejemplo un satélite, que tiene una alta inercia térmica y se considera su conjunto en un bloque isotérmico, tenemos que las contribuciones de energía son las siguientes:

$$\begin{aligned} \text{Radiación solar} &= J_s \alpha A_{\text{solar}} \\ \text{Radiación de albedo} &= J_a \alpha A_{\text{albedo}} \\ \text{Radiación planetaria} &= J_p \varepsilon A_{\text{planetario}} \\ \text{Calor radiado al espacio} &= \sigma T^4 \varepsilon A_{\text{superficie}} \\ \text{Potencia interna disipada} &= Q \end{aligned}$$

$A_{\text{solar}}$ ,  $A_{\text{albedo}}$  y  $A_{\text{planetario}}$  son las áreas proyectadas afectadas por la radiación solar, albedo y planetaria respectivamente. La superficie total del objeto es  $A_{\text{superficie}}$ . Si suponemos que  $J_s$ ,  $J_a$ ,  $J_p$  y  $Q$  se mantiene constante, entonces el objeto espacial se mantendrá en un equilibrio térmico  $T$  dado por la siguiente expresión:

$$\begin{aligned} (A_{\text{solar}} J_s + A_{\text{albedo}} J_a) \alpha + A_{\text{planetario}} J_p \varepsilon + Q &= A_{\text{superficie}} \sigma T^4 \varepsilon \\ T^4 &= \frac{A_{\text{planetario}} J_p}{A_{\text{superficie}} \sigma} + \frac{Q}{A_{\text{superficie}} \sigma \varepsilon} + \frac{(A_{\text{solar}} J_s + A_{\text{albedo}} J_a)}{A_{\text{superficie}} \sigma} \left( \frac{\alpha}{\varepsilon} \right) \end{aligned}$$

A partir de la ecuación anterior se puede obtener la temperatura del objeto cuando se encuentra iluminado completamente, siendo esta su temperatura máxima. Cuando el objeto se encuentre en la sombra del eclipse podemos considerar que la radiación producida por el albedo es cero, obteniendo así la temperatura mínima.

Los valores de absorptancia y emitancia dependen del material utilizado y, con el tiempo estos se van degradando, provocando que sus valores se vean modificados. Hay que tener en cuenta, sobre todo en superficies metálicas, que los valores de absorptancia y emitancia dependen de la preparación y tratamiento de la superficie.

A este documento se adjunta un programa de *MATLAB* que permite realizar todos estos cálculos de una manera rápida y computarizada.

Superficie	Absortancia ( $\alpha$ )	Emitancia ( $\epsilon$ )	$\alpha/\epsilon$
Berilio pulido	0,44	0,01	44,00
Kapton dorado (exterior de oro)	0,25	0,02	12,5
Oro	0,25	0,04	6,25
Cinta de aluminio	0,21	0,04	5,25
Aluminio pulido	0,24	0,08	3,00
Kapton aluminizado (exterior de aluminio)	0,14	0,05	2,80
Titanio pulido	0,60	0,60	1,00
Pintura negra (epoxi)	0,95	0,85	1,12
Pintura negra (poliuretano)	0,95	0,90	1,06
-eléctricamente conductora	0,95	0,80-0,85	1,12-1,19
Pintura plateada (eléctricamente conductora)	0,37	0,44	0,84
Pintura blanca (silicio)	0,26	0,83	0,31
-después de 1000 horas radiación UV	0,29	0,83	0,35
Pintura blanca (silicato)	0,12	0,90	0,13
-después de 1000 horas radiación UV	0,14	0,90	0,16
Célula solar, GaAs (valores t�picos)	0,88	0,80	1,10
Célula solar, Silicio (valores t�picos)	0,75	0,82	0,91
Kapton aluminizado (exterior de kapton)	0,40	0,63	0,63
FEP aluminizado	0,16	0,47	0,34
FEP revestido de plata (SSM)	0,08	0,78	0,10
(OSR)	0,07	0,74	0,09

Nota: SSM, Espejo de segunda superficie  
OSR, Reflector  ptico solar

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] S. Freeman *et al.*, “Active learning increases student performance in science, engineering, and mathematics,” *Proc. Natl. Acad. Sci. U. S. A.*, vol. 111, no. 23, pp. 8410–8415, 2014, doi: 10.1073/pnas.1319030111.
- [2] P. Micheal, “Does Active Learning Work? A Review of the Research,” *J. Eng. Educ.*, vol. 93, no. July, pp. 223–231, 2004.
- [3] J. Praks, A. Kestila, T. Tikka, H. Leppinen, O. Khurshid, and M. Hallikainen, “AALTO-1 earth observation cubesat mission - Educational outcomes,” *Int. Geosci. Remote Sens. Symp.*, vol. 2015-Novem, pp. 1340–1343, 2015, doi: 10.1109/IGARSS.2015.7326023.
- [4] J. Peltonen *et al.*, “Electronics for the RADMON instrument on the Aalto-1 student satellite,” *10th Eur. Work. Microelectron. Educ. EWME 2014*, pp. 161–166, 2014, doi: 10.1109/EWME.2014.6877418.
- [5] H. Leppinen, A. Kestila, T. Tikka, and J. Praks, “The Aalto-1 nanosatellite navigation subsystem: Development results and planned operations,” *2016 Eur. Navig. Conf. ENC 2016*, 2016, doi: 10.1109/EURONAV.2016.7530545.
- [6] J. Praks *et al.*, “Miniature spectral imager in-orbit demonstration results from Aalto-1 nanosatellite mission,” *Int. Geosci. Remote Sens. Symp.*, vol. 2018-July, pp. 1986–1989, 2018, doi: 10.1109/IGARSS.2018.8517658.
- [7] H. Leppinen *et al.*, “Developing a Linux-based nanosatellite on-board computer: Flight results from the Aalto-1 mission,” *IEEE Aerosp. Electron. Syst. Mag.*, vol. 34, no. 1, pp. 4–14, 2019, doi: 10.1109/MAES.2019.170217.
- [8] M. Schoor and B. Yang, “A weather satellite based platform for signal processing education,” pp. 2625–2628, 2017.
- [9] M. Fischer and A. L. Scholtz, “Design of a multi-mission satellite ground station for education and research,” *2nd Int. Conf. Adv. Satell. Sp. Commun. SPACOMM 2010*, pp. 58–63, 2010, doi: 10.1109/SPACOMM.2010.13.
- [10] A. Johnston and P. Kilroy, “The AMSAT CubeSat Simulator: A New Tool for Education and Outreach,” *AMSAT J.*, vol. 41, no. 6, pp. 8–13, 2018, [Online]. Available: <https://countingfromzero.net/amsat/CubeSatSimPaper.pdf>.
- [11] A. Johnston and P. Kilroy, “The New AMSAT® CubeSat Simulator: Part 2, Classroom Activities,” *AMSAT J.*, vol. 42, no. 1, pp. 5–8, 2019.
- [12] A. Johnston and P. Kilroy, “The New AMSAT® CubeSat Simulator : Part 3, new activities: Failure simulations and troubleshooting using telemetry,” *AMSAT J.*, vol. 42, no. 3, pp. 5–10, 2019.
- [13] A. Johnston and P. Kilroy, “The New AMSAT CubeSat Simulator: Part 4, The Ground Station,” *AMSAT J.*, vol. 42, no. 4, pp. 21–27, 2019.

- [14] ECSS Secretariat, “ECSS-M-ST-10C Rev1, Project planning and implementation,” Noordwijk, 2009.
- [15] ECSS Secretariat, “ECSS-M-ST-40C Rev1 Configuration and information management,” Noordwijk, 2009.
- [16] ECSS Secretariat, “ECSS-E-ST-10-06C, Technical requirements specification,” Noordwijk, 2009.
- [17] Arianespace, *Vega C User’s Manual*, Issue 0. .
- [18] Nick84, “Solar spectrum ita,” 2008. [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Solar\\_spectrum\\_ita.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Solar_spectrum_ita.svg) (accessed May 11, 2020).
- [19] E. E. Secretariat, “ECSS-E-ST-10-04C Space environment,” Noordwijk, 2008.
- [20] M. R. Patel, *Spacecraft Power Systems*, First Edit. Boca Raton, Florida: CRC Press, 2005.
- [21] P. Fortescue, J. Stark, and G. Swinerd, *Spacecraft Systems Engineering*, Third. Chichester, West Sussex, 2003.
- [22] M. Markovic, “South Atlantic Anomaly,” 2007. [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:South\\_Atlantic\\_Anomaly.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:South_Atlantic_Anomaly.svg) (accessed May 09, 2020).
- [23] F. Wang and V. D. Agrawal, “Single event upset: An embedded tutorial,” *Proc. IEEE Int. Freq. Control Symp. Expo.*, pp. 429–434, 2008, doi: 10.1109/VLSI.2008.28.
- [24] National Aeronautics and Space Administration, “General Mission Analysis Tool (GMAT) Version R2018a,” 2018. <https://software.nasa.gov/software/GSC-18094-1> (accessed Feb. 12, 2020).
- [25] W. J. Larson and J. R. Wertz, *Spacecraft Mission Analysis and Design*. 1999.
- [26] D. Ducros, “Rideshare multiple launch service,” ESA, 2019. [https://www.esa.int/ESA\\_Multimedia/Images/2019/04/Rideshare\\_multiple\\_launch\\_service2](https://www.esa.int/ESA_Multimedia/Images/2019/04/Rideshare_multiple_launch_service2) (accessed May 20, 2020).
- [27] ABL Space Systems Company, *RS1 Launch Vehicle Payload User’s Guide*, 1<sup>o</sup>. El Segundo, 2019.
- [28] United States Government Accountability Office, “SURPLUS MISSILE Sale Price Drives Potential Effects on DOD and Commercial Launch Providers,” no. August, pp. 1–58, 2017.
- [29] ABL Space Systems Company, “ABL Space Systems,” 2018. <https://www.ablspacesystems.com/> (accessed May 20, 2020).

- [30] Payload Aerospace S.L, “Miura 5,” 2020. <https://www.pldspace.com/es/miura-5> (accessed May 21, 2020).
- [31] Rocket Lab, “Electron,” 2020. <https://www.rocketlabusa.com/electron/> (accessed Jun. 17, 2020).
- [32] ECSS Secretariat, *ECSS-M-ST-80C Space Project Management: Risk Management*, no. July. Noordwijk, 2008.
- [33] K. B. Gamble and E. G. Lightsey, “CubeSat mission design software tool for risk estimating relationships,” *Acta Astronaut.*, vol. 102, pp. 226–240, 2014, doi: 10.1016/j.actaastro.2014.06.019.
- [34] K. Brumbaugh Gamble and A. Caison, *CubeSat Risk Analysis Software Tool User’s Guide*, Version 1., no. Texas Spacecraft Laboratory. Austin, 2014.
- [35] The Editors of Encyclopedia Britannica, “Daedalus.” <https://www.britannica.com/topic/Daedalus-Greek-mythology> (accessed May 21, 2020).
- [36] G. Konecny, “Small satellites - A tool for earth observation?,” *Int. Soc. Photogramm. Remote Sens.*, pp. 1–3, 2004, doi: 10.1007/978-1-4020-6943-7.
- [37] California Polytechnic State University, *CubeSat Design Specification*, 13th ed. California, 2014.
- [38] Innovative Solutions In Space, “3-Unit Structure,” *CubeSat Structures*, 2016. [https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2019/08/ISIS-CubeSat-Structures-Brochure-v2R-web\\_compressed.pdf](https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2019/08/ISIS-CubeSat-Structures-Brochure-v2R-web_compressed.pdf) (accessed May 27, 2020).
- [39] Innovative Solutions In Space, “3-Unit CubeSat structure.” <https://www.isispace.nl/product/3-unit-cubesat-structure/> (accessed May 27, 2020).
- [40] Epec, “Polyimide/Kapton® Flexible heater.” <https://www.epectec.com/flexible-heaters/polyimide-kapton-heaters.html> (accessed May 28, 2020).
- [41] International Telecommunication Union, *Reglamento de Radiocomunicaciones*. International, 2016, p. 442.
- [42] L. E. Frenzel Jr., *Principles of Electronic Communication Systems*, Fourth., vol. 28, no. 10. New York: McGraw-Hill Education, 2016.
- [43] AMSAT, “Tools for Spacecraft and Communication Design.” <https://www.amsat.org/tools-for-calculating-spacecraft-communications-link-budgets-and-other-design-issues/> (accessed Jun. 06, 2020).
- [44] W. A. Beech, D. E. Nielsen, and J. Taylor, “AX.25 Link Access Protocol for Amateur Packet Radio,” *Tucson Amat. Pack. Radio Corp.*, no. July, p. 133, 1998.

- [45] Offnfopt, “Diagram of OSI MODEL,” 2015. [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:OSI\\_Model\\_v1.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:OSI_Model_v1.svg) (accessed May 30, 2020).
- [46] Innovative Solutions In Space, “ISIS VHF uplink/UHF downlink Full Duplex Transceiver,” *Communication Systems*. <https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/VHF-UHF-Full-Duplex-Transceiver-Brochure-web-1.pdf> (accessed Jun. 01, 2020).
- [47] Analog Devices, “ADALM-PLUTO.” <https://www.analog.com/en/design-center/evaluation-hardware-and-software/evaluation-boards-kits/adalm-pluto.html#eb-overview> (accessed Jun. 01, 2020).
- [48] Innovative Solutions In Space, “CubeSat Antenna System for 1U/3U,” *Antenna System*. <https://www.isispace.nl/product/cubesat-antenna-system-1u-3u/> (accessed Jun. 01, 2020).
- [49] National Oceanic and Atmospheric Administration, “GPS Accuracy,” 2020. <https://www.gps.gov/systems/gps/performance/accuracy/> (accessed Jun. 01, 2020).
- [50] European Global Navigation Satellite Systems Agency, “What is Galileo?,” 2020. <https://www.gsa.europa.eu/european-gnss/galileo/galileo-european-global-satellite-based-navigation-system> (accessed Jun. 01, 2020).
- [51] SpaceQuest, “GNSS-701 Satellite GNSS Receiver,” 2020. <http://www.spacequest.com/attitude-determination-control/gps12-v1> (accessed Jun. 01, 2020).
- [52] SpaceQuest, “ANT-GPS Active GPS Antenna,” 2020. <http://www.spacequest.com/shop/ant-gps> (accessed Jun. 01, 2020).
- [53] SparkFun, “Sparkfun GPS Breakout - Chip Antenna, SAM-M8Q.” <https://www.sparkfun.com/products/15210> (accessed Jun. 01, 2020).
- [54] Endurosat, “3U Solar Panel X/Y.” <https://www.endurosat.com/cubesat-store/all-cubesat-modules/3u-solar-panel-xy/> (accessed Jun. 02, 2020).
- [55] Endurosat, “1.5U Solar panel X/Y.” <https://www.endurosat.com/cubesat-store/all-cubesat-modules/1-5u-solar-panel-xy/> (accessed Jun. 08, 2020).
- [56] Endurosat, “Onboard Computer (OBC).” <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-obc/onboard-computer-obc/> (accessed Jun. 02, 2020).
- [57] CubeSpace, “Cubewheel,” 2020. <https://www.cubespace.co.za/products/adcs-components/cubewheel/> (accessed Jun. 02, 2020).
- [58] SparkFun, “Hobby Gearmotor - 140 RPM (pair).” <https://www.sparkfun.com/products/13302> (accessed Jun. 02, 2020).



- [59] SparkFun, “Mini Photocell.” <https://www.sparkfun.com/products/9088> (accessed Jun. 02, 2020).
- [60] SparkFun, “SparkFun Triple Axis Accelerometer and Gyro Breakout - MPU-6050.” <https://www.sparkfun.com/products/11028> (accessed Jun. 02, 2020).
- [61] Amazon Web Services, “The FreeRTOS™ Kernel.” <https://www.freertos.org/RTOS.html> (accessed Jun. 03, 2020).
- [62] Kubos, “KubOS.” <https://www.kubos.com/> (accessed Jun. 03, 2020).
- [63] Raspberry Pi Foundation, “Raspberry Pi 3 Model B+,” *Products*. <https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-3-model-b-plus/> (accessed Jun. 03, 2020).
- [64] Alén Space, “TOTEM SDR,” 2020. <https://alen.space/es/hardware-parananosatelites/> (accessed Jun. 04, 2020).
- [65] M. Alizadeh, M. Maadani, and M. Zare, “A miniaturized ultra-wide band sinusoidal antenna with circular polarization for S, C, X bands,” *2019 IEEE 5th Conf. Knowl. Based Eng. Innov. KBEI 2019*, vol. 2, no. 3, pp. 408–412, 2019, doi: 10.1109/KBEI.2019.8734987.
- [66] SkyFox Labs, “piDose-DCD/FM,” *Product Datasheet*, 2019. <https://www.skyfoxlabs.com/product/16-cubesat-geiger-counter> (accessed Jun. 05, 2020).
- [67] Microchip Technology, “TC74A0-3.3VAT,” *Mouser electronics*. <https://www.mouser.es/ProductDetail/Microchip-Technology/TC74A0-33VAT?qs=RnzODY3cU8upmC10mx8gAw%3D%3D> (accessed Jun. 05, 2020).
- [68] SparkFun, “SparkFun Triple Axis Magnetometer Breakout - MLX90393 (Qwiic).” <https://www.sparkfun.com/products/14571> (accessed Jun. 05, 2020).
- [69] Radiation-Watch, “Pocket Geiger Radiation Sensor - Type 5,” *SparkFun*. <https://www.sparkfun.com/products/14209> (accessed Jun. 05, 2020).
- [70] SCS Space, “SCS Gecko Imager,” *CubeSat Shop*. <https://www.cubesatshop.com/product/scs-gecko-imager/> (accessed Jun. 05, 2020).
- [71] Raspberry Pi Foundation, “Camera module V2,” 2016. <https://www.raspberrypi.org/products/camera-module-v2/> (accessed Jun. 05, 2020).
- [72] ECSS Secretariat, “Adoption Notice of ISO 24113: Space Systems - Space debris mitigation requirements,” *Sp. Sustain.*, p. 8, 2019.

- [73] Z. H. Zhu and R. Zhong, “Deorbiting Dynamics of Electrodynamic Tether,” *Int. J. Aerosp. Light. Struct.* -, vol. 01, no. 01, pp. 47–66, 2011, doi: 10.3850/2010428611000043.
- [74] Tethers Unlimited, “Terminator Tape.” <https://www.tethers.com/term-tape/> (accessed Jun. 05, 2020).
- [75] Tethers Unlimited, “Taking Out the Space Trash: Tethers Unlimited Announces Successful Operation of Space-Debris Removal Device,” 2020. <https://www.tethers.com/taking-out-the-space-trash-tethers-unlimited-announces-successful-operation-of-space-debris-removal-device/> (accessed Jun. 05, 2020).
- [76] Endurosat, “1U Solar panel Z.” <https://www.endurosat.com/cubesat-store/all-cubesat-modules/1u-solar-panel-z/> (accessed Jun. 05, 2020).
- [77] PowerFilm, “PowerFilm Solar Panel - 50mA@4.8V w/PSA & Kynar,” *SparkFun*. <https://www.sparkfun.com/products/14799> (accessed Jun. 06, 2020).
- [78] Endurosat, “EPS - Power Module I Plus,” 2020. <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-power-modules/eps-power-module-i-plus/> (accessed Jun. 06, 2020).
- [79] Eunicell, “2500 mAh NiMH Battery - AA,” *SparkFun*. <https://www.sparkfun.com/products/335> (accessed Jun. 06, 2020).
- [80] M2 Antenna Systems, “LEO-Pack 436CP16/2MCP8A.” <https://www.m2inc.com/FGLEOPACK> (accessed Jun. 06, 2020).
- [81] RF Hamdesign, “1.9 meter mesh dish kit.” <https://www.rfhamdesign.com/products/parabolicdishkit/19meterdishkit/index.php> (accessed Jun. 06, 2020).
- [82] RF Hamdesign, “SPX-01 Azimuth & Elevation including control.” <https://www.rfhamdesign.com/products/spx-antenna-rotators/spx-01-az-el/index.php> (accessed Jun. 06, 2020).
- [83] Nuand, “bladeRF 2.0 micro xA4.” <https://www.nuand.com/bladerf-2-0-micro> (accessed Jun. 07, 2020).
- [84] GNU Radio project, “GNU Radio.” <https://www.gnuradio.org/> (accessed Jun. 07, 2020).
- [85] Duggabe, “Flowgraph for NBFM example,” *Wiki GNU radio*, 2019. .
- [86] Kubos, “Major Tom.” <https://www.kubos.com/majortom/> (accessed Jun. 07, 2020).
- [87] A. Thomas, “Gantt Project.” <https://www.ganttproject.biz/> (accessed Jun. 09, 2020).