



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

DISEÑO DE UN CUBESAT: B³SAT

CASO DE ESTUDIO 1

MÁSTER UNIVERSITARIO EN SISTEMAS ESPACIALES

Autores:

David Estébanez Mérida
Andrés Pedraza Rodríguez
María Elena Piqueras Carreño
Daniel del Río Velilla
Ana Isabel Soria Carro

Profesores:

Santiago Pindado Carrión
Elena Roibás Millán
Javier Cubas Cano
Javier Pérez Álvarez
Antonio Fernández López

MADRID, 14 DE JUNIO, 2021



https://github.com/anabelsoria/CE1_1

Resumen

El objetivo del presente trabajo es construir una plataforma educativa basada en el estándar CubeSat para su utilización en titulaciones aeroespaciales. A parte de los requisitos de misión especificados, es importante que la plataforma/satélite sea barata y de fácil construcción. Por ello, la mayor parte de ésta se ha realizado a partir de instrumentos y componentes de bajo presupuesto e impresión 3D, incluyendo la utilización de COTS (Commercial Off-The-Shelf).

Índice

Índice de figuras	I
Índice de tablas	III
1. Introducción	1
2. Metodología	2
3. Requisitos	4
4. Análisis de misión	5
4.1. Definición órbita	5
5. Subsistema de potencia	6
5.1. Selección de los paneles solares	9
5.2. Potencia media generada	10
5.3. Modos de funcionamiento del subsistema de potencia	14
5.4. Almacenamiento de energía: batería	15
5.5. Distribución de potencia, regulación y control	17
6. Subsistema de determinación y control de actitud	19
6.1. Sensores Solares	19
6.2. Magnetómetros	23
6.3. Ruedas de reacción	26
6.4. Magnetopares	27
7. Subsistema de comunicaciones	28
7.1. Trasnceptor	28
7.2. Antena	29

8. Ordenador de a bordo	31
9. Estructura	34
9.1. Dispensador	34
9.2. Estructura	34
9.3. Distribución de equipos	38
10.Cargas de pago compatibles	46
10.1. Cámara	46
10.2. Flash	47
10.3. Space Lab	47
10.4. Ensayos de vuelo	48
11.Product Tree	48
12.Cost Breakdown Structure	51
A. Matrices de Rotación	53
Referencias	54

Índice de figuras

1.	Esquema de diseño concurrente dentro del desarrollo del satélite.	2
2.	Representación tridimensional y bidimensional de la órbita.	5
3.	Células solares de AzurSpace (izda.) y de Spectrolab (dcha.).	9
4.	Representación de la relación geométrica entre ϕ , ρ y β_s [1].	11
5.	Potencia generada por los paneles situados en las caras X^+ y X^- (izda.) y las caras Y^+ y Y^- (dcha.).	13
6.	Potencia generada por los paneles situados en las caras Z^+ y Z^-	13
7.	Potencia total generada por los paneles incluyendo el periodo de eclipse.	14
8.	Baterías consideradas para la selección, células LG LGABC2186 (izda.) e ISIS iEPS (dcha.).	16
9.	Esquema conexión eléctrica distintos subsistemas.	17
10.	Esquema del sistema de distribución de potencia eléctrica.	18
11.	Sistema de referencia de los mediciones de los sensores solares [2].	20
12.	Esquema del Hardware y software del sensor solar diseñado [2]	21
13.	Detector PSD S5990-01 [3]	21
14.	Diseño preliminar con la distribución de componentes [2].	22
15.	Diseño final del sensor solar [2].	22
16.	Sensor solar NANO ISS60 [4]	23
17.	Sensor Solar nanoSS0C-A60	23
18.	Magnetómetro MPU-9250.	24
19.	Magnetómetro Adafruit.	24
20.	Magnetómetro HMC5883L de Honeywell [5].	25
21.	Rueda de reacción de fabricación propia.	26
22.	Conjunto de magnetopares de fabricación propia: dos solenoides para la dirección x e y y una espira integrada en una PCB para la dirección z . En el centro la electrónica asociada.	27
23.	Transceptor XDL Micro de Pacific Crest [6].	28
24.	Transceptor Murgas de banda UHF/VHF de Spacemanic [7].	29

25.	Mecanismo de despliegue de la antena de fabricación propia, al la izquierda estado inicial plegado antes de quemar el cable, a la derecha antena desplegada (en ?? se puede ver una animación del mecanismo).	30
26.	Antena desplegable para CubeSats [8].	30
27.	Raspberry Pi Zero [9].	31
28.	Arduino Portenta H7 [10].	32
29.	ISIS On Board Computer [11].	32
30.	Imagen del dispensador Maxwell 1U de Rocket Lab	34
31.	Ejemplo de filamento de PEEK y pieza impresa en 3D con <i>infill</i> visible.	35
32.	Vista tridimensional de la bandeja principal con los insertos instalados.	35
33.	Rigidizadores verticales con los tornillos necesarios para ser unidos con la bandeja principal.	36
34.	Acoplos $-Z$ y $-Z$ que sirven de interfaz entre las bandejas principales y las de equipos.	37
35.	Estructura completa ensamblada.	37
36.	TAD estructura completa.	38
37.	RaspBerry Pi Zero (izda.) y cámara (dcha.).	39
38.	Magnetopares y electrónica asociada a los mismos.	39
39.	Ruedas de reacción y electrónica asociada, baterías y sistema de protección de la batería.	40
40.	Transpondedor y acelerómetros y giróscopos del MPU9250.	40
41.	Primera vista isométrica del satélite.	42
42.	Segunda vista isométrica del satélite.	42
43.	Primera vista isométrica de la estructura y las bandejas.	43
44.	Segunda vista isométrica de la estructura y las bandejas.	43
45.	Modelo TAD del B ³ Sat $+X$	44
46.	Modelo TAD del B ³ Sat $-X$	45
47.	Innomaker OV9281.	46
48.	Optical Beacon.	47
49.	AstroPi, interfaz de usuario.	48
50.	<i>Product tree</i> para la opción de bajo presupuesto.	49
51.	<i>Product tree</i> para la opción de alto presupuesto.	50

Índice de tablas

1.	Herramientas empleadas en el diseño del satélite.	2
2.	Requisitos de la misión.	4
3.	Propiedades de la órbita seleccionada.	5
4.	Parámetros utilizados para calcular P_{sa}	7
5.	Cantidad y área de las células solares empleadas.	10
6.	Células solares consideradas para la selección.	10
7.	Parámetros de las células solares utilizadas.	12
8.	Potencias máximas consumidas por cada subsistema y potencia total necesaria para cada modo.	15
9.	Valores numéricos empleados en la estimación de la capacidad de la batería.	16
10.	Baterías consideradas para la selección.	16
11.	Sensores solares.	20
12.	Magnetómetros considerados para la selección.	25
13.	Ruedas de reacción consideradas para la selección.	26
14.	Transceptores considerados para la selección.	29
15.	Antenas consideradas para la selección.	30
16.	Ordenadores embarcados considerados para la selección.	33
17.	Centro de masas respecto al centro geométrico y masa total.	41
18.	Tabla de costes para la opción de bajo presupuesto.	51
19.	Tabla de costes para la opción de alto presupuesto.	52

1. Introducción

Un CubeSat por definición es un estándar en el diseño de nanosatélites, de diez centímetros de arista y una masa inferior a 1,33 kg. La diferencia de este tipo de satélites con respecto a los convencionales son, principalmente, el bajo coste, tiempo de fabricación y su accesibilidad al espacio por parte de distintas instituciones.

Tras la aparición del CubeSat en el año 1999, empezó una nueva era del espacio. Se abría entonces la posibilidad de poder enviar un satélite al espacio, en órbitas LEO (Low Earth Orbit), de forma que se pudieran extraer datos, información y hacer estudios del espacio de una forma fácil, barata y rápida que hasta ese momento nunca se podría haber planteado. A raíz de esta aparición, han sido muchas las instituciones capaces de poder crear su propio CubeSat para investigación, estudios y muchas otras aplicaciones. Dentro de este marco se sitúa el objetivo principal del presente trabajo. Se trata de construir una plataforma educativa basada en el estándar CubeSat para su utilización en titulaciones aeroespaciales a partir de unos requisitos de misión especificados. Además, esta plataforma deberá ser desarrollada para poder ser lanzada y operada en misiones LEO de órbita helio-síncrona cercana al mediodía o a la que correspondería a un despliegue desde la Estación Espacial Internacional.

Por otro lado, en el transcurso del presente trabajo se ha seguido una filosofía caracterizada por el uso de instrumentos y componentes de bajo presupuesto e impresión 3D con tal de desarrollar una plataforma/satélite barata y de fácil construcción. Para ello, se han utilizado elementos de tipo COTS (Commercial Off-The-Shelf), que son elementos no-desarrollativos (NDI) de suministro, comerciales y que se venden en grandes cantidades en el mercado comercial. Adicionalmente, pueden ser adquiridos o utilizados bajo contrato gubernamental de la misma forma a como está disponible al público en general. Por lo tanto, se trata de componentes que pueden ofrecer un ahorro significativo en el desarrollo y mantenimiento.

A modo de resumen, en la sección 2 se detalla la metodología seguida en el desarrollo de la plataforma así como las herramientas empleadas para su implementación. Los requisitos de la misión se recogen en la sección 3 mientras que los diferentes subsistemas son detallados en las secciones 5 a 9. A continuación, en la sección 10 se especifican las cargas de pago hipotéticas que pudieran ir a bordo del satélite tras el proceso de dimensionado de volumen, potencia y peso y finalmente, en las secciones 11 y 12, se presenta el árbol de productos y la estructura de costes del proyecto, respectivamente.

2. Metodología

Para el desarrollo de la plataforma Cubesat 1U se han empleado las herramientas mostradas en la Tabla 1.

Tabla 1: Herramientas empleadas en el diseño del satélite.

Herramienta	Aplicación
MATLAB	Cálculo de la potencia generada.
CATIA	Diseño de la estructura 3D.
STK	Análisis de misión.
GitHub	Plataforma de trabajo concurrente.

De la herramienta MATLAB se han aprovechado los códigos empleados en la asignatura de Gestión y Generación de Potencia Eléctrica, el diseño 3D de la estructura del nanosatélite en CATIA ha sido posible gracias a los conocimientos adquiridos en la asignatura de Ingeniería Gráfica para Diseño Mecánico Aeroespacial y el análisis de accesos, órbita y desarrollo de la misión han podido ser analizados mediante la experiencia en el uso de la herramienta STK adquirido en la asignatura de Entorno Espacial y Análisis de Misión. Finalmente, el trabajo concurrente de la misión, ya visto en la asignatura Ingeniería de Sistemas y Gestión de Proyectos, ha podido realizarse mediante el empleo de repositorios en GitHub. Dicho diseño concurrente se basa en la interacción rápida y efectiva de todas las disciplinas involucradas, asegurando resultados consistentes y de alta calidad en un tiempo mucho más corto. Dichas disciplinas o subsistemas se muestran en la Figura 1.

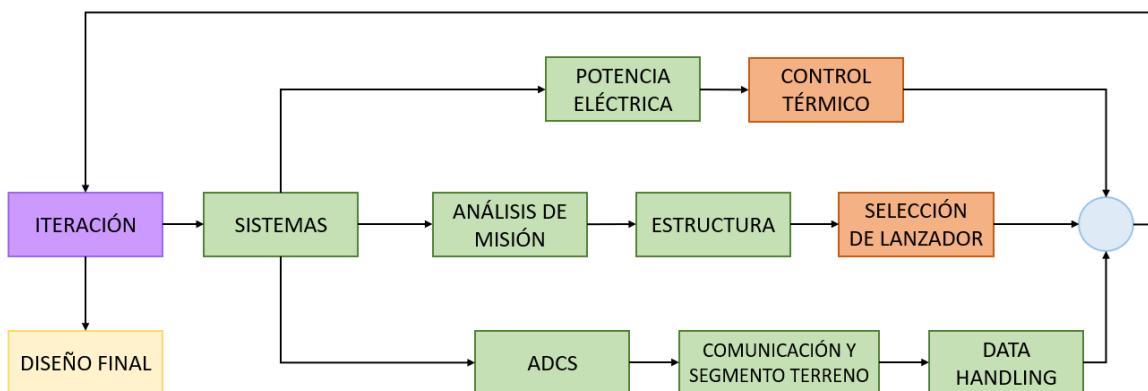


Figura 1: Esquema de diseño concurrente dentro del desarrollo del satélite.

Como se puede apreciar, la Ingeniería concurrente evalúa el concepto de la misión, analiza diferentes opciones mediante *trade-off* y valida nuevas tecnologías a nivel de sistema o misión en un continuo proceso iterativo hasta que se llega al diseño final. En el presente trabajo se ha utilizado una filosofía similar, en la que todos los integrantes del grupo han participado activamente en este proceso de

correspondencia múltiple.

En la Figura 1 se muestra que tanto la disciplina de control térmico como la selección del lanzador han sido coloreados de manera distinta al resto. Esto se debe a que ambos no se han tenido en cuenta en el presente trabajo. Sin embargo, el control térmico debe ser analizado en fases posteriores de la misión con el fin de evaluar detenidamente las temperaturas de los distintos componentes. Asimismo, la selección del lanzador es importante para el diseño de la estructura, donde las frecuencias propias de la misma no deben coincidir con las del lanzador para evitar el acoplamiento dinámico de ambos. En definitiva, el resultado de la ingeniería concurrente ha sido plasmado en las siguientes secciones, en donde se analizarán en detalle cada uno de los subsistemas que afectan al diseño del satélite.

3. Requisitos

Los requisitos de la misión se recogen en la Tabla 2.

Tabla 2: Requisitos de la misión.

Requisitos de análisis de misión	
R.MIS-01.01	La órbita debe ser helio-síncrona cercana al mediodía o a la que correspondería a un despliegue desde la Estación Espacial Internacional.
Requisitos del subsistema de potencia	
R.POW-01.01	La potencia media por órbita debe ser de 1.5 W (más 2 transmisiones de 10 minutos, una de día y otra en eclipse, con un consumo extra de 2 W).
Requisitos estructurales	
R.STR-01	El nanosatélite deberá cumplir con el estándar CubeSat.
R.STR-02	La envolvente geométrica del nanosatélite debe ajustarse a un CubeSat de 1U.
R.STR-03	La estructura debe estar diseñada para su fabricación por medio de impresión 3D FDM, tomando como referencia la estructura tipo de un CubeSat 1U y adaptándola para su producción con la citada tecnología.
R.STR-04	El material de la estructura debe ser elegido cumpliendo los estándares ECSS.
R.STR-05	Los elementos de unión deben elegirse acorde con el material seleccionado.
Requisitos del subsistema de control de actitud	
R.ADCS-01	Para un CubeSat de 1U se seleccionarán los siguientes elementos: - 2 tipos de sensores - 2 tipos de actuadores
R.ADCS-02	Una de las caras del nanosatélite deberá apuntar a Nadir con un error menor de 5 deg.
Requisitos del subsistema de comunicaciones	
R.COM-01	Seleccionar un OBC y un módulo transceptor que opere en la banda de 436 MHz.
Requisitos generales	
R.GEN-01	La selección de todos los elementos será tal que asegure un bajo presupuesto para la misión.

4. Análisis de misión

4.1. Definición órbita

Con tal de cumplir con el requisito para el análisis de misión recogido en la Tabla 2:

- **[R.MIS-01.01]** La órbita debe ser helio-síncrona cercana al mediodía o a la que correspondería a un despliegue desde la Estación Espacial Internacional,

se utiliza la herramienta de simulación STK y con la opción de *Orbit Wizard* se genera una órbita heliosíncrona con una altitud de 420 km. Para que sea de mediodía se toma como hora local del nodo descendente las 12:00.

En la Tabla 3 se muestran las diferentes propiedades de la órbita y en la Figura 2 se muestra la representación 3D y 2D de la órbita.

Tabla 3: Propiedades de la órbita seleccionada.

Órbita	Heliosíncrona 12:00
Altitud	420 km
Inclinación	97.1°
RAAN	360°
Periodo	5578 s
Eclipse	2153 s

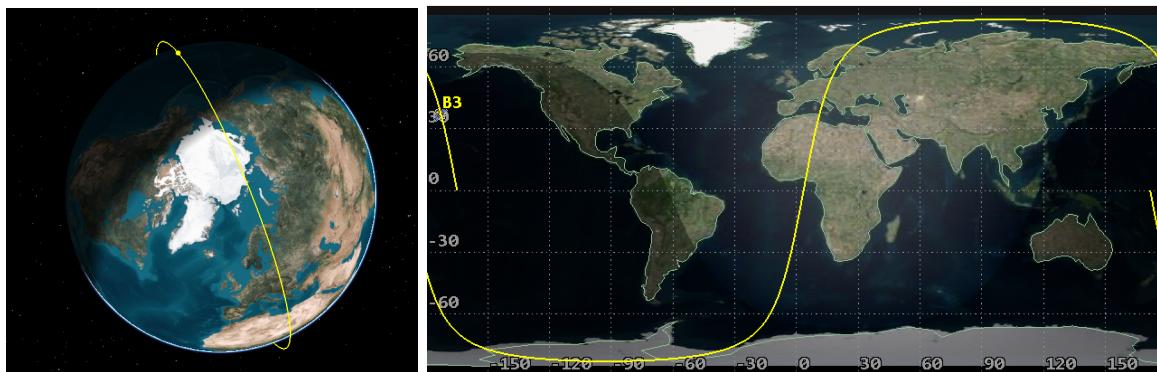


Figura 2: Representación tridimensional y bidimensional de la órbita.

5. Subsistema de potencia

El subsistema de potencia proporciona, almacena, distribuye y controla la energía eléctrica del satélite, que es, junto con la masa, el segundo recurso crítico en el diseño de una vehículo espacial.

En este apartado se calcula la potencia media generada por los paneles solares en la órbita heliosíncrona a una altura de 420 km, realizando una simulación con MATLAB para poder calcular la potencia media generada por los paneles al inicio de la vida útil (P_{BOL}). Posteriormente, se selecciona la batería que se ajuste mejor a las necesidades de la misión, especificando la conexión entre esta y los paneles solares. Finalmente, se sugiere una forma de distribuir la potencia a todos los componentes del vehículo espacial.

El proceso de diseño, al igual que el resto de subsistema es un proceso iterativo. Como requisito inicial únicamente se tenía un potencia consumida por las cargas de 1.5 W [R.POw-01.01]. Se ha considerado que dicho requisito se refiere al consumo de los diferentes subsistemas junto con la carga de pago, sin tener en cuenta el consumo del subsistema de comunicaciones. Dicho subsistema va a consumir 2 W durante 10 minutos, una durante el eclipse y otra durante el día.

A la hora de dimensionar la potencia media que tiene que generar los paneles a lo largo de la órbita hay que hacerlo para el peor caso, es decir, teniendo en cuenta la degradación de los paneles a lo largo de la órbita, la variación el rendimiento de las células con la temperatura y con el montaje, las pérdidas a lo largo de la líneas entre los paneles solares y las cargas de pago y entre los paneles solares y la batería, así como la degradación de los mismos a lo largo de la misión.

Los paneles tienen que generar durante el periodo de luz la potencia necesaria para poder alimentar 1.5 W en el modo nominal al resto de subsistemas junto con la carga de pago, así como proporcionar durante 10 minutos 3.5 W correspondiente al modo de comunicaciones. Además, deben cargar la batería de forma que esta pueda cargarse lo suficiente durante el día y proporcionar la potencia necesaria durante el periodo de eclipse. La potencia necesaria, por tanto, que debe generar los paneles de solares se puede estimar mediante el siguiente equilibrio [1]:

$$P_{sa} = \frac{\frac{P_e T_e}{X_e} + \frac{P_d T_d}{X_d}}{T_d}, \quad (1)$$

en donde T_e es el tiempo en eclipse de cada uno de los modos de funcionamiento y T_d es el tiempo de operación de cada uno de los modos durante el día. Asimismo, los parámetros X_e contabilizan las pérdidas en la línea de carga y descarga de la batería a las cargas de pago, mientras que X_d contabiliza la pérdida desde los paneles hasta las carga de pago. Se han utilizando como valores de estos parámetros respectivamente 0.65 y 0.85 considerando el tipo de conexión entre los paneles y batería de tipo DET [1].

En esta misión, se distinguen dos modos de funcionamiento tanto durante el día como durante el eclipse, por lo que aplicando la expresión (1) al caso de estudio se obtiene:

$$P_{sa} = \frac{\frac{(P_{e1}T_{e1}+P_{e2}T_{e2})}{X_e} + \frac{(P_{d1}T_{d1}+P_{d2}T_{d2})}{X_d}}{T_d} = 3.74 \text{ W}, \quad (2)$$

en donde los subíndice 1 corresponde con el modo nominal y el subíndice 2 corresponde con el modo de comunicaciones. Asimismo, T_{ei} es el tiempo en eclipse de cada uno de los modos de funcionamiento y T_{di} es el tiempo de operación de cada uno de los modos durante el día. Asimismo, los parámetros X_e contabilizan las pérdidas en la línea de carga y descarga de la batería a las cargas de pago, mientras que X_d contabiliza la pérdida desde los paneles hasta la carga de pago. Se han utilizando como valores de estos parámetros respectivamente 0.65 y 0.85 considerando el tipo de conexión entre los paneles y batería de tipo DET [1].

Tras varias iteraciones, para que el valor de $PEOL$ (*EOL, end of life*) fuera mayor que la P_{sa} se decidió hacer lago más laxo el requisito de potencia potencia nominal y bajarlo a 1.3 W. Las razones de esta decisión radican en que la suma de todos los subsistemas escogidos está bastante por debajo del consumo de potencia total de 1.5 W, teniendo un margen amplio en potencia para la carga de pago. Además, para la carga de pago escogida, el consumo de potencia sería inferior (Sección 10). Asimismo, como no se ha seleccionado en los requisitos el tipo de instrumento, se ha considerado que este debe utilizarse de forma continua a lo largo de la misión, siendo este modo de funcionamiento el más desfavorable para el subsistema de potencia. Por otro lado, en relación a costes y riesgos, la alternativa sugerida sería el despliegue de paneles solares, con el riesgo de fallo y el aumento en costes que esto supone. Además, hay que tener en cuenta que a la hora de estimar el valor de P_{sa} se ha sido muy conservativo.

Los valores utilizados para estimar el valor de P_{sa} se encuentran recogidas en la Tabla 4.

Tabla 4: Parámetros utilizados para calcular P_{sa} .

X_d	0.85
X_e	0.65
T_e [s]	2153
T_{e1} [s]	600
T_{e2} [s]	1553
P_{e1} [W]	3.3
P_{e2} [W]	1.3
T_{d1} [s]	600
T_{d2} [s]	2825
P_{d1} [W]	3.3
P_{d2} [W]	1.3

Además, el sistema de control de potencia también está intrínsecamente ligado al de control de actitud, por tanto, se ha ido modificando la actitud del satélite de forma que se consiguiera la mayor generación de potencia posible. La solución escogida cumple con el requisito de que el eje Z^- en ejes satélite apunte hacia Nadir. La normal del resto de caras del satélite formará 45° con el plano orbital.

Por tanto, se van a dimensionar los paneles para que P_{EOL} sea mayor o igual que P_{sa} .

En primer lugar se va a calcular la P_{BOL} utilizando la expresión (3),

$$P_{BOL} = P_{SUN}\eta I_d \cos(\theta) = 3.9 \text{ W.} \quad (3)$$

Se ha tomado como valor de P_{sun} el valor medio a lo largo del año 1361 W/m^2 , η es el rendimiento de las células solares y I_d es un coeficiente que tiene en cuenta la degradación inherente de las células solares provocado en el proceso de montaje e integración, así como con la degradación del rendimiento con la temperatura. El rendimiento de las células solares suele darse a una temperatura de 28°C , sin embargo, para órbitas LEO, la temperatura de las células solares suele ser superior este valor. Contabilizando las pérdidas por temperatura de 0.94 y las pérdidas por montaje de 0.9, obteniéndose, por tanto, $I_d = 0.85$. El ángulo θ es el formado entre la normal al panel y el vector sol, el cual se va contabilizar a través de la simulación realizada en Matlab. En la sección 5.1 se especifica con más detalle el área de panel de cada cara. Además, en la sección 5.2 se ha estimado el valor de la potencia media generada durante el día a lo largo de la órbita, así como la potencia generada por cada cara del panel, ya que todas las caras llevan células solares.

Si se considera que esta potencia es la generada al principio de la misión (*BOL, beginning of life*) se debe aplicar un factor, L_d , para tener en consideración los efectos de la degradación durante su vida y poder obtener la potencia media al final de la misión (*EOL, end of life*). El factor se calcula a partir de la ecuación 4:

$$L_d = (1 - c)^{t_f}, \quad (4)$$

donde c es la degradación por año, y se ha considerado de 2,75 % para las células de GaAs en una órbita LEO [1] y se considera un tiempo de vida de misión, t_f , de 1 año. Por tanto, la potencia media generada al final de la misión es de:

$$P_{EOL} = P_{BOL} \cdot L_d = 3.8 \text{ W.} \quad (5)$$

A la hora de dimensionar el área de las células solares se tomaron las siguientes decisiones:

- Documentación sobre fabricantes de células solares, área efectiva de la célula solar, rendimiento

y precio.

- Estudio de la configuración geométrica de células por cara, teniendo en cuenta la necesidad de integración de otros componentes, como por ejemplo los sensores solares.
- Se tomó como decisión el intentar dimensionar el área de células a lo largo de las caras laterales, sin tener que desplegar paneles solares con el objetivo de minimizar el riesgo de pérdida de la misión por fallo en los mecanismos de despliegue.
- Iteración con el área de panel necesaria y la órbita empleada con el objetivo de cumplir con los requisitos.
- Iteración con el sistema de control de actitud y estructuras para asegurar que el área de panel y los sensores solares se pueden acomodar en los laterales de la estructura y se cumplen con los requisitos de la envolvente de los CubeSat.

Finalmente, tras varios iteraciones, las células solares seleccionadas se discuten en la sección 5.1.

5.1. Selección de los paneles solares

Se ha decidido colocar en la mayoría de las caras dos células de GaAs triple unión de AzurSpace [12], excepto en la cara que apunta a Nadir, en la cual se sitúa solo 1 célula de AzurSpace y se rellena el resto de espacio con 6 pares de células de Spectrolab de manera que se maximiza el factor de ocupación de células solares sobre las caras del satélite. La razón por la que se coloca una célula de AzurSpace en vez de utilizar solo las de Spectrolab es que estas tienen un rendimiento ligeramente superior, lo que ayudará posteriormente a poder proporcionar la potencia media necesaria. En la Figura 3 se muestran los dos tipos de células solares.

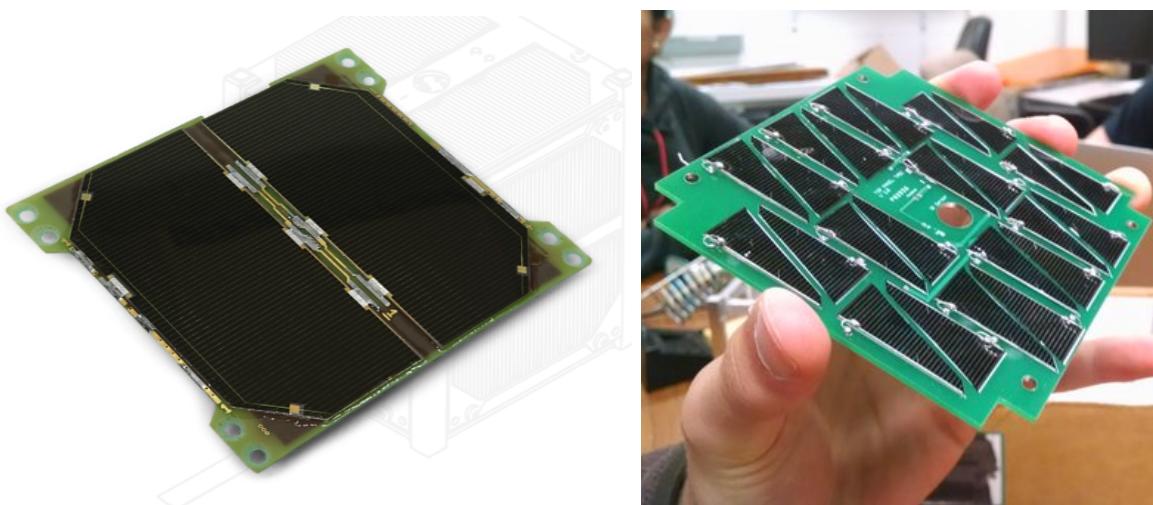


Figura 3: Células solares de AzurSpace (izda.) y de Spectrolab (dcha.).

En la Tabla 5 se especifica el número total de células utilizadas de cada tipo y el valor de su área y sus características se recogen en la Tabla 6.

Tabla 5: Cantidad y área de las células solares empleadas.

	Azure Space	Spectrolab
Área [cm ²]	30.18	2.17
Cantidad	11	6

Tabla 6: Células solares consideradas para la selección.

Paneles solares							
Nombre	Volaje [V]	Potencia [W]	Factor de empaquetamiento	Eficiencia	Masa [g]	Precio	Ref.
Triple Junction Gallium Arsenide TASC cells (Spectrolab)	7-8 (nominal)	1.2-1.4	60 %	27 %	0.234 por celda (12 celdas: 2.808) 34 de la PCB + electrónica asociada	\$2.50 por célula	[13], [14]
Triple Junction Gallium Arsenide TrisolX Solar Wings (TrisolX)	7-8 (nominal)	0.5-0.7	65 %	27 %	0.424 por celda (12 celdas: 5.087) 34 de la PCB + electrónica asociada	\$4.00 por célula	[15], [16], [14]
ISIS Small satellite solar panels	3 (nominal) (5 y 8 bajo demanda)	2.3	-	30 %	50	2.500 €	[17]

5.2. Potencia media generada

Una vez seleccionados los paneles solares que se van a utilizar se procede a realizar el cálculo de la potencia media generada.

Primero se determina la zona de eclipse en función del ángulo formado entre el plano orbital del satélite y el vector solar, β_s , conociendo la inclinación y la ascensión recta del nodo ascendente y se va a considerar que el satélite no realiza ninguna rotación sobre su propio eje.

Sea la matriz C_{OP_i} del cambio de base entre el plano orbital de la Tierra y el plano orbital del satélite:

$$C_{OP_i} = \mathbf{R}_x(i) \mathbf{R}_z(\Omega), \quad (6)$$

con las matrices de cambio de base del Anexo A, se define el ángulo relativo entre el plano orbital del satélite y el vector Sol como:

$$\beta_s = \frac{\pi}{2} - \arccos \left((\mathbf{C}_{OP_i} \vec{r}_{SECI}) \cdot \vec{n}_{op} \right), \quad (7)$$

siendo $\vec{n}_{op} = [0, 0, 1]$ el vector normal al plano orbital, en un sistema de referencia centrado en la

Tierra pero cuyo plano fundamental es el plano orbital, y $\vec{r}_{S_{ECI}}$ es el vector que representa la dirección del Sol expresado en un sistema de referencia inercial centrado en la Tierra, cuyo plano fundamental es el plano ecuatorial terrestre.

A continuación, con el ángulo ρ definido según (8) se obtiene ϕ con la ecuación (9) y así queda determinada el ángulo que ocupa el eclipse. La relación geométrica entre los ángulos ϕ , ρ y β_s se observa en la Figura 4

$$\rho = \arcsin \left(\frac{R_e}{R_e + h} \right), \quad (8)$$

$$\cos \frac{\phi}{2} = \frac{\cos \rho}{\cos \beta_s}. \quad (9)$$

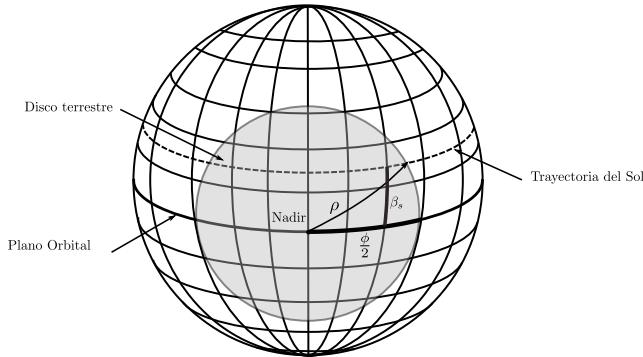


Figura 4: Representación de la relación geométrica entre ϕ , ρ y β_s [1].

Debido a que a partir del periodo se conoce la velocidad angular, también queda determinado el tiempo de eclipse, el cual se ha verificado con el software STK.

Después, se ha de determinar qué ángulo forma el Sol con cada uno de los cuatro paneles para cada instante de tiempo, para ello se hace uso de nuevo de las matrices de rotación descritas en el Anexo A y se definen con ellas las siguientes matrices de cambio de base:

$$C_{OPi} = \mathbf{R}_x(i) \mathbf{R}_z(\Omega), \quad (10)$$

$$C_{\theta} = \mathbf{R}_z(\theta(t)), \quad (11)$$

$$(12)$$

donde C_{OPi} hace referencia al cambio de base entre el plano de la Tierra y el de la órbita, C_{θ} hace referencia al cambio de base entre el plano de la órbita y la posición del satélite según su anomalía verdadera, θ . Por último, C_{so} será la matriz de cambio de base entre los ejes de la órbita del satélite y

los de cada uno de los paneles del satélite, los cuales están colocados a 90° (de forma que se introduce un índice de panel p que computa el desfase). Debido a que el eje Z del fijo al satélite apunta a Nadir, para hallar la proyección del vector del Sol sobre la cara del satélite sería necesario realizar dos giros adicionales, uno que rotase 90° entorno al eje Y para que el eje Z apuntase a Nadir, en vez de ser perpendicular al plano orbital del satélite, y posteriormente, otra rotación entorno al eje Z previamente rotado para que se tuviese en cuenta la actitud del propio satélite. El vector \vec{n}_{panel} variará en función de la cara del panel ya que en la dirección Z^- en ejes satélite apunta hacia zenith, mientras que el satélite está rotado 45° alrededor del eje Z , por lo que el vector normal al panel en los ejes X e Y del satélite formará 45° con el plano orbital.

Con estas matrices se puede determinar el ángulo de incidencia solar sobre cada panel y por tanto, la potencia generada por cada panel:

$$\mathbf{C}_{bi} = \mathbf{C}_{so} \mathbf{C}_\theta \mathbf{C}_{OPi}, \quad (13)$$

$$\vec{r}_{sb} = \mathbf{C}_{bi} [\cos(\beta_s), \sin(\beta_s), 0]^t, \quad (14)$$

$$P_{panel}(t, p, h) = W_0 \eta A f_o (\vec{r}_{sb} \cdot \vec{n}_{panel}) E(\theta), \quad (15)$$

donde \vec{r}_{sb} hace referencia al vector de incidencia solar expresado en ejes cara del satélite que forma un ángulo β_s con el plano orbital y \vec{n}_{panel} = es el vector normal a las caras laterales del satélite, en los ejes fijos al satélite. $P_{panel}(t, p, h)$ hace referencia a la potencia generada por el panel p en el instante t para una órbita de altitud h . En la zona de eclipse ningún panel genera potencia aunque el producto escalar sea positivo. Para eliminar la contribución de este rango de anomalías verdaderas a la potencia media generada se ha construido un vector de señal, $E(\theta)$, que tiene valor 0 para $\theta \in [\pi - \frac{\phi}{2}, \pi + \frac{\phi}{2}]$ y valor 1 para los demás valores de θ . Por tanto, multiplicando el vector P_{panel} por E se consigue igualar a 0 la potencia obtenida por los paneles en la zona de eclipse. Además, el rendimiento η , el área A y el factor de ocupación de los paneles solares f_o se obtienen de las células solares utilizadas y los valores se muestran en la Tabla 7. Se considera un factor de ocupación de 1 dado que en vez de considerar el área total de una cara del CubeSat, se considera directamente el área cubierta por células solares.

Tabla 7: Parámetros de las células solares utilizadas.

	Azure Space	Spectrolab
Área [cm ²]	30.18	2.17
Factor de ocupación f_o	1	1
Rendimiento η	0.29	0.29

Finalmente, en las Figuras 5 y 6 se muestra la potencia generada por los paneles situados en las caras X⁺, X⁻, Y⁺, Y⁻, Z⁺ y Z⁻ sin tener en cuenta el periodo de eclipse.

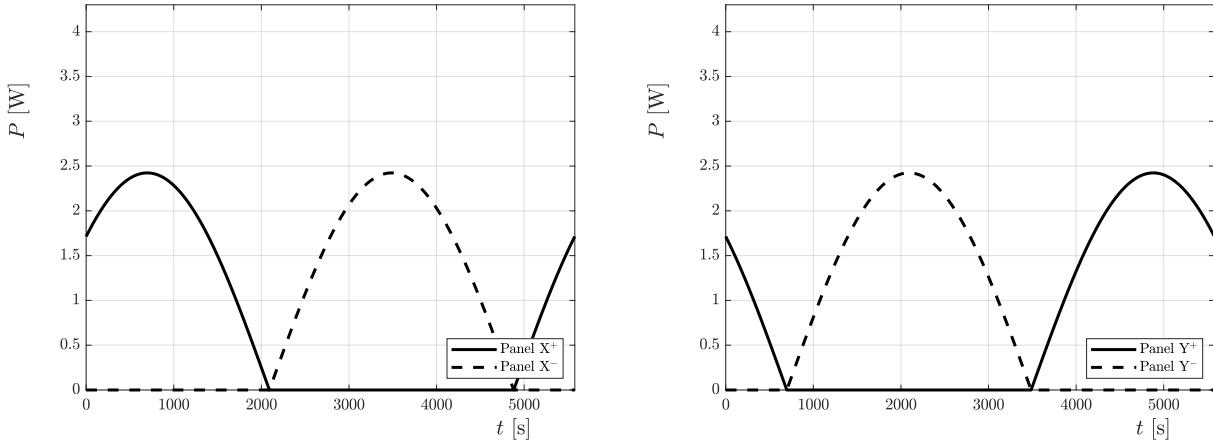


Figura 5: Potencia generada por los paneles situados en las caras X^+ y X^- (izda.) y las caras Y^+ y Y^- (dcha.).

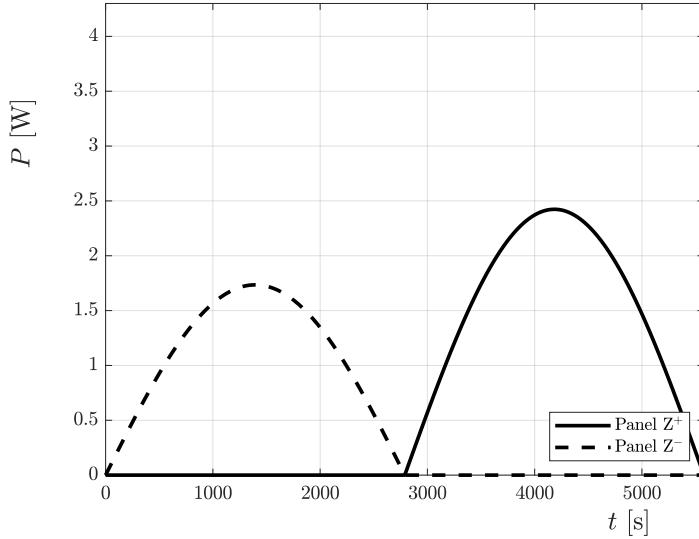


Figura 6: Potencia generada por los paneles situados en las caras Z^+ y Z^- .

En la Figura 6 se observa como en la cara que apunta a nadir, Z^- el área efectiva de panel es menor ya que se ha dejado espacio para el caso de llevar de carga de pago una cámara.

Si se suma la contribución de cada panel y se tiene en cuenta el periodo de la órbita situada en eclipse, se obtiene la representación de la Figura 7.

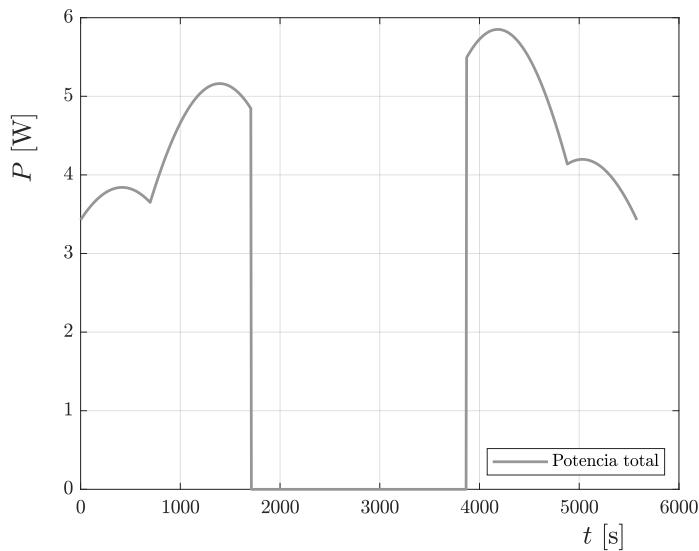


Figura 7: Potencia total generada por los paneles incluyendo el periodo de eclipse.

Finalmente, utilizando la función *trapz* de MATLAB se obtiene que la potencia media generada a lo largo de una órbita $P_m = 4.58 \text{ W}$ y teniendo en cuenta la degradación inherente de los paneles, I_d , $P_{BOL} = 3.9 \text{ W}$.

5.3. Modos de funcionamiento del subsistema de potencia

Los satélites suelen tener varios modos de funcionamiento que difieren en las necesidades de energía. Es necesario presupuestar por separado cada modo para determinar el más restrictivo. Para ello, en la Tabla 8 se muestran las potencias máximas de los componentes de cada subsistema. En esta también se muestran los dos modos que se consideran en esta misión. El primero es el nominal, donde consumen potencia todos los componentes excepto el transceptor y la antena. El segundo modo es el de transmisión, el cual tiene una duración de 10 minutos y sucede dos veces por órbita (una de día y otra de noche). En este modo, se considera que todos los componentes están activos y por tanto se necesita una potencia total de 3.3 W.

Tabla 8: Potencias máximas consumidas por cada subsistema y potencia total necesaria para cada modo.

SUBSISTEMA	P [W]	Modo		V [V]
		Nominal	Transmisión	
ADCS				
Magnetorquers	0.45	✓	✓	3.7 – 4.2
Reaction Wheels	0.009	✓	✓	1.9 – 8
Magnetómetro	0.00875	✓	✓	2.4 – 3.6
Sun Sensors	0.065	✓	✓	3.0 – 12
OBC				
Raspberry	0.4	✓	✓	3.3
Arduino	5	✓	✓	5
COM				
Transceptor	2		✓	3.6
Antena	0.04		✓	-
CARGA DE PAGO	0.37		✓	<12
TOTAL		1.3 W	3.3 W	

En la Tabla 8 se puede observar como queda una potencia disponible para la carga de pago de 0.37 W.

5.4. Almacenamiento de energía: batería

Una vez dimensionados los paneles solares con el objetivo que durante el día se genera la potencia suficiente para cargar la batería, es necesario establecer la capacidad mínima de la batería. La capacidad total de la batería puede estimarse a partir de la expresión (16) [1],

$$C_r = \frac{P_e T_e}{DoDNX_e}, \quad (16)$$

en donde DoD es el porcentaje de descarga máxima de la batería. En el caso de batería de Li-Ion el valor de descarga máxima de las células de la batería está entre el 20-40 %. En este caso se ha considerado DoD del 35 %. X_e es el coeficiente de pérdidas en la línea de los paneles a la batería. P_e y T_e es la potencia consumida durante el eclipse y el tiempo en el eclipse. N es la cantidad de baterías no redundantes. Aplicando la expresión (16) a la misión, en el que se trabaja en dos modos de operación diferentes durante el periodo de eclipse se llega ala siguiente expresión:

$$C_r = \frac{P_{e1}T_{e1} + P_{e2}T_{e2}}{DoDNX_e} = 7.81 \text{ W} \cdot \text{h}, \quad (17)$$

en donde los valores numéricos utilizados se recogen en la Tabla 9.

Tabla 9: Valores numéricos empleados en la estimación de la capacidad de la batería.

X_e	0.65
DoD [%]	0.35
T_{e1} [s]	600
T_{e2} [s]	1553
P_{e1} [W]	3.3
P_{e2} [W]	1.3

En la Tabla 10 se recopilan los dos opciones propuestas de batería. La primera opción, correspondiente a la opción de bajo coste consiste en utilizar dos celdas de LG ABC21865. Con una única célula sería suficiente, pero se ha decidido escoger 2 ya que por espacio y masa era posible y se disminuye así los riegos frente a fallo de una de ellas o por situaciones imprevistas. La segunda opción es el modelo de la batería ya ensamblada de ISIS. Para ambos casos, la capacidad de la batería es suficiente para aportar la potencia necesaria durante el eclipse.

Tabla 10: Baterías consideradas para la selección.

Baterías								
Nombre	Tipo	Conexión	Masa [g]	Voltaje [V]	Capacidad	Precio [€]	Ref.	
LG ABC21865 (ICR18650C2)	Li-Ion	-	50.0 ± 3.0	3.72 Nominal	2800 mAh Rated	1.80 ud	[14], [18], [19], [20]	
ISIS iEPS Electrical Power System (Type A)	Li-Ion	I2C (bus)	184 ± 5	VD0: Unregulated voltage (1 channel) VD1: 5 V (4 channels) VD2: 3.3 V (4 channels) Customisable lines via the daughterboard		22.5 Wh	3300	[21], [22]



Figura 8: Baterías consideradas para la selección, células LG ABC2186 (izda.) e ISIS iEPS (dcha.).

5.5. Distribución de potencia, regulación y control

En la Figura 9 se representa un esquema de la conexión eléctrica de los distintos subsistemas. En concreto, en este apartado se propone un sistema de distribución de potencia (EPS).

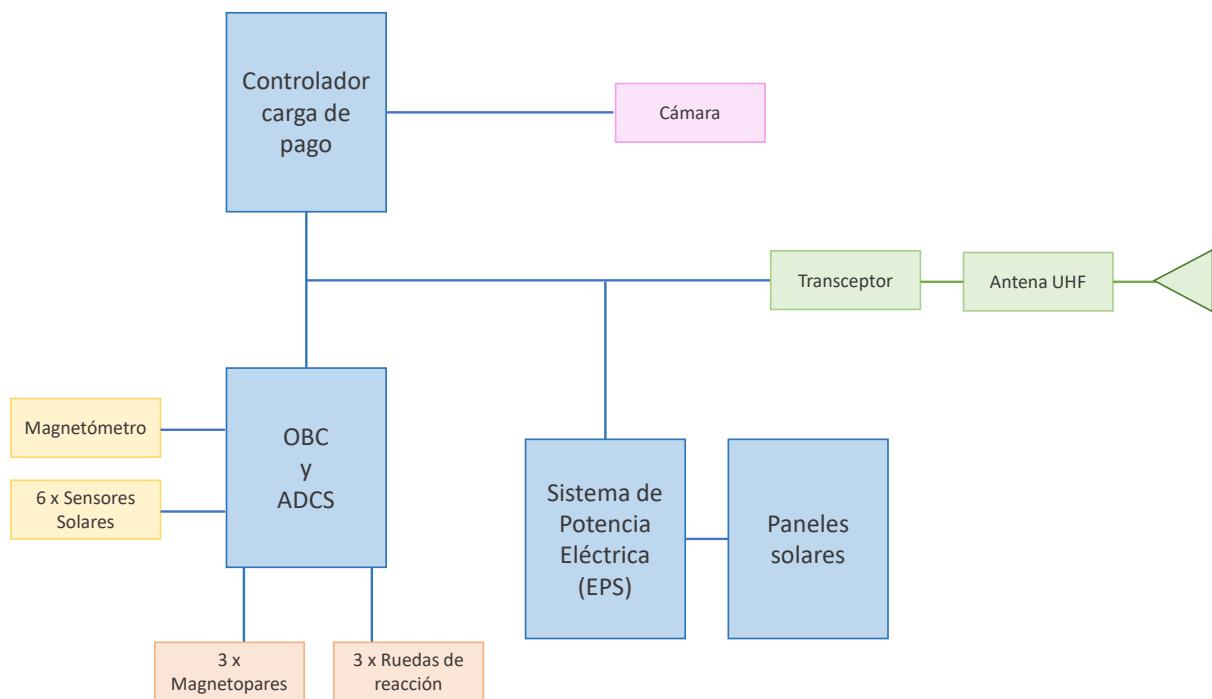


Figura 9: Esquema conexión eléctrica distintos subsistemas.

En la Figura 10 se representa el esquema preliminar del sistema de distribución de potencia eléctrica. La energía extraída por los paneles se almacena en la batería de forma directa (salvo por alguna electrónica de protección). Esta línea alimenta también, de forma directa el ordenador de a bordo el cual cuenta con su propio conversor DC/DC a la entrada de la línea de alimentación. Es el OBC el que hace las veces de sistema de distribución de potencia ya que a través de sus puertos se tienen salidas a diferente voltaje. Los equipos se conectan a los pines de propósito general (GPIO) algunos de los cuales soportan los protocolos de interfaz necesarios para la comunicación y otros de los cuales proporcionan la alimentación adecuada a los sistemas. Sin embargo, el máximo voltaje que manejan este tipo de tarjetas es 5 V por lo que es necesario incluir otros sistemas electrónicos delante de los equipos. Los modos de funcionamientos contemplados para los equipos se dividen en dos grandes grupos y se muestran en la Tabla 8.

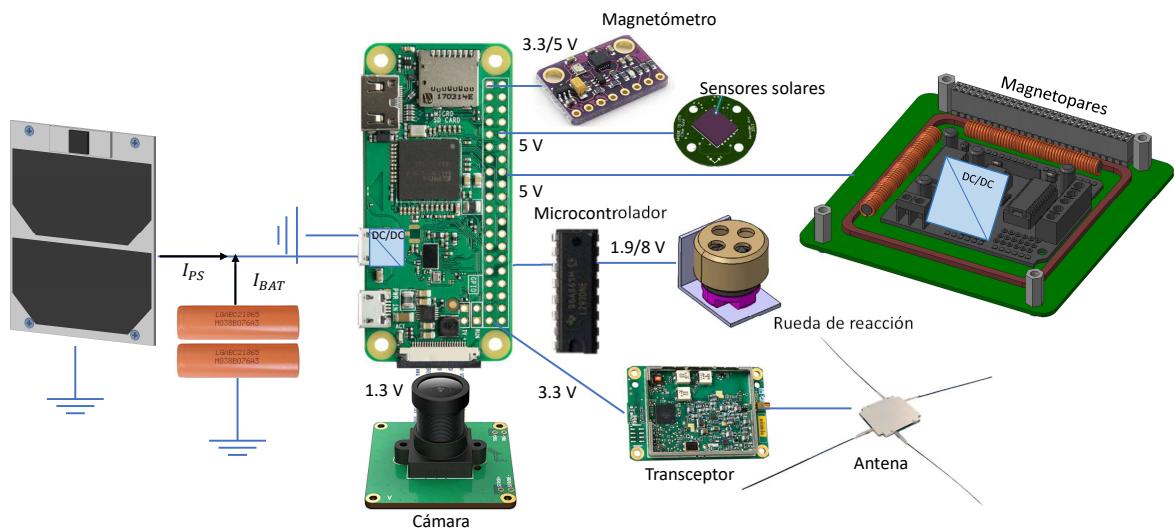


Figura 10: Esquema del sistema de distribución de potencia eléctrica.

6. Subsistema de determinación y control de actitud

El subsistema de determinación y control de actitud (ADCS) tiene como función determinar la orientación del satélite. Está compuesto por sensores, actuadores, los equipos de seguimiento del segmento terreno, así como el software y los algoritmos desarrollados [1].

El objetivo principal del control de actitud para esta misión consiste en asegurar que el satélite se mantiene en la órbita heliosíncrona definida, con la cara en donde va alojada la carga de pago apuntando a Nadir con una desviación máxima de 5° , por tanto, los sensores y actuadores escogidos deben tener como mínimo dicha precisión.

A la hora de definir los diferentes modos de operación se han identificado 3 fases diferentes:

- Estabilizar el satélite tras el lanzamiento.
- Determinar inicialmente la actitud del satélite.
- Mantener dicha actitud a lo largo de la órbita.

Al igual que en el resto de subsistemas, las decisiones tomadas a la hora de elegir los diferentes componentes se han centrado en cumplir con los requisitos de la misión asegurando a su vez que los consumos de potencia y coste sean los mínimos posibles. Además, como el objetivo de este proyecto es educativo, a la hora de elegir algunos de los actuadores y sensores se ha decidido ofrecer dos alternativas, por un lado, la creación propia de algunos de los sensores y actuadores, o adquirirlos directamente ya ensamblados.

Se han definido dos requisitos para el sistema de control de actitud recogidos en la Tabla 2:

- **[R.ADCS-01]** Para un Cubesat de 1U se seleccionarán 2 tipos de actuadores y dos tipos de sensores y dos tipos de actuadores.
- **[R.ADCS-01]** Una de las caras del nanostélite deberá apuntar en la dirección de Nadir con un error inferior a 5° .

Para cumplir con el requisito **[R.ADCS-01]**, se han seleccionados como sensores magnetómetros y sensores solares. En cuanto a los actuadores se han escogido 3 ruedas de reacción y 3 magnetómetros.

A continuación, se va a especificar con más detalle los diferentes componentes elegidos, así como su función dentro del subsistema.

6.1. Sensores Solares

Los sensores solares tienen que tener una resolución mayor que la precisión mínima de apuntamiento, por tanto, se deben fabricar o comprar sensores ya ensamblados con una presión de al menos de $\pm 5^\circ$.

Los sensores solares únicamente van a permitir determinar la actitud del satélite cuando este no se encuentre en eclipse. Los 3 sensores solares propuestos se encuentran recogidos en la Tabla 11.

Tabla 11: Sensores solares.

	Ravender Virk [2]	NANO-ISS60 [4]	nanoSS0C-A0 [23]
Precisión [°]	0.3	-	0.1
FOV [°]	± 90	120×120	± 60
Voltage [V]	5 y 15	3.0 y 12	3.3
Potencia [mW]	2.0-13	5	6.6
Tamaño [mm]	10.6×10.6	$18 \times 18 \times 3.85$	$27.4 \times 14 \times 5.9$
Comunicación	I2C	-	-
Masa [g]	-	<10	3.7
Precio (Unidad) [€]	219	-	2200
Tipo	Fabricado	Comprado	Comprado

Estos sensores solares irían posicionados en 5 de las caras del satélite. Además, las medición del sensor se realiza en los ejes del propio sensor, por lo que una vez obtenidas las mediciones será necesario llevar a cabo la transformación correspondiente a ejes del satélite (Figura 11).

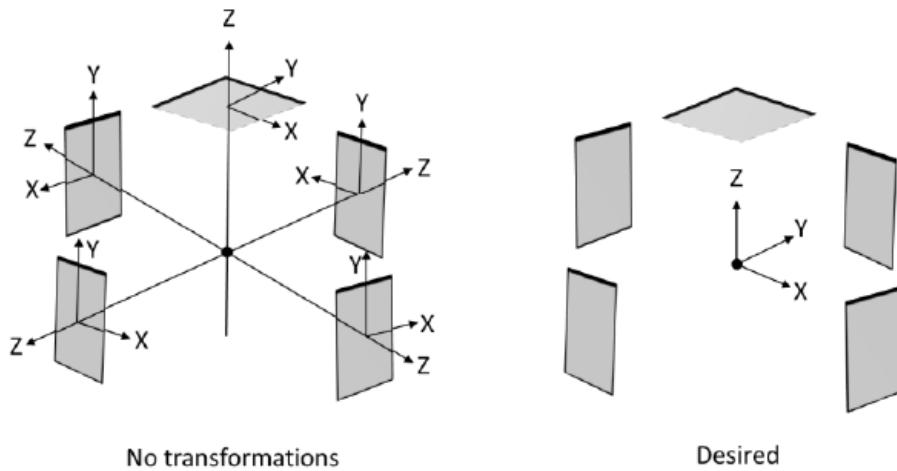


Figura 11: Sistema de referencia de los mediciones de los sensores solares [2].

Ravender Virk

En primer lugar, se propone la fabricación del sensor solar. Esta propuesta surge no solo de la motivación de ahorrar dinero, ya que al realizar la búsqueda de sensores solares en componentes COTS de espacio, estos no bajaban de los 2200 €, si no también de la oportunidad de aprender de la experiencia del proceso de diseño, integración, calibración y desarrollo del software. A la hora de realizar

la propuesta del sensor solar se ha utilizado como referencia el sensor solar desarrollado por Ravender Virk [2]. La principal razón por la que se ha elegido este proyecto es debido a que los componentes utilizados se han podido encontrar en el mercado, permitiendo que el coste de fabricación sea relativamente reducido. Además, inicialmente, en los primeros test se consiguió una precisión máxima de 1° , no obstante, en el diseño final con el sensor soldado sobre la PCB, se consiguió un precisión final de 0.3° .

El sensor solar está formado por tres componentes principales. El esquema del hardware y software empleado se recoge en la Figura 12.

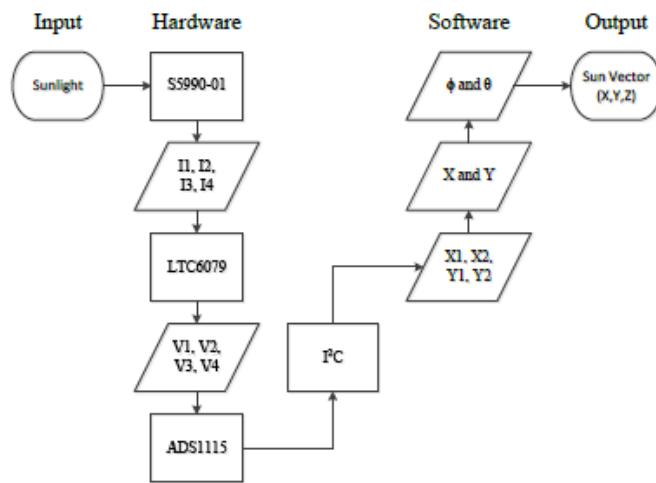


Figura 12: Esquema del Hardware y software del sensor solar diseñado [2]

- **S5990-01 [3]:** PSD (Position Sensitive Detector) en dos dimensiones con una dimensión de $4.5 \text{ mm} \times 4.5 \text{ mm}$.

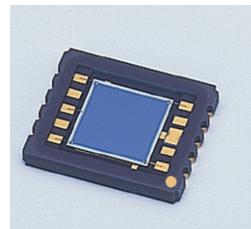


Figura 13: Detector PSD S5990-01 [3]

- **LTC6079:** Amplificador de potencia.
- **ADS1115:** Convertidor de 16-bit de analógico a digital que se comunica a través del protocolo I2C.

En la Figura 14 se muestra la disposición de los componentes en la PCB en el diseño preliminar con y sin la carcasa con la apertura. En la Figura 15 final se muestra el diseño final renderizado del sensor solar.

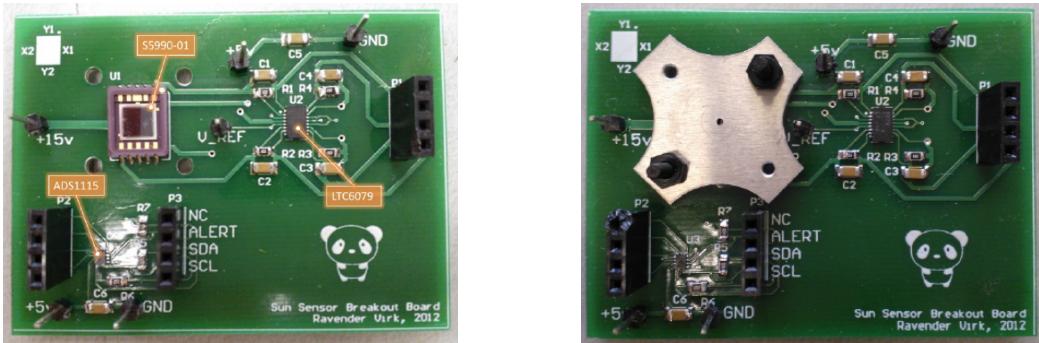


Figura 14: Diseño preliminar con la distribución de componentes [2].

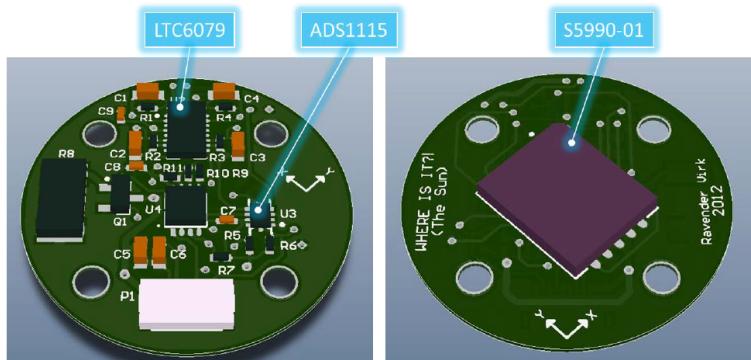


Figura 15: Diseño final del sensor solar [2].

El precio final del sensor solar recogido en la Tabla 11 se ha calculado teniendo en cuenta únicamente estos componentes. Toda la información acerca de los test y ensayos realizados en cámara de vacío así como los resultados obtenidos durante la calibración y software empleado se encuentra recogido en [2].

NANO-ISS60 [4]

Se trata de un sensor solar en dos ejes compuesto por un fotodetector dividido en 4 cuadrantes. La razón por la que se ha escogido este sensor solar es debido a que ha sido utilizado en numerosas misiones de CubeSat como para el CubeSat MOVE-II (1U) desarrollado por los estudiantes de la Universidad Politécnica de Munich(TUM) [24]. Sin embargo, no ha sido posible encontrar presupuesto para este componente. Asimismo, se vende sin calibrar, por lo que tampoco se ha podido concretar la precisión de las mediciones y no está calificado.

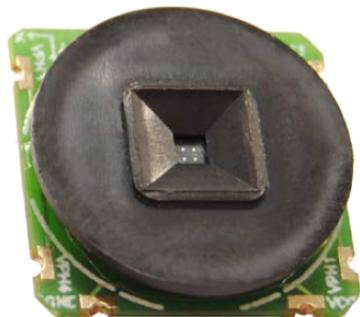


Figura 16: Sensor solar NANO ISS60 [4] .

nanoSS0C-A60[23]

El último sensor propuesto es el nanoSS0C-A60. Este sensor solar está formado por 4 fotodiodos de silicón. La razón por la que se ha elegido este sensor es debido a que ha sido el sensor con mejor relación precisión/precio encontrado en el mercado y calificado para espacio.



Figura 17: Sensor Solar nanoSS0C-A60
[23]

6.2. Magnetómetros

Los magnetómetros se utilizan a menudo para determinar la actitud basándose en el campo magnético de la Tierra, detectando la magnitud del campo magnético terrestre en las direcciones x , y y z de manera que el ordenador de a bordo puede comparar los valores medidos con la magnitud y dirección conocidas del campo magnético terrestre para determinar la orientación del satélite en relación con el sistema inercial de la Tierra.

El magnetómetro seleccionado es el MPU 9250 ya que además de contar con tres magnetómetros dispone de acelerómetros y giróscopos en los tres ejes lo cual puede ser de gran utilidad para tener una mayor precisión en cuanto a apuntamiento. Este dispositivo funciona con protocolo I2C y es sencilla la multiplexación de varios de ellos por lo que si fuera necesaria una mayor precisión. Además, el precio es reducido y existen muchas librerías de código libre para arduino y python para controlar este componente.

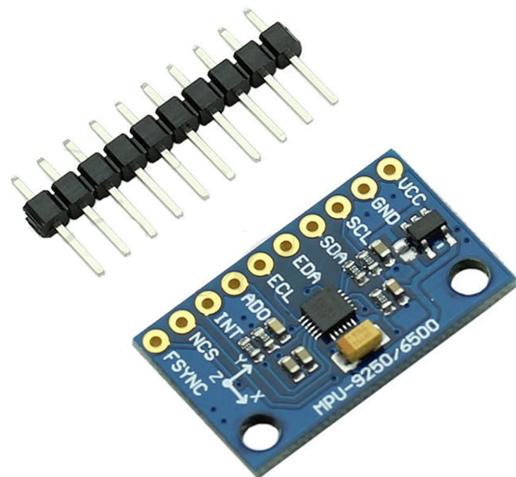


Figura 18: Magnetómetro MPU-9250.

También se presenta como opción el IMU de AdaFruit BNO055 que también cuenta con acelerómetros y giróscopos. Esta opción se descarta ya que tiene las mismas prestaciones que el MPU pero un precio más elevado.

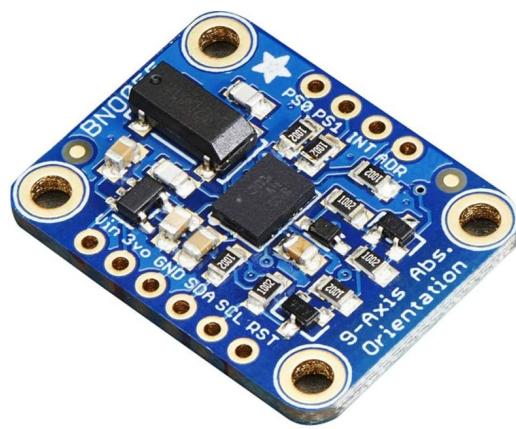


Figura 19: Magnetómetro Adafruit.

En cuanto a componentes espaciales, se escoge el magnetómetro de Honeywell HMC5883L. Este dispositivo no cuenta con acelerómetro y giróscopo pero en esta misión no son imprescindibles.



Figura 20: Magnetómetro HMC5883L de Honeywell [5].

En la Tabla 12 se recogen las propiedades de los magnetómetros estudiados.

Tabla 12: Magnetómetros considerados para la selección.

Nombre	Magnetómetros								Precio [€]	Ref.
	Acelerómetro	Giroscopio	Magnetómetro	Masa [g]	Voltaje [V]	Corriente [mA]	Potencia [mW]			
MPU 9250	3 ejes Precisión simple (16-bit)	3 ejes Precisión simple (16-bit)	3 ejes Precisión simple (16-bit)	0.11	3 - 5	Giroscopio: 3.2 Acelerómetro: 0.45 Magnetómetro: 0.28 Total: 3.5	8.75	8.99	[25], [26], [27]	
Adafruit BNO055	3 ejes Precisión simple (16-bit)	3 ejes Precisión simple (16-bit)	3 ejes Precisión simple (16-bit)	3	3	12.3	36.9	50	[28], [29], [30]	
HMC5883L Honeywell	-	-	3 ejes ADC de 12-bit que permite precisión de 1 a 2° de brújula	0.018	2.16-3.6	0.1 (mínima potencia)	0.36	1	[31]	

6.3. Ruedas de reacción

Comúnmente los CubeSat tienen sistemas de control basados en la conservación del momento que permiten el giro del satélite mediante el giro de piezas móviles. En este caso se ha tenido que optar por la fabricación propia de las ruedas de reacción ya que la potencia que consumen dispositivos comerciales excede con creces el presupuesto de potencia de la misión. Así, se han escogido tres motores de drone (ya que funcionan con un régimen de revoluciones elevados y tienen una alta relación potencia/peso) y se les ha añadido una pieza mecanizada en acero o algún metal pesado que se acople a su eje. En la Tabla 13 se pueden ver las características de este diseño, el cual se estudia con más detalle en [32] y se compara con una rueda de reacción de CubeSatShop la cual tiene unas características mejores pero demanda demasiado potencia (aún siendo la más pequeña). En la Figura 21 se muestra el boceto CAD.

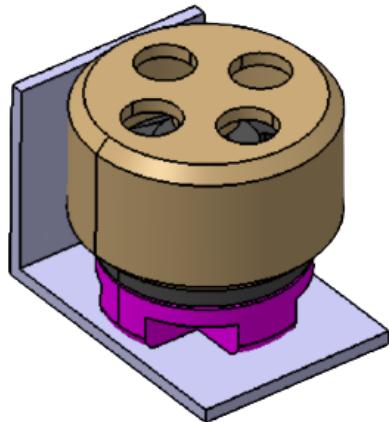


Figura 21: Rueda de reacción de fabricación propia.

Tabla 13: Ruedas de reacción consideradas para la selección.

Ruedas de reacción								
Nombre	Velocidad angular [RPM]	Momento [mNm]	Momento acumulado [mNm s]	Masa [g]	Voltaje [V]	Potencia [mW]	Precio [€]	Ref.
GoolRC 1104 8700KV 2S + rueda mecanizada	64021 a 8 11998 a 1. 9 V	0.74 a 8 V	-	16.4 150 (rueda)	8-1.9	32.5 (max) 3 (min)	7.14 + rueda mecanizada	[33], [32]
CubeWheel Small	8000	0.23	1.7	60	Operacional: 3.3 Batería: 6.5 - 16	600 (a max torque y 8V) 180 (a 2000 RPM y 8V)	4700	[?]

6.4. Magnetopares

Dado que las ruedas de reacción no pueden acelerarse indefinidamente es necesario contar con un juego de magnetopares que poco a poco permitan que las ruedas desaceleren cuando se encuentra el satélite en la posición deseada manteniéndolo en su sitio. En este caso se opta por la fabricación propia ya que estos dispositivos simplemente consisten en una serie de espiras de cobre esmaltado enrolladas alrededor de un núcleo de hierro dulce y orientadas según la dirección x e y y una espira integrada en un PCB de varias capas orientada según la dirección z . En estudios posteriores se habrá de dimensionar correctamente el número de espiras, el diámetro, la longitud y punto de trabajo. Aunque el diseño es sencillo, es necesario contar con cierta electrónica asociada que realice las conversiones oportunas de voltaje e intensidad.

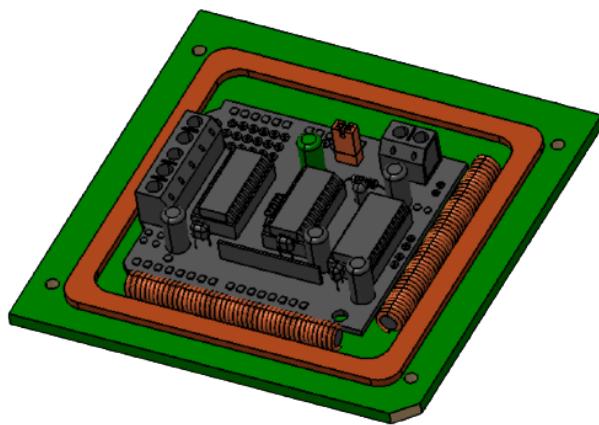


Figura 22: Conjunto de magnetopares de fabricación propia: dos solenoides para la dirección x e y y una espira integrada en una PCB para la dirección z . En el centro la electrónica asociada.

7. Subsistema de comunicaciones

El objetivo principal del subsistema de comunicación es proporcionar un enlace para retransmitir los datos y enviar comandos desde el satélite a la estación de tierra y viceversa.

Se ha definido un único requisito para el subsistema de comunicaciones recogido en la Tabla 2:

- **[R.COM-01]** Seleccionar un OBC y un módulo transceptor que opere en la banda de 436 MHz.

Para cumplir con el requisito, se han seleccionado dos transceptores en banda UHF, una opción simple pero económica y una más especializada pero con un precio más elevado.

7.1. Transceptor

El transceptor XDL Micro de Pacific Crest fue usado en el proyecto EQUiSat y se le han realizado ensayos de vibraciones y temperatura. Este transceptor se ajusta a los requisitos y el precio concuerda con el del resto de equipos.



Figura 23: Transceptor XDL Micro de Pacific Crest [6].

En cuanto a dispositivos de uso espacial se ha considerado como opción el transceptor Murgas que también cumple con las especificaciones. Obviamente, su precio es superior al del anterior modelo a cambio de una mayor fiabilidad y sus funcionalidades son parecidas.

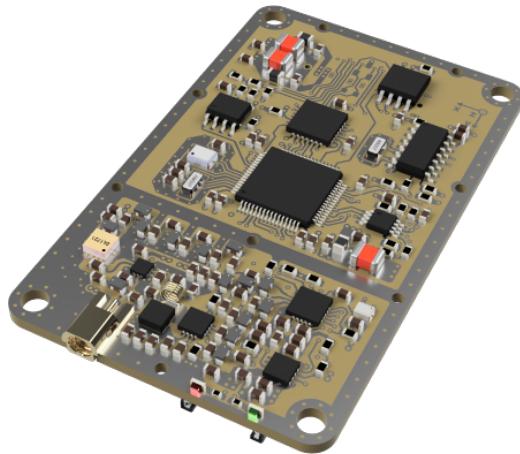


Figura 24: Transceptor Murgas de banda UHF/VHF de Spacemanic [7].

En la Tabla 14 se recogen las características de los transceptores considerados.

Tabla 14: Transceptores considerados para la selección.

Transceptor										
Nombre	MOD/Link rate	Banda de frecuencia	Control de frecuencia	Sensibilidad	Interfaces	Masa [g]	Voltaje [V]	Potencia	Precio [\$]	Ref.
XDL Micro	FSK 9600 bps	403-473 MHz	Synthesized 12.5 kHz tunning resolution	-110 dBm BER 10-5	-	40	3.6	RX: 450 mW TX: 500-2000 mW	435	[34], [35], [36]
Murgas The Space Transceiver	FSK entre 0.1 kbps a 38.4 kbps (100 - 38400 baud)	430-440 MHz	-	-	1 x I2C 1 x RS485 2 x UART 1 x CAN	25	3.3 - 5	40 mA en listening mode, 300 mA de media	2000	[37],

7.2. Antena

En cuanto a antenas es bastante sencillo construir una de tipo dipolo que se despliegue una vez llegada a órbita. En [34] se desarrolló una de este tipo consistente en dos alambres de acero sujetos con un hilo de nailon que, al aplicarse una diferencia de potencial sobre un filamento de nicromo que lo envuelve, se quema, liberando así el alambre doblado. Este modelo además de tener un impacto insignificante sobre los presupuestos consiste en un mecanismo muy sencillo lo que asegura su funcionamiento en órbita. En la Figura 25 se puede ver el diseño de esta antena.

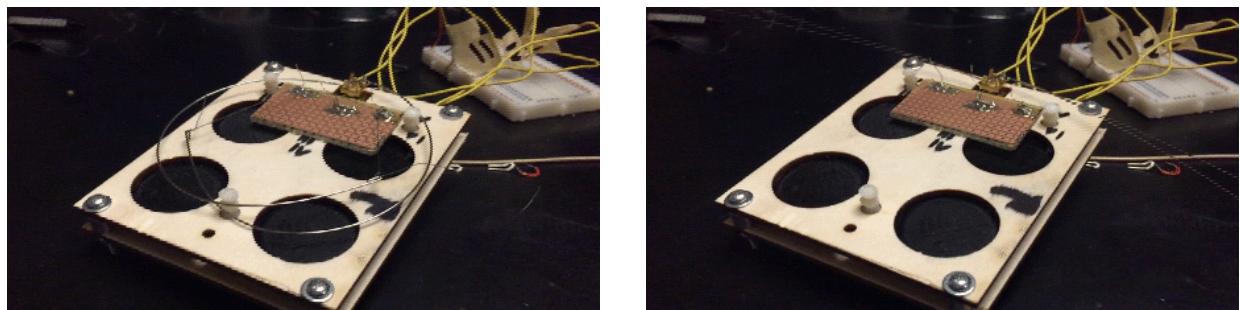


Figura 25: Mecanismo de despliegue de la antena de fabricación propia, al la izquierda estado inicial plegado antes de quemar el cable, a la derecha antena desplegada (en ?? se puede ver una animación del mecanismo).

Por otro lado, se contempla una opción comercial más adecuada para espacio de ISISpace la cual, aunque supone un mayor coste tiene asociada una fiabilidad muchísimo más alta.

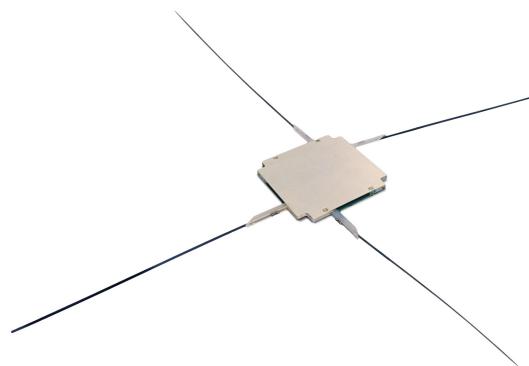


Figura 26: Antena desplegable para CubeSats [8].

En la Tabla 15 se comparan las antenas propuestas.

Tabla 15: Antenas consideradas para la selección.

Antena UHF									
Nombre	Tipo	Interfaces	Ancho de banda	Pérdidas	Masa [g]	Potencia [W]	Precio [€]	Ref-	
Fabricación propia	Dipolo	-	-	-	11 el alambre + 45 del soporte y tornillos	-	5	[38], [39], [40]	
ISIS CubeSat Antenna System	Dipolo	- Electrical: Miniature 9 pin OMNETICS connector - Data: I2C	50 MHz	-10 db	100	2	5500	[8]	

8. Ordenador de a bordo

El computador de a bordo es el encargado de procesar toda la información procedente de los dispositivos externos además de gestionar las propias operaciones internas que demanden los programas junto con el almacenamiento. Los periféricos que maneja el OBC son los siguientes:

- Módulo de detección y control de actitud (ADCS)
- Módulo de comunicaciones (COM)
- Sistema de gestión de potencia
- Carga de pago

Dado que el diseño versa sobre una plataforma multipropósito, la carga de pago puede ser de diversa naturaleza y eso será lo que condicione mayormente el tipo de OBC empleado. Por ello, se buscan soluciones versátiles y que además tengan un volumen reducido para encajar con el resto de componentes. En este caso, de entre los componentes disponibles, se selecciona la Raspberry Pi Zero ya que es un diseño harto compacto de Raspberry, de reducido coste y con unas características que se ajustan muy bien al perfil de las misiones empleadas [41]. Además, esta tarjeta cuenta con un slot para SD, lo cual puede ser de gran utilidad en misiones que requieran un almacenamiento de datos adicional; un puerto mini HDMI y uno micro USB, que pueden ser usados para interactuar con la carga de pago; y una interfaz para una pequeña cámara de 1.3 V que también puede ser útil para este tipo de dispositivos.



Figura 27: Raspberry Pi Zero [9].

En caso de que la misión necesitase mayores recursos computacionales la Arduino Portenta H7 también podría ser una opción a considerar ya que dispone de un procesador mucho más potente que trabaja junto a una GPU lo cual puede ser usado para la ejecución de programas con inteligencia artificial. Además, esta tarjeta tiene también más puertos que la Raspberry Pi Zero. Sin embargo, una mayor capacidad de cálculo supone también un mayor consumo de potencia que restringirá las

posibilidades de carga de pago dado que se está trabajando con una potencia de 1.5 W que es bastante reducida.



Figura 28: Arduino Portenta H7 [10].

También se ha considerado el ordenador de ISIS Space, diseñado específicamente para espacio, por lo que su fiabilidad está garantizada. Esta tarjeta tiene unas funcionalidades similares a las dos anteriores pero tiene un mayor peso, volumen y por supuesto, precio.



Figura 29: ISIS On Board Computer [11].

Para realizar las conexiones se integran los equipos, incluido el OBC, sobre placas de PCB, diseñadas con software como Idle, en las cuales están hechos los rutados eléctricos y las cuales conectan los distintos niveles haciendo uso de pines dispuestos para tal fin.

En la Tabla 16 se recogen las características de los ordenadores de a bordo estudiados. En diseños posteriores se habrá de considerar la necesidad de incluir conversores TTL y/o multiplexores I2C, en caso de que los puertos específicos de la tarjeta para estos protocolos sean insuficientes.

Tabla 16: Ordenadores embarcados considerados para la selección.

OBC													
Nombre	CPU	RAM	ROM	GPIO	ADC/DAC	Puertos	Radio	Masa [g]	Voltaje [V]	Potencia [mW]	Precio [€]	Ref.	
Raspberry Pi Zero	- ARM1, Broadcom BCM2835 - Single-core 1GHz	512 MB	Puerto para micro SD	40 (HAT-Compatible)	-	- Micro USB OTG port - CSI camera connector (v1.3 only) - Mini HDMI	-	9	3.3	400	5.5	[9], [42], [43]	
Arduino PORTENTA H7	- STM32H747XI dual Cortex®-M7+M4 32bit low power Arm® MCU - Chrom-ART graphical hardware Accelerator™ - 22x timers and watchdogs - 16 KB de Cache	8 MB SDRAM	- 16 MB NOR Flash - Interface for SD Card connector (through expansion port only).	28	- 3×ADCs with 16-bit max. resolution (up to 36 channels, up to 3.6 MSPS) - 2× 12-bit DAC (1 MHz)	- UART: 4x ports (2 with flow control) - Ethernet PHY: 10 / 100 Mbps (through expansion port only) - High-density Connectors: Two 80 pin connectors - Camera Interface: 8-bit, up to 80 MHz - Conector de potencia: Li-Po Single Cell, 3.7V 700mAh Minimum (integrated charger)	Radio module: Murata 1DX dual WiFi 802.11b/g/n 65 Mbps and Bluetooth 5.1 BR/EDR/LE	29.7	5	0.15 (stand by) 5000 (máximo)	89.9	[44], [45]	
ISIS On Board Computer	- 400MHz 32-bit AT91SAM9G20 -32-Kbyte Data Cache, 32-Kbyte Instruction Cache	64 MB SDRAM	1 MB NOR Flash	104	8 channel - 10 bit	- SPI: Master mode up to 8 slaves - I2C: Master / Slave - UART: 6 external, 8 internal USB2.0 60MB/s r/w	-	94	3.3	400	4.400 – 6.850	[46]	

9. Estructura

Los CubeSat son un estándar de picosatélites, [47], en el que las dimensiones de las diferentes configuraciones ya están fijadas.

9.1. Dispensador

Estos picosatélites suelen ir dentro de dispensadores que aseguran cumplir todos los requisitos de cargas fijados por el lanzador y, al ser las dimensiones de los CubeSats un estándar, al cumplir las dimensiones fijadas en [47] se asegura también la compatibilidad con cualquier dispensador comercial.

El dispensador seleccionado para esta misión es el Maxwell 1U, desarrollado recientemente por la empresa de lanzadores Rocket Lab, [48], con un coste de 15000 \$.

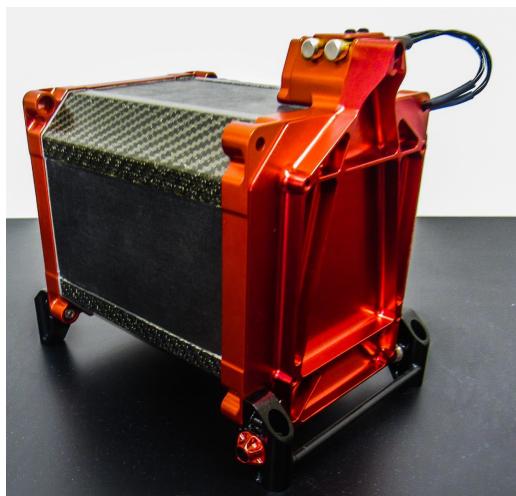


Figura 30: Imagen del dispensador Maxwell 1U de Rocket Lab

En [48] se puede ver la envolvente que pueden ocupar los equipos que vayan unidos a la estructura principal.

9.2. Estructura

Una vez seleccionado el dispensador se procede a describir la estructura principal del B³. Los requisitos que han condicionado este diseño han sido los **R.STR-01**, **R.STR-02**, **R.STR-03**, **R.STR-04** y **R.STR-05**.

Los requisitos **R.STR-01** y **R.STR-02** se cumplen asegurando que las dimensiones de la estructura principal son iguales a los especificados en [47] para el tamaño 1U.

Por otro lado, para asegurar los requisitos **R.STR-03**, **R.STR-04** y **R.STR-05** se ha elegido como material de fabricación el termoplástico PEEK, [49], que está recogido como material utilizable en el ámbito espacial por las ECSS [50]. Además es un material termoplástico apto para la impresión 3D y se comercializa en forma de filamento [51]. Sin embargo, su alta temperatura de impresión y los requisitos de estabilidad térmica durante todo el proceso hace inviable su utilización en impresoras 3D *desktop*, pero hay empresas como Vision Miner [52] que ofrecen servicios de impresión en este material.



(a) Filamento de PEEK.



(b) Pieza de PEEK impresa en 3D.

Figura 31: Ejemplo de filamento de PEEK y pieza impresa en 3D con *infill* visible.

Para conseguir unas uniones correctas se han utilizado insertos de la marca *Tappex*, [53], que son aptos para materiales plásticos. Además se ha acudido a la gama *MULTISERT UNHEADED*. Esta gama de insertos aseguraba mantener la distancia mínima necesaria entre los insertos y paredes con la mínima masa.

En toda la estructura se han utilizado insertos de métrica 2.5 mm, 002M2.5, excepto pata las interfaces con los separadores de las bandejas, donde se ha utilizado métrica 3, 002M3.

El diseño final de la estructura está constituido por una bandeja principal que irá colocada en las caras $-Z$ y $+Z$, Figura 33, cuatro rigidizadores verticales en L que separan las bandejas principales.

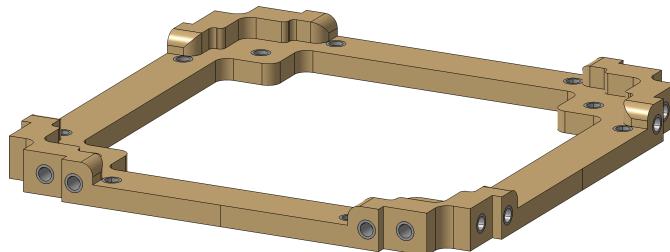


Figura 32: Vista tridimensional de la bandeja principal con los insertos instalados.



POLITÉCNICA

UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

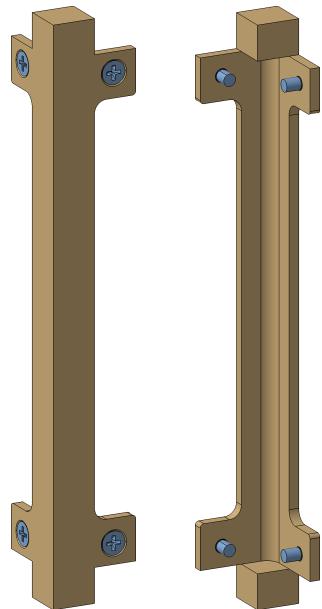
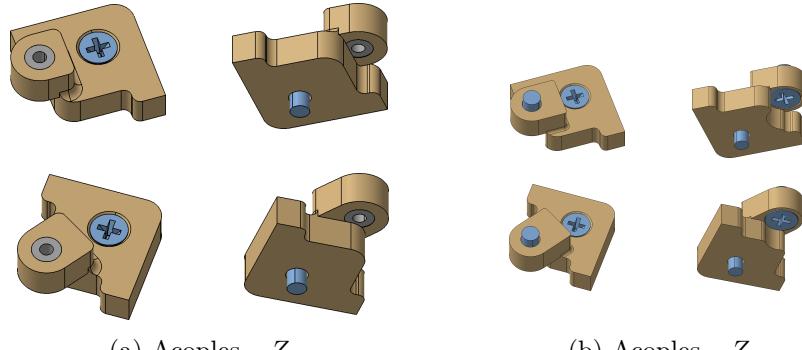


Figura 33: Rigidizadores verticales con los tornillos necesarios para ser unidos con la bandeja principal.

Con el fin de unir las bandejas intermedias a la bandeja principal se han diseñado unos acoplos para que el montaje de las bandejas se realice de forma correcta.


 (a) Acoples $-Z$

 (b) Acoples $-Z$.

 Figura 34: Acoples $-Z$ y $-Z$ que sirven de interfaz entre las bandejas principales y las de equipos.

Con el diseño preliminar se tiene que la masa total de la estructura, con los componentes de PEEK impresos al 100 % de *infill* se tiene una masa total de 26 gramos.

En las Figuras 35 y 36 se puede ver la estructura completa ensamblada junto con un conjunto TAD de la misma.



Figura 35: Estructura completa ensamblada.

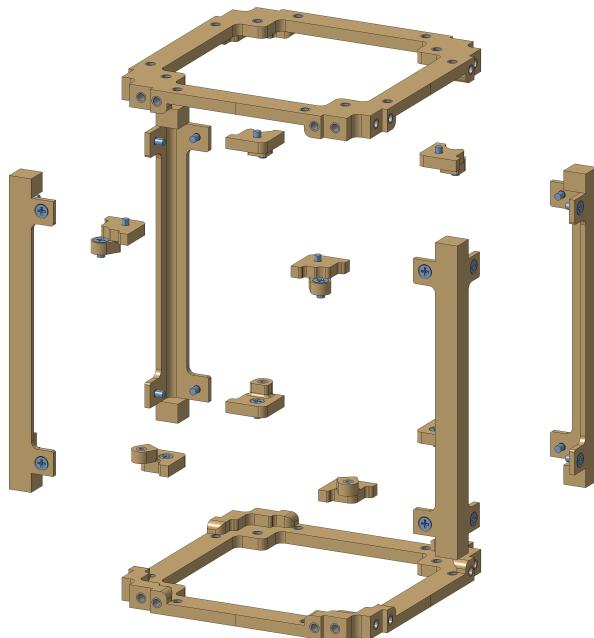


Figura 36: TAD estructura completa.

9.3. Distribución de equipos

Los equipos se distribuyen a lo largo de varias bandejas de PCB en las cuales bien se integran directamente o bien se atornillan los equipos y luego se les añade un conector desde un punto de vista cercano. Estas bandejas contienen el ruteado necesario y se conectan entre sí por medio de pines por lo que es necesario establecer una distribución de equipos antes de fabricar las PCBs. Los equipos se distribuyen de tal forma que el centro de masas del satélite esté a una distancia del centro geométrico que cumpla con los estándares de CubeSat. La distribución de equipos en las bandejas (de Nadir hacia Zenit) es:

- Primera bandeja

RaspBerry Pi Zero

Cámara (u otra carga de pago)

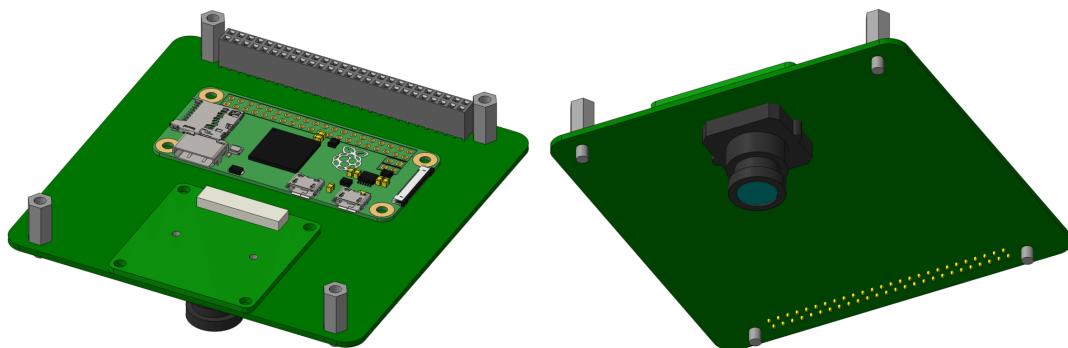


Figura 37: RaspBerry Pi Zero (izda.) y cámara (dcha.).

- Segunda bandeja

Magnetopares

Electrónica asociada a los magnetopares

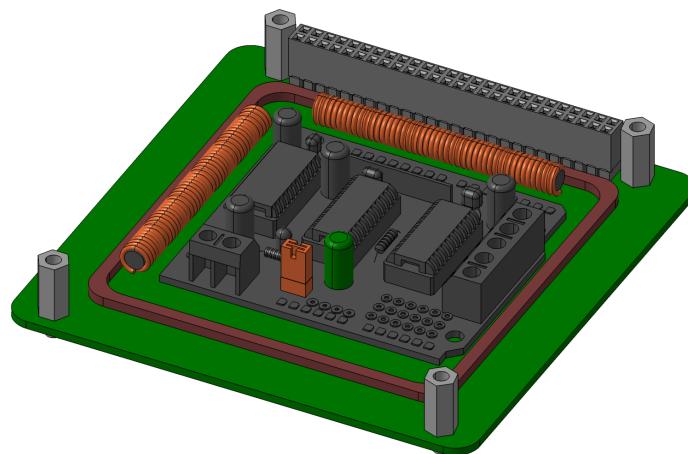


Figura 38: Magnetopares y electrónica asociada a los mismos.

- Tercera bandeja

Ruedas de reacción

Electrónica asociada a las ruedas de reacción

Baterías

Sistema de protección de la batería

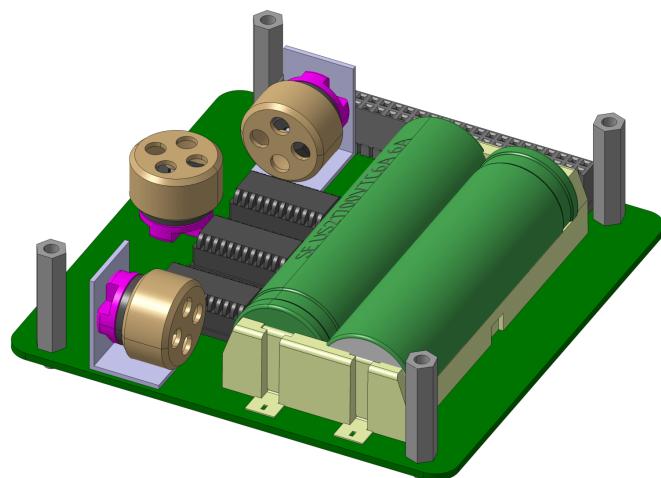


Figura 39: Ruedas de reacción y electrónica asociada, baterías y sistema de protección de la batería.

- **Cuarta bandeja**

Transpondedor

Magnetómetros, acelerómetros y giróscopos MPU9250

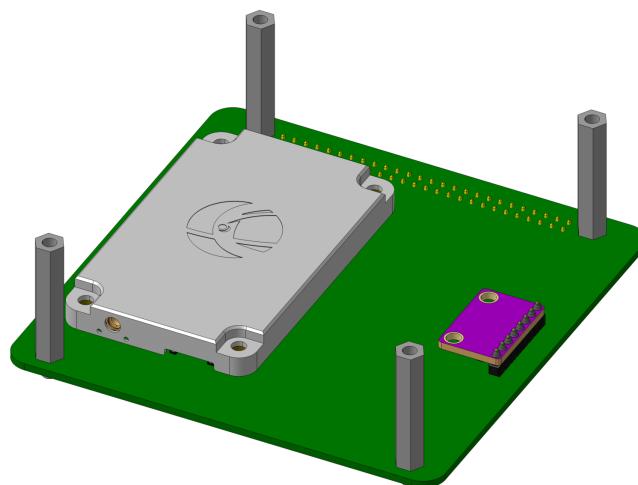


Figura 40: Transpondedor y acelerómetros y giróscopos del MPU9250.

Además, en las caras exteriores, se ubican sobre los paneles solares los sensores solares correspondientes y, en la cara de Nadir, la antena desplegable.

En la siguiente Figura 41 se pueden ver estos elementos, junto con la sección de cámara que sobresale por el panel de Nadir. La parte positiva de diseñar todas las PCBs del B³ es que se pueden ajustar al completo a los requisitos geométricos de los instrumentos.

El diseño final del CubeSat y como se ha ido ensamblando todos los componentes se puede ver en las Figuras 41 a 35.

Con todos los componentes integrados y habiendo asignado los materiales a los mismos se ha obtenido el peso total del CubeSat y las coordenadas del centro de masas, Tabla 17.

Con estos resultados y las dimensiones de la estructura se cumplen todos los requisitos exigidos a la estructura.

Tabla 17: Centro de masas respecto al centro geométrico y masa total.

Masa total [g]	X [mm]	Y[mm]	Z [mm]
475	0.464	1.698	4.406

Y la matriz de inercia respecto al centro de masas es

$$\boldsymbol{I} = \begin{bmatrix} 678,3 & -4.461 & 2.352 \\ -4.461 & 695.4 & 1.748 \\ 2.352 & 1.748 & 788.7 \end{bmatrix} \cdot 10^{-6} \quad [\text{kg} \cdot \text{m}^2] .$$



POLITÉCNICA

UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

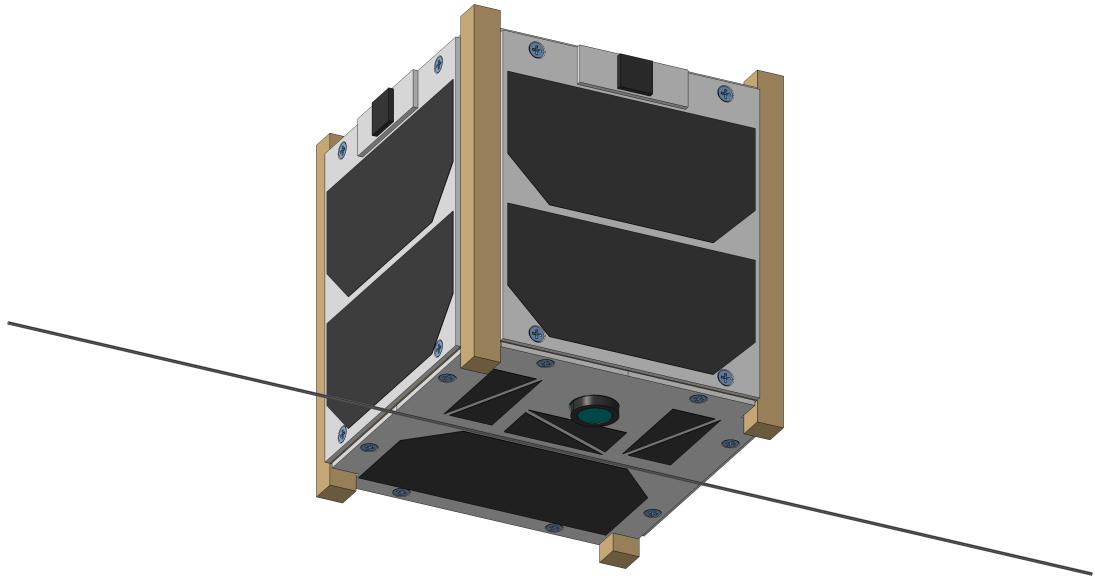


Figura 41: Primera vista isométrica del satélite.

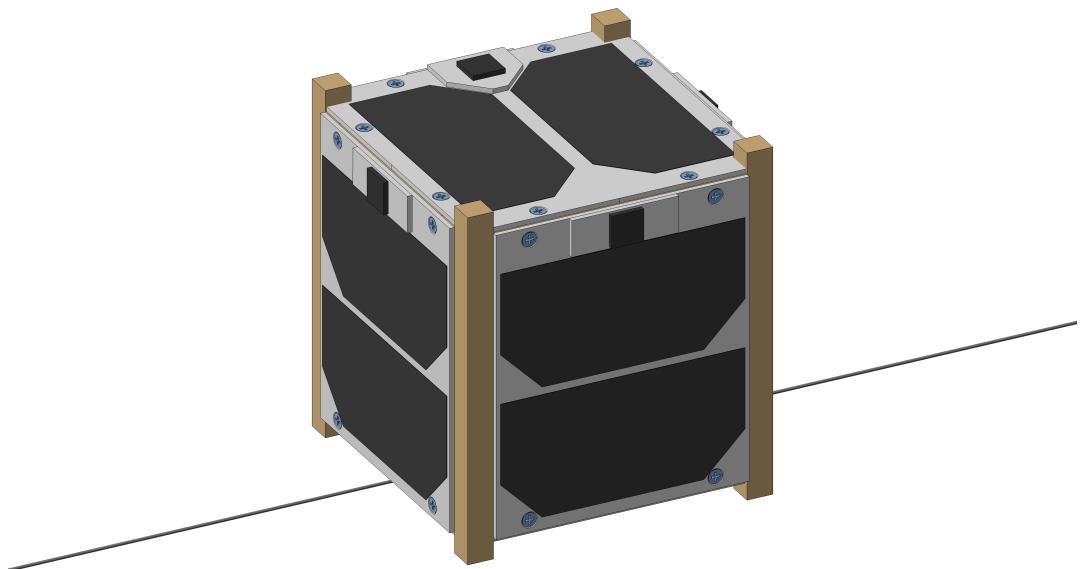


Figura 42: Segunda vista isométrica del satélite.

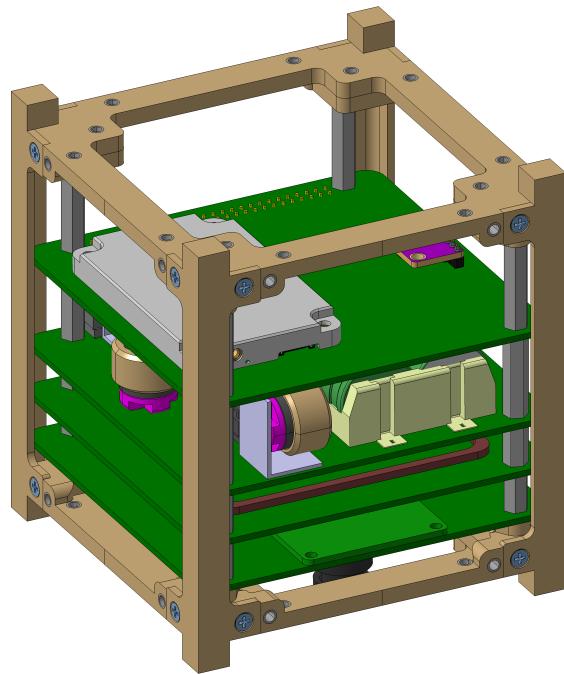


Figura 43: Primera vista isométrica de la estructura y las bandejas.

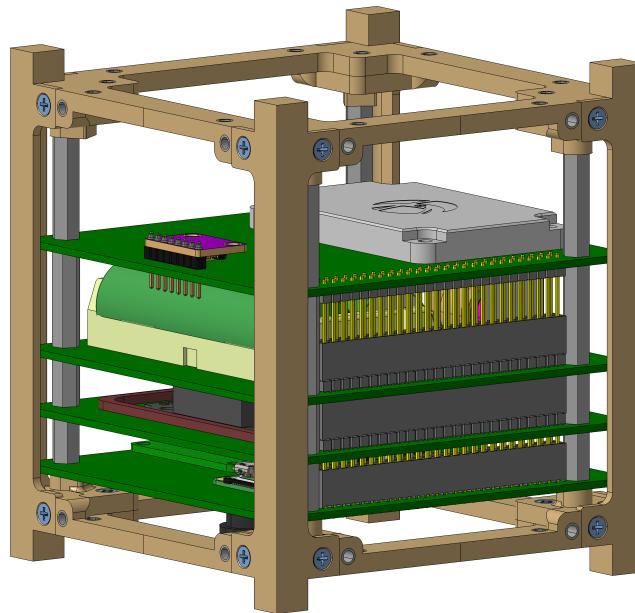
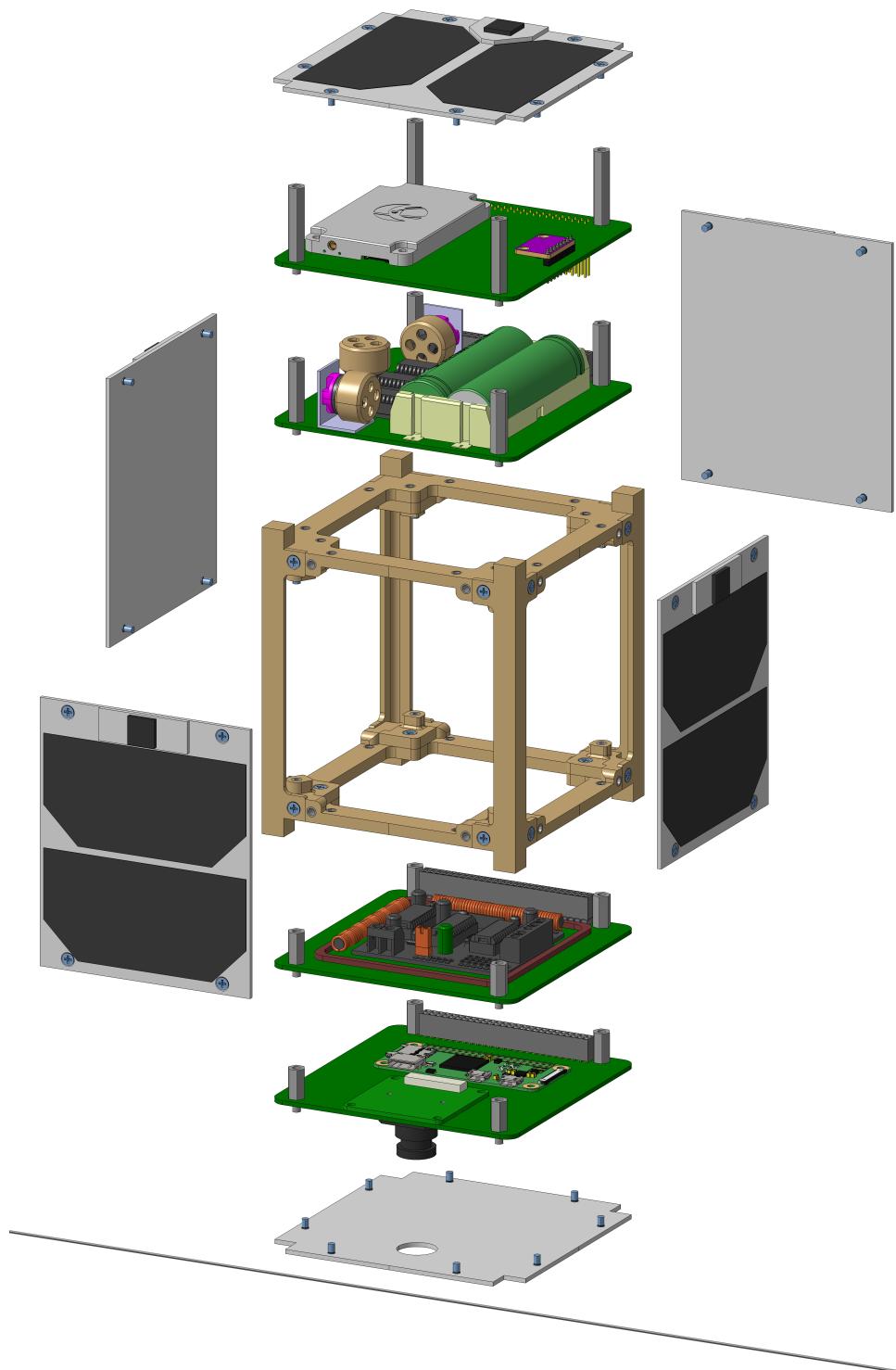


Figura 44: Segunda vista isométrica de la estructura y las bandejas.

Para concluir con la sección de estructura, se muestran en las Figuras 45 y 46 una representación TAD del B³Sat completo.

Figura 45: Modelo TAD del B³Sat +X.

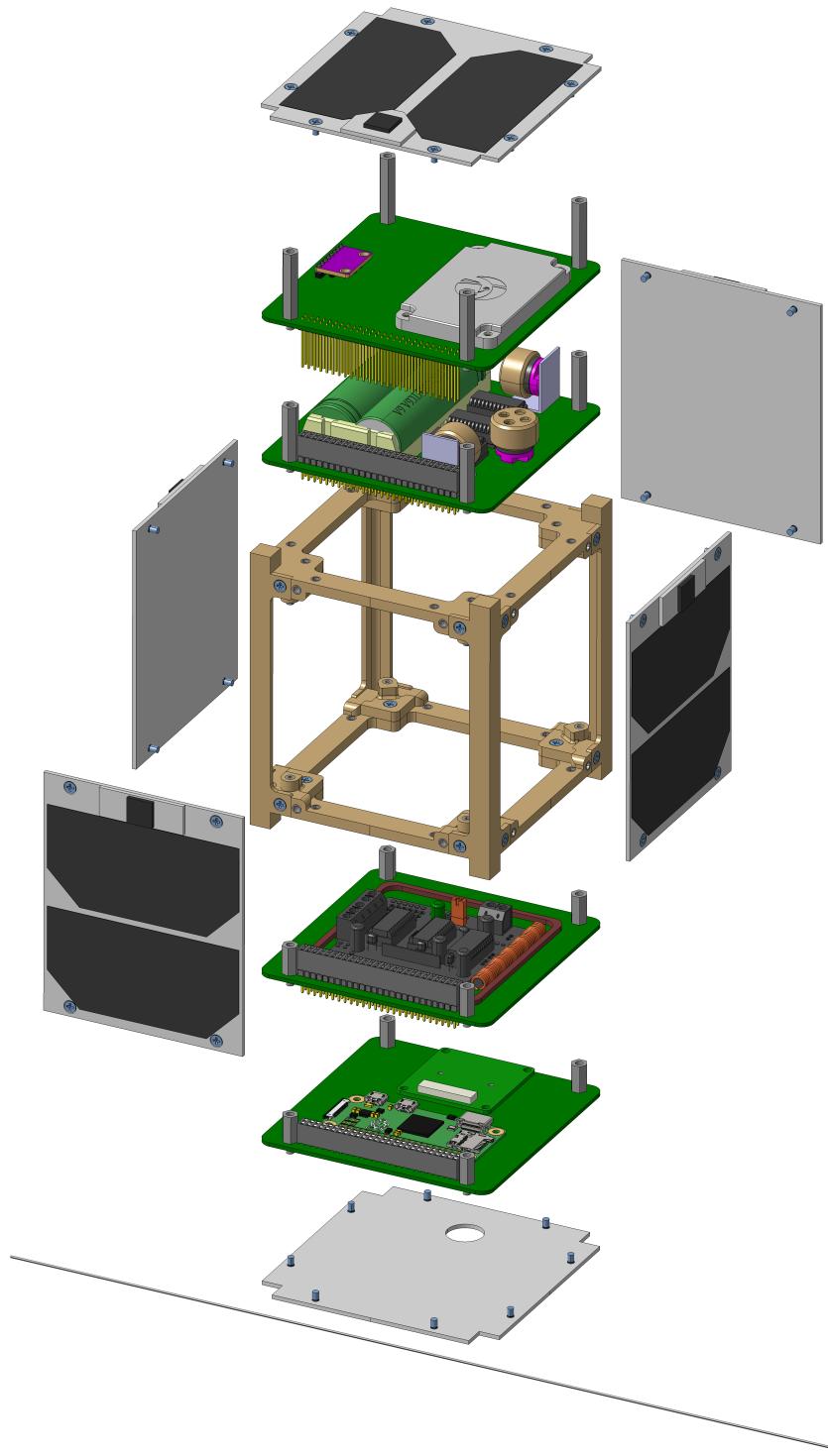


Figura 46: Modelo TAD del B³Sat -X.

10. Cargas de pago compatibles

Aunque puesta en órbita la plataforma por sí misma es ya una prueba de concepto sería interesante incluir una carga de pago para realizar ciertos experimentos.

10.1. Cámara

Siempre resulta muy interesante ubicar cámaras en los satélites ya que desde órbita se tiene un punto de vista de la Tierra privilegiado. Existen cámaras fabricadas específicamente para Raspberry Pi como Innomaker OV9281 la cual con una serie de modificaciones puede ser usada como una suerte de telescopio que apunte a Tierra.

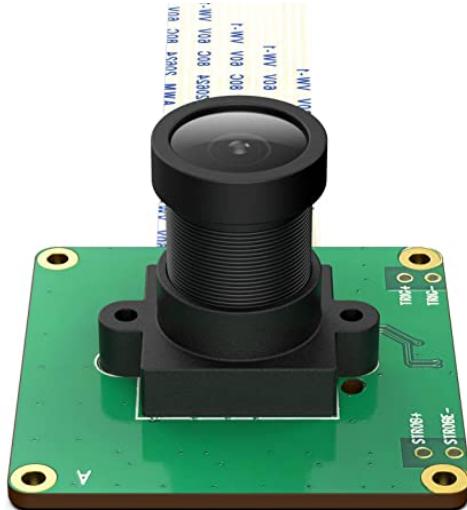


Figura 47: Innomaker OV9281.

10.2. Flash

Otra carga de pago podría ser alguna fuente luminosa para que el satélite se pueda ver desde Tierra. Este tipo de cargas de pago se conocen como *optical beacon* y permiten vislumbrar el satélite desde Tierra sin necesidad de telescopio, si las condiciones meteorológicas son adecuadas, o desde otros satélites. Esta carga de pago precisa de un control adicional para almacenar energía antes de realizar el destello.

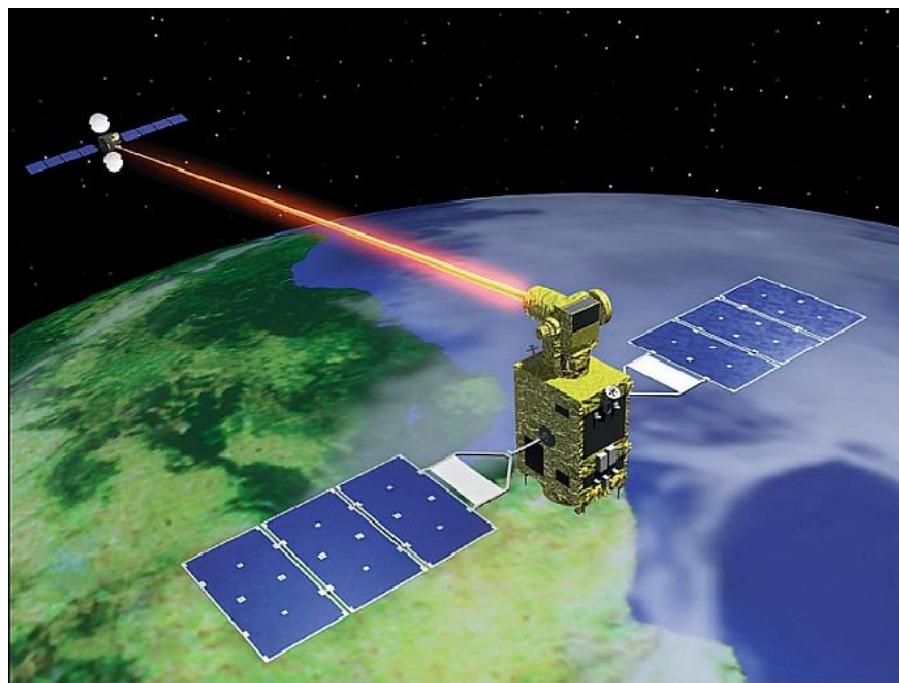


Figura 48: Optical Beacon.

10.3. Space Lab

Dado que el ordenador de esta misión será preferentemente una Raspberry Pi o en su defecto alguna tarjeta de Arduino, se pueden llevar a cabo experimentos de computación o con algún tipo de servomotores, leds, sensores de temperatura. Este tipo de experimentos se llevan a cabo actualmente en la Estación Espacial Internacional en el proyecto AstroPi. Incluso se podría embarcar una segunda tarjeta y estudiar la interacción entre ella y el ordenador o realizar estudios de comportamiento sometiéndola a gradientes térmicos (ya que el satélite tiene control de actitud en los tres ejes).

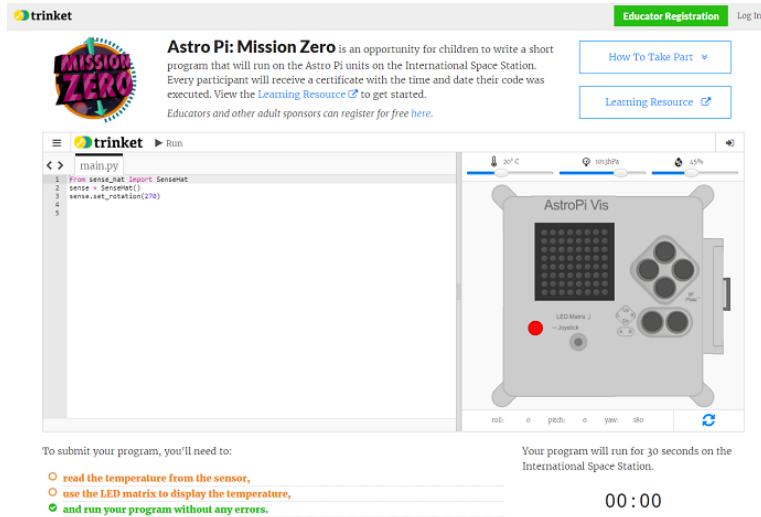


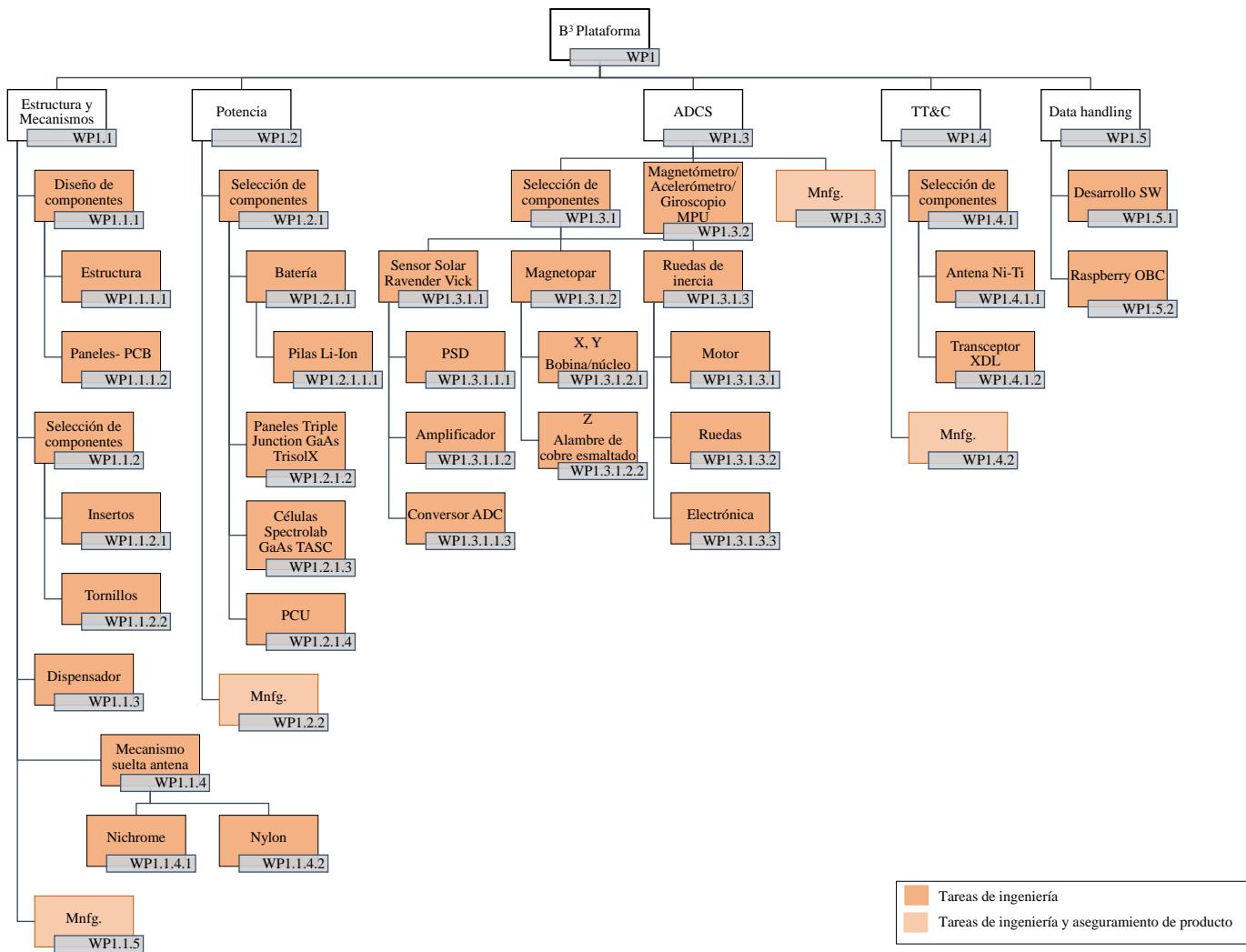
Figura 49: AstroPi, interfaz de usuario.

10.4. Ensayos de vuelo

Típicamente este tipo de misiones suelen llevar como carga de pago equipos que aún no han sido validados para espacio para probar su efectividad pero sin comprometer la misión situándolos como piezas fundamentales de funcionamiento. Así, se pueden ensayar equipos electrónicos, baterías, paneles solares, sensores, mecanismos ...

11. Product Tree

A continuación, en las Figuras 50 y 51, se incluyen los árboles de productos para dos presupuestos diferentes. El primero de ellos, corresponde a seleccionar las soluciones más baratas encontradas a lo largo del presente trabajo, incluyendo el diseño propio de ciertos elementos. En cuanto a la segunda opción, corresponde a utilizar los elementos más caros y, en general, aquellos que se han empleado en espacio y aquellos que más han sido utilizados. Adicionalmente, se han incluido los nombres de los diferentes paquetes y subpaquetes de trabajo para posteriormente poder relacionarlo con el análisis de costes. El paquete de trabajo WP0 estaría reservado al *Management* general de la misión pero se ha decidido incluir los correspondientes paquetes de trabajo de *Management* de cada subpaquete de trabajo, con tal de tener en cuenta las tareas de aseguramiento de producto.



■	Tareas de ingeniería
■	Tareas de ingeniería y aseguramiento de producto

Figura 50: *Product tree* para la opción de bajo presupuesto.

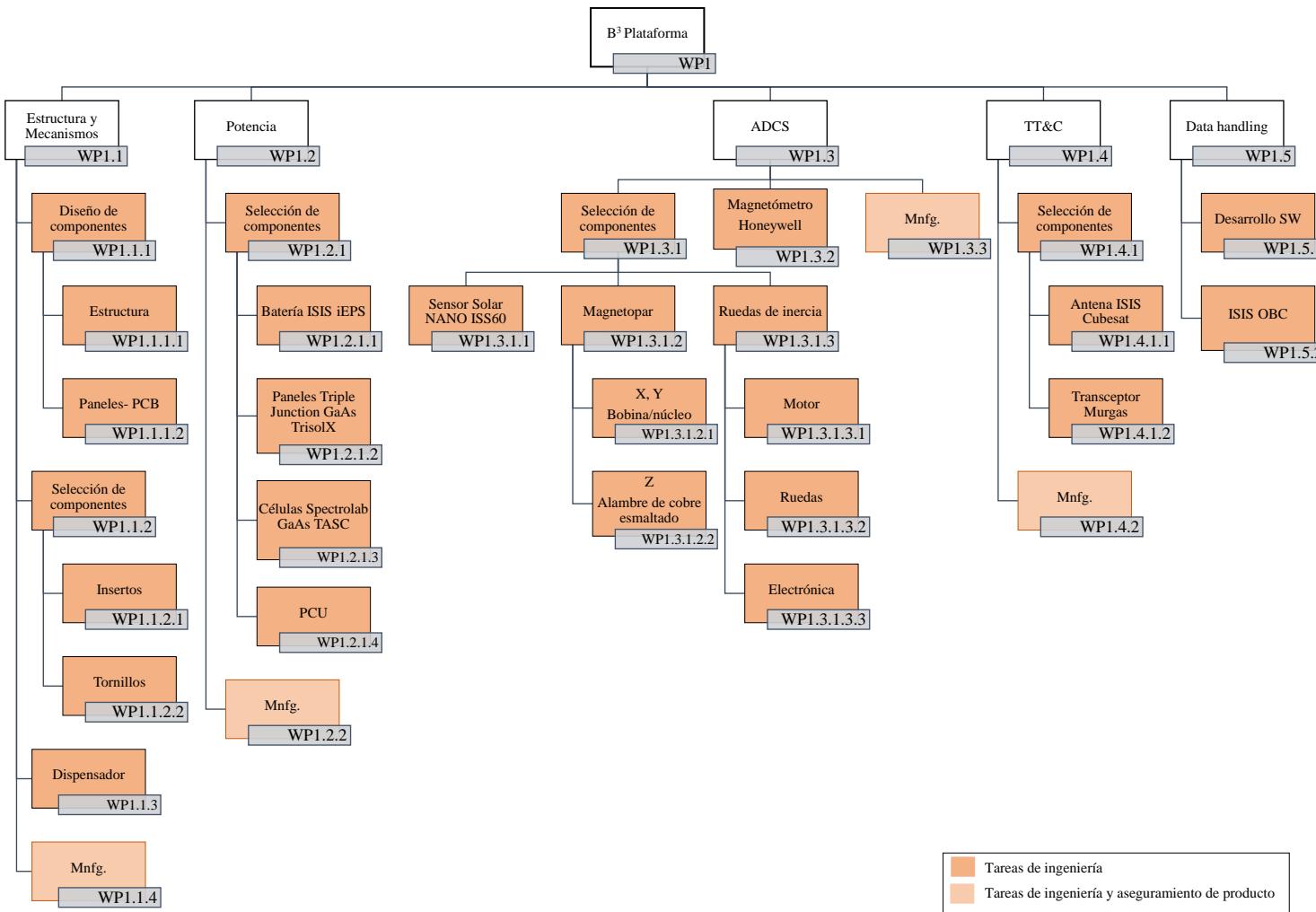


Figura 51: *Product tree* para la opción de alto presupuesto.

A. Matrices de Rotación

A continuación, se presentan las matrices de rotación para un sistema de coordenadas a derechas. Por nomenclatura, las matrices de rotación asociadas al giro de cada uno de los ejes X , Y , Z para un determinado ángulo α son:

$$\begin{aligned} \mathbf{R}_x(\alpha) &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix}, \\ \mathbf{R}_y(\alpha) &= \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & -\sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix}, \\ \mathbf{R}_z(\alpha) &= \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & \sin(\alpha) & 0 \\ -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \end{aligned} \tag{18}$$

Referencias

- [1] J. R. Wertz, W. J. Larson, Space mission analysis and design, Microcosm, 1999.
- [2] R. Virk, Modular Sun Sensor System for Orbital Attitude Determination, Ph.D. thesis, The Pennsylvania State university Schreyer Honor College (2012).
- [3] Hamamatsu, S5990 Two-dimensional PSD 2–3.
URL <https://www.hamamatsu.com/eu/en/product/type/S5990-01/index.html>
- [4] SolarMEMS, Sun Sensor NANO-ISSX / c NANO-ISSX 1–8.
URL https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&cad=rja&uact=8&ved=2ahUKEwjDiLCM8ZXxAhUR8hQKHU07DEUQFjABegQIAxAD&url=http%3A%2F%2Fwww.solar-mems.com%2Fsmt_pdf%2FNANO_Technical_Specifications.pdf&usg=A0vVaw1pweg4nWLDm-JdnmkR6kyP
- [5] HMC5883L Datasheet - Honeywell | DigiKey.
URL <https://www.digikey.es/es/datasheets/honeywellmicroelectronicsprecisionssensors/honeywell-microelectronics-precision-sensors-hmc5883l>
- [6] Pacific Crest.
URL http://www.pacificcrest.com/products.php?page=xdl_micro
- [7] Murgas - the UHF / VHF Transceiver - Cubesat Components - SPACEMANIC.
URL <https://www.spacemanic.com/muras-uhf-vhf-transceiver/>
- [8] CubeSat Antenna System for 1U/3U - ISISPACE.
URL <https://www.isispace.nl/product/cubesat-antenna-system-1u-3u/>
- [9] Buy a Raspberry Pi Zero – Raspberry Pi.
URL <https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-zero/>
- [10] Portenta H7.
URL <https://store.arduino.cc/portenta-h7>
- [11] ISIS On Board Computer - ISISPACE.
URL <https://www.isispace.nl/product/on-board-computer/>
- [12] AzurSpace, 30% Triple Junction GaAs Solar Cell Type, Tech. rep. (2016).
URL www.azurspace.com
- [13] Spectrolab, Triangular Advanced Solar Cells (TASC).
URL http://www.spectrolab.com/DataSheets/PV/PV_NM_TASC_ITJ.pdf

- [14] BSE, Power | Brown Space Engineering - Space For The People.
URL <https://brownspace.org/power/>
- [15] TrisolX Solar Wings 28 Efficient GaAs Triple Junction Solar Cells Product.
URL <https://www.coursehero.com/file/51575067/TrisolX-Solar-Wing-Data-Sheet-160701pdf/>
- [16] AzurSpace, 28 % Triple Junction GaAs Solar Cell.
- [17] Small satellite | CubeSat Solar Panels - ISISPACe.
URL <https://www.isispace.nl/product/isis-cubesat-solar-panels/>
- [18] LG LGABC21865 Cell Specifications | Second Life Storage.
URL <https://secondlifestorage.com/index.php?threads/lg-lgabc21865-cell-specifications.1723/>
- [19] 2020 New Management System Lgabc21865 China Battery - Buy Battery Management System,Lgabc21865 Battery,China Battery Product on Alibaba.com.
URL https://www.alibaba.com/product-detail/2020-New-Management-System-Lgabc21865-China_1600213341011.html?spm=a2700.7724857.normal_offer.d_title.6dbda4c2BS501B
- [20] B. Tae, B. Tae Ku, C. Hun Ahn, S. Ho, PRODUCT SPECIFICATION CONFIDENTIAL PRODUCT SPECIFICATION Rechargeable Lithium Ion Battery Model : ICR18650 C2 2800mAh doi: 10.04.14.
URL <http://www.lgchem.com>
- [21] ISIS iEPS Electrical Power System - CubeSatShop.com.
URL <https://www.cubesatshop.com/product/ieps-electrical-power-system/>
- [22] ISISPACe, iEPS Electrical Power System.
URL <https://www.isispace.nl/product/ieps-electrical-power-system/>
- [23] SolarMEMS, nanoSSOC-A60-Brrochure-1 (2000) 4460113.
URL <https://www.cubesatshop.com/product/nano-ssoc-a60-analog-sun-sensor/>
- [24] D. Messmann, T. Gruebler, F. Coelho, T. Ohlenforst, J. V. Bruegge, F. Mauracher, M. Doetterl, S. Plamauer, P. Schnierle, T. Kale, M. Seifert, A. Fuhrmann, E. Karagiannis, A. Ulanowski, T. Lausenhammer, A. Meraner, M. Langer, Advances in the Development of the Attitude Determination and Control System of the CubeSat MOVE-II, European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences (7) (2017) 1–15. doi:10.13009/EUCASS2017-660.
URL <https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-660.pdf>
- [25] Amazon.com: HiLetgo MPU-9250 MPU9250/6500 9 ejes, 9 DOF giroscopio de 16 bits, sensor magnético de aceleración de 9 ejes, módulo sensor de giroscopio, acelerador, magnetómetro

IIC/SPI para Arduino GY-9250: Clothing.

URL <https://www.amazon.com/HiLetgo-Gyroscope-Acceleration-Accelerator-Magnetometer/dp/B01I1J0Z7Y>

- [26] MPU-9250 TDK InvenSense | Mouser Europa.

URL <https://eu.mouser.com/ProductDetail/TDK-InvenSense/MPU-9250?qs=u4fy%2FsgLU90hGjFkQSZssA==>

- [27] InvenSense, MPU-9250. Product Specification.

URL <http://www.ncbi.nlm.nih.gov/pubmed/3303658>

- [28] Adafruit 9-DOF Absolute Orientation IMU Fusion Breakout: Amazon.es: Electrónica.

URL https://www.amazon.es/Adafruit-9-Dof-orientación-absoluta-ADA2472/dp/B017PEIGIG/ref=sr_1_1?__mk_es_ES=%C3%A1M%C3%A1Z~0~N&dchild=1&keywords=Adafruit+BNO055&qid=1623430856&sr=8-1

- [29] Buy Adafruit BNO055 9-DOF Absolute Orientation IMU with cheap price.

URL <https://www.robotistan.com/adafruit-bno055-9-dof-absolute-orientation-imu>

- [30] Bosch Sensortec, Adafruit BNO055 datasheet (November) (2014) 105.

URL https://cdn-shop.adafruit.com/datasheets/BST_BNO055_DS000_12.pdf

- [31] HMC5883L Datasheet - Honeywell | DigiKey.

URL <https://www.digikey.es/es/datasheets/honeywellmicroelectronicsprecisionssensors/honeywell-microelectronics-precision-sensors-hmc5883l>

- [32] F. H. Manggala, R. P. Ramadhan, H. Wijanto, H. Mayditia, H. Vidyaningtyas, Prototype of Micro Reaction Wheel for CubeSat (1) 209–213.

- [33] GoolRC 1104 8700KV 2S Motor sin escobillas CW / CCW para 80 90 100 Tiny Micro FPV Racing Drone Quadcopter: Amazon.es: Juguetes y juegos.

URL <https://www.amazon.es/GoolRC-8700KV-escobillas-Racing-Quadcopter/dp/B078PFZWG6>

- [34] Radio | Brown Space Engineering - Space For The People.

URL <https://brownospace.org/radio/>

- [35] Pacific Crest.

URL http://www.pacificcrest.com/products.php?page=xdl_micro

- [36] XDL MICRO module ENVIRONMENTAL.

URL www.pacificcrest.com

- [37] Murgas The Space Transceiver | SPACE FOR SPACE.
URL <https://space-for-space.com/product/murgas-the-space-transceiver/>
- [38] Radio | Brown Space Engineering - Space For The People.
URL <https://brownospace.org/radio/>
- [39] T. L. A. Jimenez, “ UHF-VHF Cubesat Antennas Design ” (2014) 1–126.
- [40] S. Abulgaseem, F. Tubbal, R. Raad, P. I. Theoharis, S. Lu, S. Iranmanesh, Antenna Designs for CubeSats: A Review, IEEE Access 9 (March) (2021) 45289–45324. doi:10.1109/ACCESS.2021.3066632.
- [41] ECE3SAT - ECE3SAT.
URL <http://www.ece3sat.com/>
- [42] Raspberry Pi Cero v1.3 - KUBII.
URL <https://www.kubii.es/1401-raspberry-pi-zero-v13-kubii-3272496006973.html?src=raspberrypi>
- [43] OBC: On Board Computer - ECE3SAT.
URL <http://www.ece3sat.com/cubesatmodules/obc/>
- [44] Portenta H7.
URL <https://store.arduino.cc/portenta-h7>
- [45] P. R. Manual, Arduino Portenta H7 (2020) 1–22.
URL <https://store.arduino.cc/usa/portenta-h7>
- [46] ISISPACE, ISIS On Board Computer.
URL <https://www.isispace.nl/product/on-board-computer/>
- [47] CalPoly, Cubesat design specification, The CubeSat Program, California Polytechnic State ... 8651 (June 2004) (2009) 22.
URL http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf%5Cnhttp://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:CubeSat+Design+Specification#0
- [48] Rocket Lab Rideshare CubeSat Launch in.
- [49] Peek.
- [50] European Cooperation for Space Standardization, Space Engineering Structural Materials Handbook - Part 1: Overview and Material Properties and Applications (March) (2011) 535.
- [51] Filamento Peek.



POLITÉCNICA

UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

[52] Vision Miner - Industrial 3D Printing - PEEK, ULTEM, PPSU & More.

[53] T. Products, A. R. E. Covered, O. Patents, Tappex: insert technology for plastic composites and metal alloys 44 (0).