

CASO DE ESTUDIO 1

MUSE

Autores: Rafael Luque López

Diego Mataix Caballero

Javier Vega Mateos

José María Vergara Pérez

MADRID, 14 DE JUNIO DE 2021

Tabla de contenido

Tabla de contenido	2
Lista de figuras	5
Lista de tablas	6
1. Introducción	7
2. Descripción de la misión y análisis de requisitos	8
3. Análisis y diseño de los subsistemas	9
3.1. Subsistema de estructura	9
3.1.1. Base inferior	10
3.1.2. Paneles de cierre	10
3.1.3. Estructura Superior	12
3.1.4. Estructura interior	12
3.1.5. Distribución de los componentes	13
3.1.6. Diseño final	14
3.2. Subsistema de potencia	16
3.2.1. Consideraciones Orbitales	17
3.2.2. Elección de células solares	18

3.2.3.	Radiación incidente en los paneles fotovoltaicos	19
3.2.4.	Resultados de las distintas configuraciones	21
3.2.5.	Batería	24
3.2.6.	Conexión paneles solares/batería	25
3.2.7.	Distribución de la potencia	26
3.3.	Subsistema de determinación y control de actitud	27
3.3.1.	Perturbaciones orbitales	28
3.3.2.	ADCS <i>trade off analysis</i>	29
3.3.3.	Selección de componentes del ADCS	33
3.4.	Subsistema de comunicaciones y data handling	37
3.4.1.	Comunicaciones	37
3.4.2.	Data handling	39
3.5.	Carga de pago	40
4.	Organización y costes	41
5.	Conclusiones	42
Referencias		45
A. Dimensionamiento de perturbaciones orbitales		49
A.1.	<i>Gravity Gradient Torque</i>	49
A.2.	<i>Solar Radiation Pressure (SRP) Torque</i>	49
A.3.	<i>Aerodynamic Drag Torque</i>	50
A.4.	<i>Magnetic Torque</i>	50

B. Árbol de producto	51
B.1. <i>Desglose de los componentes del satélite</i>	52
B.2. <i>Organización de los elementos</i>	53
C. Estructura de costes del proyecto	55
C.1. <i>Cost Breakdown Structure (CBS)</i>	55

Lista de figuras

3.1.	Base inferior de la estructura	10
3.2.	Paneles de cierre de las caras laterales con rigidizadores (izquierda) y de Nadir (derecha)	11
3.3.	Base inferior de la estructura	11
3.4.	Estructura primaria (derecha) y panel de cierre (izquierda) de la cara superior	12
3.5.	Estructura interior	13
3.6.	Distribución de los componentes en la bandeja inferior	13
3.7.	Distribución de los componentes en la bandeja superior	14
3.8.	Cara de Nadir del satélite completo	14
3.9.	Diseño final del satélite	15
3.10.	Geometría empleada para el cálculo de eclipses.	17
3.11.	Eficiencia de células solares disponibles en el mercado [1].	18
3.12.	Esquema de la órbita helio-síncrona, visto desde la dirección normal al plano de la órbita.	19
3.13.	Se representan los ángulos que definen los movimientos orbitales. β es el ángulo que forman el plano orbital y el Sol; y α representa la anomalía verdadera [2]	21
3.14.	Esquema de las dos configuraciones estudiadas. Izquierda: configuración 1, con paneles solares fijos en las caras laterales. Derecha: configuración 2, con paneles solares desplegables [3].	22
3.15.	Potencia generada por los paneles en cada punto de la órbita.	24
3.16.	Modelo CAD del diseño del sensor de Nadir propuesto. Consta de 5 termopilas, cubiertas con una óptica, y conectadas a una placa PCB.	34
3.17.	Modelo CAD del diseño del montaje de las ruedas de reacción. Se muestran los 5 elementos que lo componen: la rueda, el motor, el adaptador, la PCB y los amortiguadores.	35

3.18. Modelo CAD del diseño del montaje de las ruedas de reacción en la bandeja del nanosatélite.	36
3.19. Modelo CAD de la antena con hueco para el sensor de nadir.	38
3.20. Vista frontal de la Raspberry Pi Zero.	39
4.1. Desglose de costes para el proyecto.	41

Lista de tablas

3.1. Masa y coste del subsistema estructural	16
3.2. Resultados de la potencia media extraída de los paneles solares (eficiencia = 28 %, $G = 1370 \text{ W/m}^2$), para la configuración 1	22
3.3. Resultados de la potencia media extraída de los paneles solares (eficiencia = 28 %, $G = 1360 \text{ W/m}^2$), para la configuración 2.	23
3.4. Características de la batería INR18650-29E [4].	25
3.5. Presupuesto de potencia de los distintos componentes.	26
3.6. Fuentes de perturbaciones externas [5].	28
3.7. Par de perturbación estimado	29
3.8. ADCS empleados en misiones similares.	32
3.9. Características de los sensores y actuadores escogidos para el ADCS de la misión.	33
3.10. Características de los sensores y actuadores escogidos para el ADCS de la misión.	33
3.11. Resumen de las características generales del ADCS propuesto.	37
3.12. Resumen de las características generales del subsistema de comunicaciones.	38
3.13. Resumen de las características generales de los componentes del subsistema de data handling.	39
B.1. Desglose de los componentes del satélite.	52
C.1. Cost Breakdown Structure (CBS)	55

1. Introducción

En este proyecto se pretende realizar un diseño preliminar conceptual para la construcción de una plataforma educativa basada en el estándar CubeSat para su utilización en titulaciones aeroespaciales. El objetivo es que los alumnos de dichas titulaciones puedan realizar algunas modificaciones, de tal forma que sea un diseño abierto, es decir, que sean los alumnos los que tengan que montar y ensamblar los distintos componentes. Este tipo de satélites está aumentando de manera considerable su influencia en el mercado [6], debido al factor previamente mencionado: es altamente modular y de tamaño reducido, permitiendo el desarrollo y análisis de elementos espaciales de forma mucho más económica.

Esta plataforma se ha diseñado principalmente para operar en órbitas helio-síncronas cercanas al mediodía. Así mismo, se ha intentado que los distintos componentes se puedan adquirir en tiendas convencionales, en la medida de lo posible, sin requerir componentes demasiado especializados. Además, uno de los objetivos es que se los distintos componentes, especialmente los estructurales, se puedan diseñar con impresión 3D, lo que permite realizar cuerpos más baratos y de forma rápida. Esta técnica se ha ido incrementando en los últimos años, y hay un gran interés por parte de agencias espaciales, como la ESA [7].

Este trabajo forma parte del caso de estudio 1, correspondiente al Máster Universitario en Sistemas Espaciales (MUSE).

2. Descripción de la misión y análisis de requisitos

Como se ha comentado previamente, la misión debe operar en una órbita LEO helio-síncrona de mediodía, o una órbita correspondiente a un lanzamiento desde la estación espacial internacional. Además hay una serie de requisitos que se deben cumplir, referidos a distintos aspectos de potencia, control de actitud y estructuras. Estos requisitos se describen a continuación.

- **[R.POW-01.02]:** La potencia media de la órbita debe ser de 2.5 W (más 2 transmisiones de 10 minutos, una de día y otra en eclipse, con un consumo extra de 2 W).
- **[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 de acuerdo al material seleccionado.
- **[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.
- **[R.GEN-01]:** La selección de todos los elementos será tal que asegure un bajo presupuesto para la misión.

3. Análisis y diseño de los subsistemas

A continuación, se muestra en detalle el diseño preliminar de los distintos subsistemas que componen el CubeSat.

3.1. Subsistema de estructura

En esta sección se tratan todos los aspectos relativos a la estructura y a la configuración general del satélite. Esto incluye el diseño de la estructura, que se producirá mediante impresión 3D, así como el posicionamiento de todos los componentes dentro del satélite.

Para el diseño de la estructura de un satélite es esencial asegurar que soportará las cargas necesarias. En el caso de un CubeSat, los dispensadores suelen proteger a estos equipos y facilitan mantener la integridad estructural durante el lanzamiento. Tal y como se racoge en los requisitos de la misión se tomará este estándar [8] como base para el diseño.

Sin embargo, en este caso se va a emplear un material plástico, diferente del aluminio empleado mas habitualmente en CubeSats. Por tanto, para lograr un diseño con una suficiente rigidez y resistencia, se propone el empleo de rigidizadores en forma de X en todas las caras del satélite. Además, se intentan aprovechar las características de la impresión 3D para reducir el número de piezas y de uniones, reduciendo así tanto posibilidades de fallo, como precio y coste. A todos estos objetivos se les suma el de llegar a un diseño donde el montaje no sea excesivamente complejo.

En cuanto al material elegido, de acuerdo con los requisitos de la misión se escoge un material plástico apto para la impresión 3D de tipo Fused Deposition Modeling (FDM), y también probado en espacio, el material elegido es el PEEK (Polieteretercetona).

3.1.1. Base inferior

En este apartado se presenta el diseño de la base inferior de la estructura. Se llega a este diseño tras varias iteraciones, teniendo en cuenta los objetivos citados anteriormente. Esta base, se representa en la Figura 3.1. El diseño propuesto cuenta con los raíles y las dimensiones exteriores definidos por el estándar CubeSat [8], además, incorpora varillas guía para las bandejas que portarán los equipos del satélite.

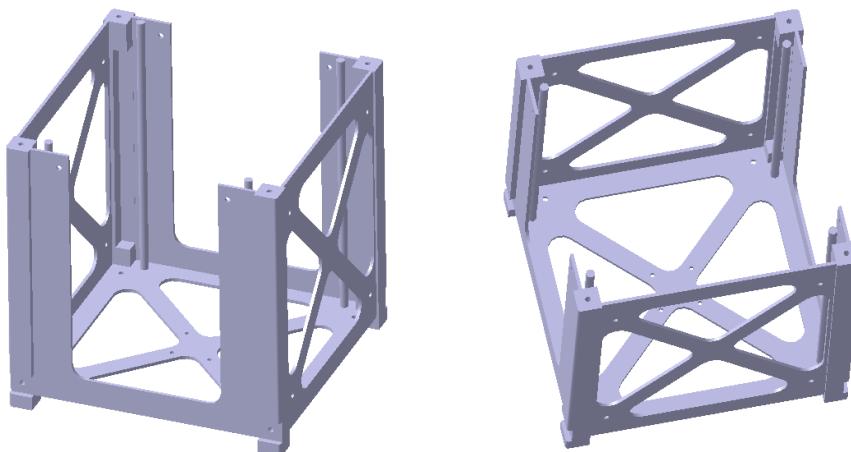


Figura 3.1. Base inferior de la estructura

Se incluyen rigidizadores en forma de X en tres de las caras de la pieza. Como se ha mencionado anteriormente, se tratará de reducir el número de uniones empleado, sin embargo, una única pieza que cierre más caras dificultaría en exceso el acceso a la hora de realizar el montaje. Se llega por tanto a esta solución de compromiso, donde se cuenta con acceso por dos caras, además de la superior.

3.1.2. Paneles de cierre

En este apartado se expone el diseño de los paneles de cierre, a excepción del superior, que se expondrá en el apartado siguiente. Se definen tres paneles de cierre diferentes en este apartado, los de las caras laterales con rigidizadores, de las caras laterales sin rigidizadores, y la cara inferior (que será también la de Nadir).

En la Figura 3.2 se muestra el diseño final de los paneles de cierre de las caras laterales con rigidizadores y de Nadir. Se trata en este caso de diseños simples, que pretenden cerrar el satélite encajando en el espacio disponible. En el caso del panel de Nadir, este presenta una apertura para el sensor de actitud que se ubicará en esta cara.

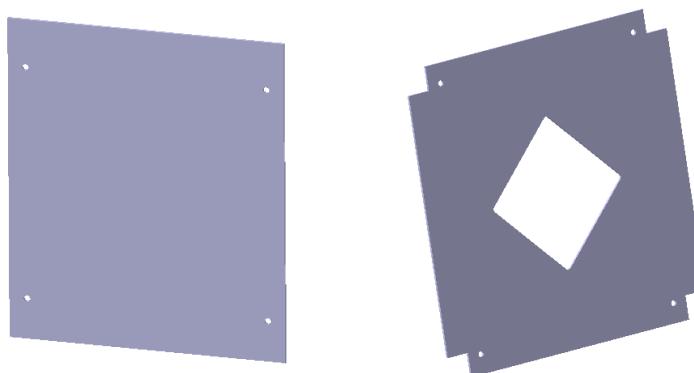


Figura 3.2. Paneles de cierre de las caras laterales con rigidizadores (izquierda) y de Nadir (derecha)

En cuanto a las uniones de estos paneles, se pretende que sean realizadas mediante tornillo y tuerca (con su arandela correspondiente) en los puntos marcados por los taladros, dada la posición de estos paneles, sus tornillos y tuercas no supondrán obstáculos para el montaje.

Por otro lado, tenemos los paneles de las caras laterales que no contaban con un rigidizador en la pieza de la base inferior. En este caso se incluye un rigidizador en X impreso junto con el propio panel, tal y como se ve en la Figura 3.3

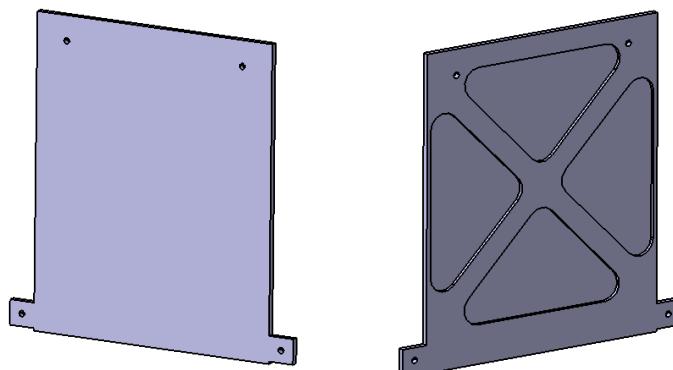


Figura 3.3. Base inferior de la estructura

En estos paneles se tiene además especial cuidado con las uniones a la base, ya que estas son las caras que proporcionan acceso durante el montaje. Las uniones inferiores atornillarán directamente en la estructura de la base inferior (empleando un inserto apropiado), lo que permitirá un montaje en una única dirección. Las uniones superiores siguen empleando una unión con tuerca, ya que el panel superior se unirá en último lugar.

3.1.3. Estructura Superior

En este apartado se describe la estructura diseñada cara la cara superior del satélite (también cara de Zenit). La estructura superior consta de dos piezas, impresas también en 3D, que se exponen en la Figura 3.4. Ambas piezas cuentan con peculiaridades significativas.

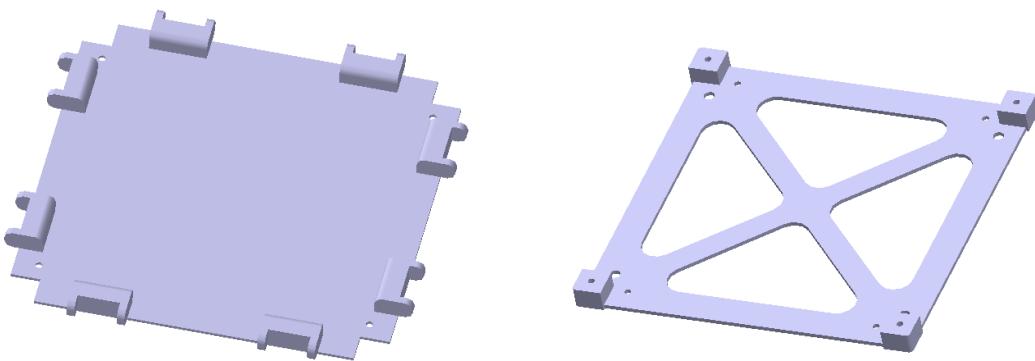


Figura 3.4. Estructura primaria (derecha) y panel de cierre (izquierda) de la cara superior

Por un lado, la estructura primaria se unirá por las columnas de la estructura (mediante insertos), posibilitando la unión en una dirección. Además, aquí encajarán las varas de soporte de las bandejas, obteniendo así rigidez adicional.

Por otro lado, el panel de cierre superior es fabricada junto con la parte fija de las bisagras que se emplearán para el despliegue de los paneles solares. Pese a las mayores complicaciones a nivel estructural, los paneles solares desplegables han resultado ser necesarios dados los requisitos de potencia establecidos.

3.1.4. Estructura interior

En el interior del satélite, se requiere de componentes adicionales para el soporte de los diferentes equipos. Para esta tarea se cuenta con bandejas que soportarán a los componentes en diferentes niveles, según las necesidades de la misión.

Estas bandejas pasarán por las guías diseñadas para tal propósito, y que forman parte de la pieza de la base inferior de la estructura. Además, las bandejas se mantendrán separadas entre ellas introduciendo en estas guías piezas cilíndricas huecas entre bandeja y bandeja, como puede verse en la

Figura 3.5 (en azul). Estas piezas cilíndricas pueden hacerse impresas a medida, para acomodar a la carga de pago en cuantas bandejas necesite, con la separación necesaria entre ellas.

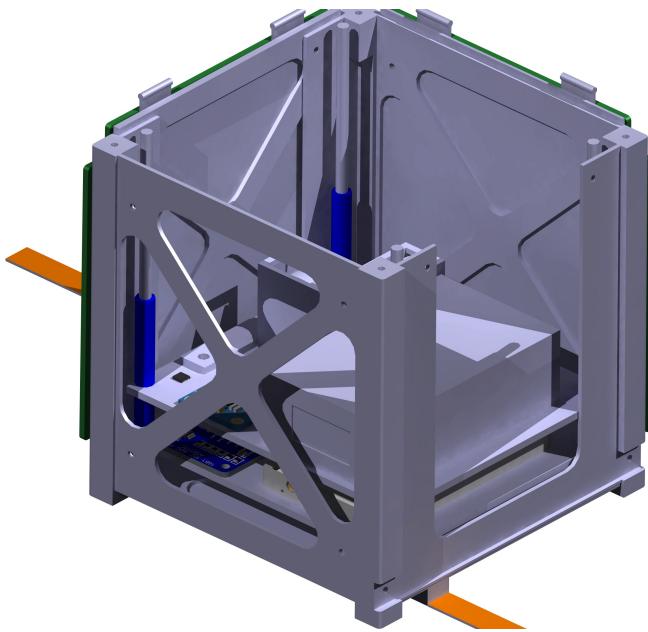


Figura 3.5. Estructura interior

3.1.5. Distribución de los componentes

En esta sección se describe la distribución de los diferentes componentes en el satélite. En el interior del satélite, todos los componentes se colocan en dos bandejas, tal y como se ha visto en la Figura 3.5. En la Figura 3.6 se esquematizan los componentes situados en la bandeja inferior.

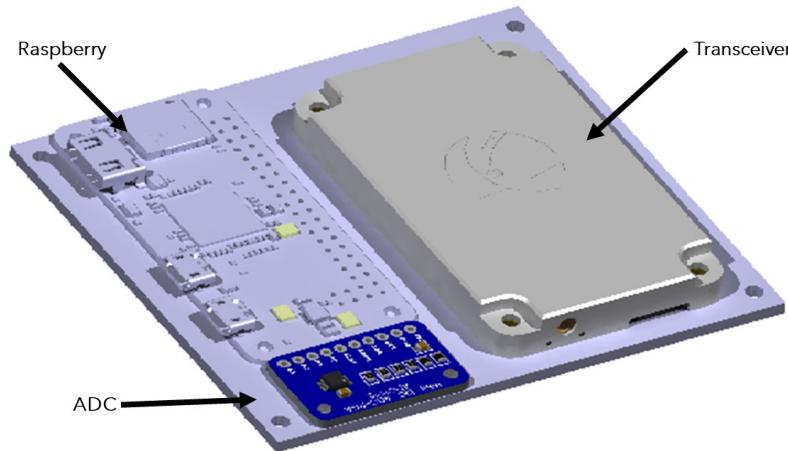


Figura 3.6. Distribución de los componentes en la bandeja inferior

En la Figura 3.7 puede verse la distribución de la bandeja superior. En esta bandeja se incluyen la

batería y las ruedas de reacción, que serán los componentes de mayor altura.

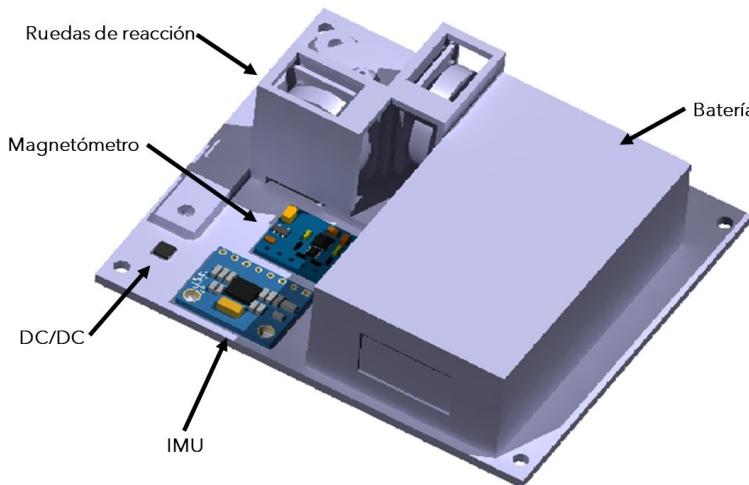


Figura 3.7. Distribución de los componentes en la bandeja superior

En cuanto a la ubicación de los componentes exteriores, como se ha visto, los paneles solares se encontrarán plegados a las caras laterales antes de su despliegue, y serán paralelos a la cara de Zenit tras el mismo, como puede verse en la Figura 3.9. En la cara de nadir, por otro lado, se encontrarán el sensor de nadir del sistema ADCS y la antena del satélite, que será también desplegable, según se ve en la Figura 3.8.

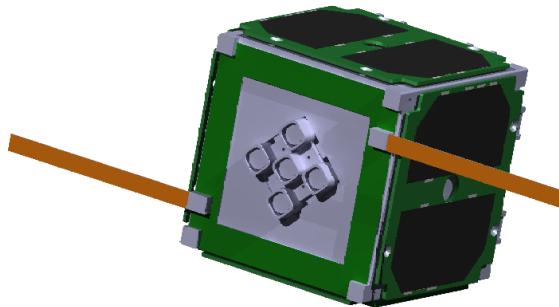


Figura 3.8. Cara de Nadir del satélite completo

3.1.6. Diseño final

En este apartado se recogen las conclusiones del diseño final del subsistema de estructura, una vez cerrado el diseño completo del satélite. En la Figura 3.9 se presentan imágenes del satélite completo, con los paneles solares sin desplegar y desplegados.

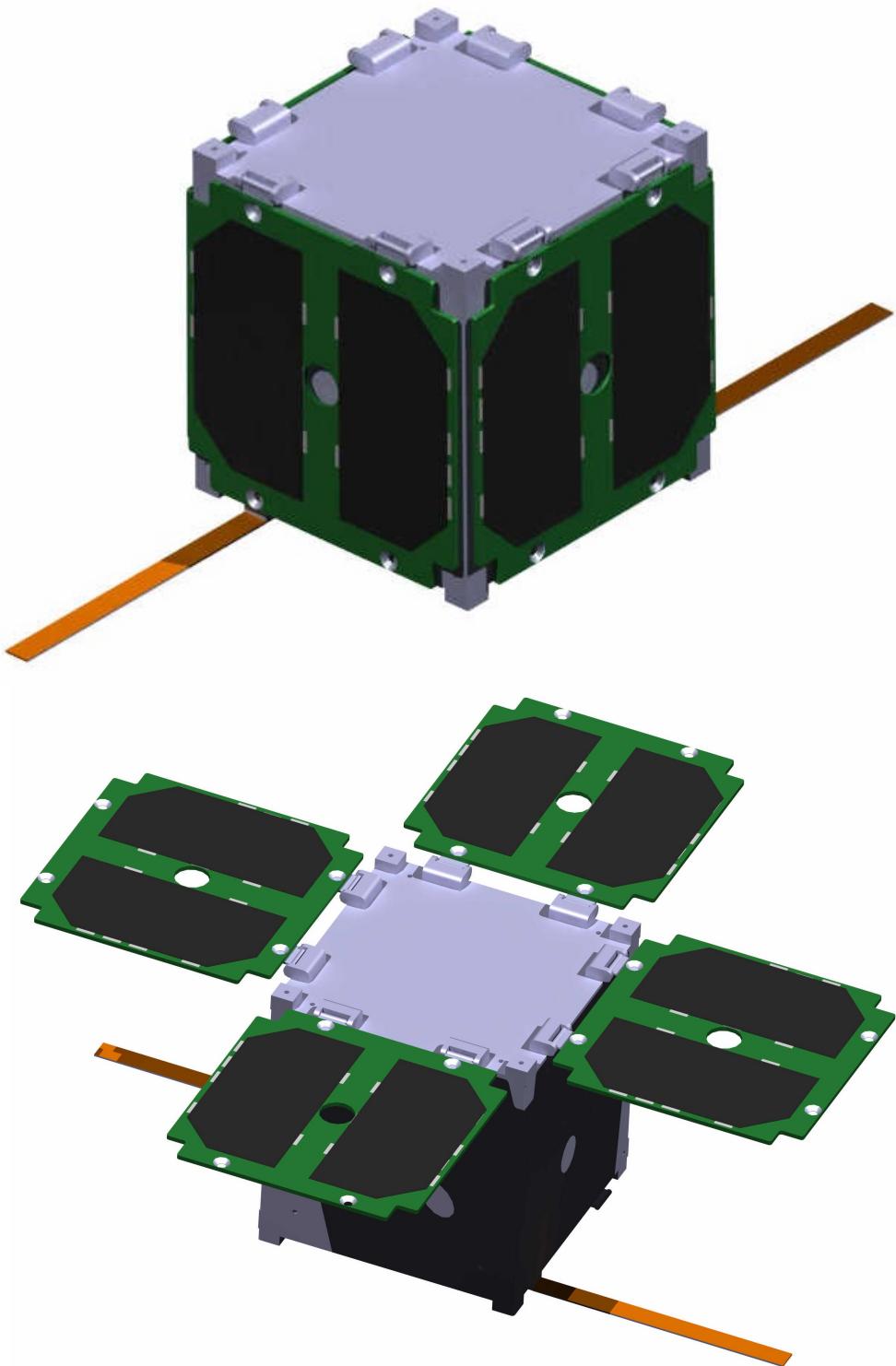


Figura 3.9. Diseño final del satélite

Este diseño final se encuentra dentro de la envolvente proporcionada por los fabricantes de sistemas de despliegue [9], estas envolventes permiten un exceso de dimensiones laterales de unos milímetros sobre el estándar CubeSat [8], lo cual facilita enormemente la inclusión de los elementos exteriores como los paneles solares desplegables.

Una vez diseñado el sistema completo puede calcularse, a partir de las propiedades del material empleado, y mediante el modelo CAD, la masa de cada elemento. En la Tabla 3.1 se muestran las masas de todos los elementos del subsistema, así como el precio del material empleado, asumiendo un coste del PEEK de 500 €/kg.

Tabla 3.1. Masa y coste del subsistema estructural

	Masa [g]	Precio [€]	Cantidad
Estructura superior	10	5	1
Panel inferior	9	4,5	1
Panel superior	15	7,5	1
Panel lateral simple	9	4,5	2
Bandeja estandar	20	10	3
Panel lateral con rigidizadores	15	7,5	2
Cilindro separador 8 mm	0,13	0,065	4
Cilindro separador 10 mm	0,17	0,085	4
Cilindro separador 25 mm	0,43	0,215	4
Base Inferior	67	33,5	1
Total	211,92	105,96	

No obstante, al coste calculado para el PEEK empleado deben de sumársele otros. Entre estos costes están los de elementos de unión como insertos o tornillos, los de la estructura necesaria para albergar la carga de pago, que dependerá de la misma, o el coste del material perdido en el proceso de fabricación. Por todo ello, y dado el bajo coste del subsistema, se considera apropiado realizar una estimación de coste total de 200 €.

3.2. Subsistema de potencia

A continuación, se muestra el proceso de diseño preliminar de algunos componentes del subsistema de potencia, en concreto, se va a hacer una estimación del área de panel solar necesaria para cumplir con el requisito de potencia (R.POW-01.02) y la disposición de los mismos; y se realizará una estimación preliminar de una batería apropiada especificando la conexión entre los paneles y la

batería, completando el estudio con el análisis de la necesidad de conversores DC/DC.

3.2.1. Consideraciones Orbitales

La plataforma se ha diseñado y calculado, en términos de potencia especialmente, para operar en una órbita helio-síncrona cercana al mediodía. En concreto, la órbita escogida es una órbita helio-síncrona de mediodía (LAN12) circular, a una altura de 500 km. No obstante, para los análisis se han probado otras combinaciones.

El periodo de la órbita viene dado por las leyes de Kepler, de acuerdo a la expresión:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}, \quad (3.1)$$

donde a es el semieje mayor de la órbita, y μ el parámetro gravitacional de la Tierra. En el caso de la órbita seleccionada, el periodo es de 5677 s (94.616 min).

Por otro lado, es necesario estimar el tiempo de eclipse, ya que supondrán periodos de tiempo en el que los paneles solares no reciban radiación solar. Se puede aproximar empleando la hipótesis de que la sombra de la Tierra es un cilindro, de radio, el radio medio del planeta (véase Figura 3.10).

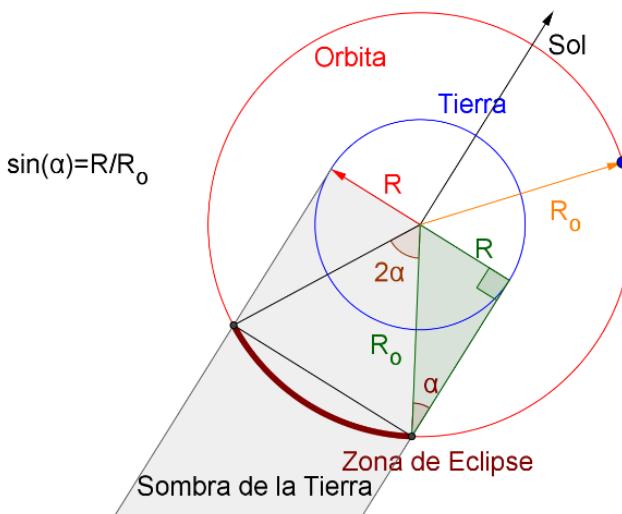


Figura 3.10. Geometría empleada para el cálculo de eclipses.

Teniendo en cuenta esta consideración, el tiempo de eclipse de la órbita es de 1766 s (29.4 min), es decir, un 31.1 % de la órbita.

3.2.2. Elección de células solares

En primer lugar, se va a realizar una revisión de las distintas opciones de células solares que hay disponibles en el mercado para los CubeSat. En general, existe gran variedad de entidades que comercializan las paneles solares. Algunas de las más destacadas podrían ser las de la empresa *DHV Technology*, que presenta varias opciones para CubeSat 1U [10]. Otra alternativa podría ser la de la empresa *EnduroSat*, también específicos para CubeSat 1U [11] y certificados. Estos paneles tienen la ventaja de que se les puede integrar otros elementos como giroscopios o magnetorques.

Estos son algunos ejemplos comerciales donde el panel ya viene montado. Sin embargo, dado que uno de los objetivos del estudio es que la plataforma pueda ser modificada por alumnos, la opción escogida es la de comprar las células solares por separado, de tal forma que los alumnos puedan variar la cantidad y la disposición de las mismas. En la Figura 3.11 se presenta una recopilación de algunas células solares del mercado, clasificados en función de su eficiencia.

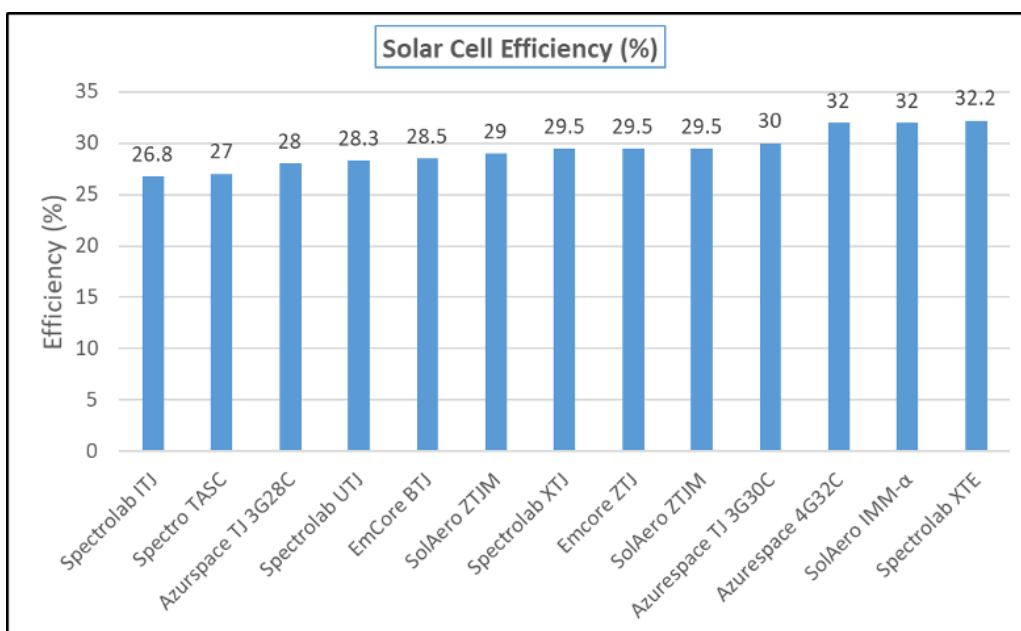


Figura 3.11. Eficiencia de células solares disponibles en el mercado [1].

Se propone escoger las células solares *triple junction* de GaAs, “Azur Space 3G28C”, que son analizadas durante la asignatura de *Generación y gestión de potencia eléctrica*, por lo que los alumnos estarían familiarizados con ellas. Las principales propiedades de estas células solares se recogen a continuación:

- La eficiencia que presentan son del 28 %
- Presentan un área efectiva de 30.18 cm^2

- Tienen una salida de 2.4 V y 487 mA en su punto de máxima potencia.

3.2.3. Radiación incidente en los paneles fotovoltaicos

Para la estimación de la potencia media que producen los paneles solares a lo largo de una órbita, hay que tener en cuenta que la posición relativa de los paneles con respecto al Sol depende de la posición del satélite en la órbita (y por tanto, del tiempo). En el presente estudio, la órbita en cuestión es helio-síncrono de mediodía, factor a tener en cuenta para el cálculo de los distintos ángulos.

No obstante, para una primera estimación rápida y sencilla, se puede recurrir a algunas aproximaciones analíticas que permiten obtener algunas estimaciones para la potencia media, partiendo del esquema representado en la Figura 3.12, donde se definen dos ángulos: α representa la posición del satélite dentro de la órbita, la anomalía verdadera; y β es el ángulo entre el plano orbital y el Sol.

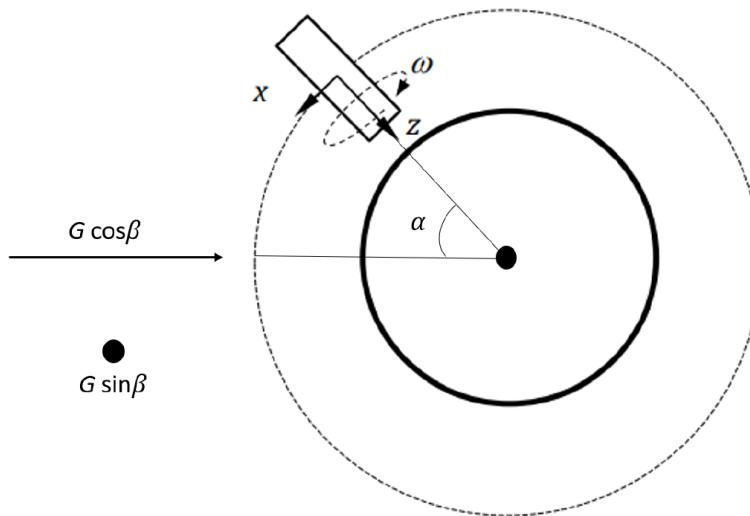


Figura 3.12. Esquema de la órbita helio-síncrona, visto desde la dirección normal al plano de la órbita.

La potencia instantánea de un panel se define mediante la expresión:

$$P = GAf_s\eta \cos\theta, \quad (3.2)$$

donde G es la radiación solar por unidad de área, A es el área del panel sobre el que incide la radiación del sol, f_s es el factor de ocupación, η es la eficiencia del panel, y θ es el ángulo entre el vector normal a la cara del panel solar con el radio-vector Tierra-Sol.

Una vez definida la potencia instantánea, la potencia media se define mediante la expresión:

$$P_m = \frac{1}{T} \int_0^T G A f_s \eta \cos \theta(t) dt, \quad (3.3)$$

donde T es el periodo de la órbita.

Para las estimaciones analíticas, se van a considerar las siguientes hipótesis: la dirección del Sol permanece constante; el cálculo de los eclipses se asumen en la época del equinocio de primavera, por lo que el Sol se encuentra en el plano ecuatorial terrestre.

Para la componente en la dirección perpendicular al plano orbital, la expresión que permite el cálculo de la potencia media es la siguiente:

$$\begin{aligned} P_{m,y} &= \frac{1}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} G \sin \beta A f_s \eta \cos \theta(t) dt + \frac{1}{T} \int_{t_{\text{salida}}}^T G \sin \beta A f_s \eta \cos \theta(t) dt \\ &= \frac{2}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} G \sin \beta A f_s \eta \cos \theta(t) dt = \frac{2G \sin \beta A f_s \eta f_g t_{\text{entrada}}}{T}, \end{aligned} \quad (3.4)$$

donde t_{entrada} y t_{salida} se corresponden con el instante de entrada en eclipse y salida del eclipse respectivamente en un periodo orbital del satélite; y f_g es un factor geométrico, que permite tomar el área de incidencia constante. Como se puede observar, las hipótesis formuladas permiten una gran simplificación del problema.

Para las componentes en la dirección paralela al plano orbital, las expresiones que permite el cálculo de la potencia media son las siguientes:

$$\begin{aligned} P_{m,x} &= \frac{1}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} G \cos \beta A f_s \eta \cos \theta(t) \sin \alpha(t) dt + \frac{1}{T} \int_{t_{\text{salida}}}^T G \cos \beta A f_s \eta \cos \theta(t) \sin \alpha(t) dt \\ &= \frac{2}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} G \cos \beta A f_s \eta \cos \theta(t) \sin \alpha(t) dt \\ &= \frac{2G \cos \beta A f_s \eta f_g}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} \sin(n \cdot t) dt = \frac{2G \cos \beta A f_s \eta f_g}{T} \left(\frac{1}{n} - \frac{\cos(n \cdot t_{\text{entrada}})}{n} \right), \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\begin{aligned} P_{m,z} &= \frac{1}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} G \cos \beta A f_s \eta \cos \theta(t) \sin \alpha(t) dt + \frac{1}{T} \int_{t_{\text{salida}}}^T G \cos \beta A f_s \eta \cos \theta(t) \sin \alpha(t) dt \\ &= \frac{2}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} G \cos \beta A f_s \eta \cos \theta(t) \sin \alpha(t) dt \\ &= \frac{2G \cos \beta A f_s \eta f_g}{T} \int_0^{t_{\text{entrada}}} \cos(n \cdot t) dt = \frac{2G \cos \beta A f_s \eta f_g}{T} \left(\frac{\sin(n \cdot t_{\text{entrada}})}{n} \right), \end{aligned} \quad (3.6)$$

donde $\alpha(t)$ hace referencia a la posición del satélite dentro de su órbita, y n representa su velocidad angular media.

Haciendo uso de las expresiones (3.4), (3.5), y (3.6), se puede estimar qué configuraciones podrían resultar adecuadas y cuáles no lo serían. Para corroborar los resultados analíticos, posteriormente se realiza una simulación más compleja, donde se realiza el cálculo del ángulo relativo entre el sol y los paneles solares, haciendo uso de matrices de rotación, como las indicadas en la expresión (3.7).

$$\{y_l\} = \begin{bmatrix} \cos(\beta) & \sin(\beta) & 0 \\ -\sin(\beta) & \cos(\beta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & 0 & \sin(\alpha) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\alpha) & 0 & \cos(\alpha) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) \\ 0 & \sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ \pm 1 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (3.7)$$

donde α y β son los ángulos representados en la Figura 3.13 y γ representa el giro de *spin* del satélite (si lo hubiese). Además, posteriormente se ha aplicado un *coseno de Kelly*, definido en [12].

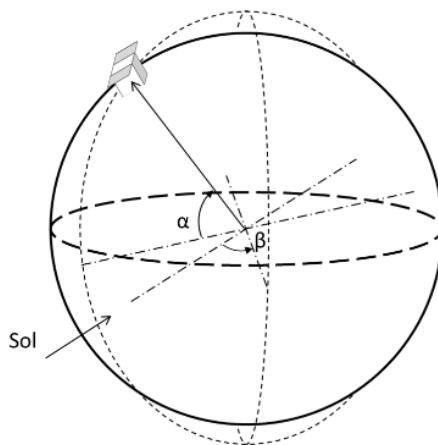


Figura 3.13. Se representan los ángulos que definen los movimientos orbitales. β es el ángulo que forman el plano orbital y el Sol; y α representa la anomalía verdadera [2]

Una explicación más detallada de este procedimiento se puede encontrar en [12].

3.2.4. Resultados de las distintas configuraciones

En concreto se han estudiado dos configuraciones. La primera corresponde a la opción más clásica de incorporar paneles solares en las caras laterales. La segunda configuración incorpora paneles solares desplegables. Un esquema de estas configuraciones puede encontrarse en la Figura 3.14.

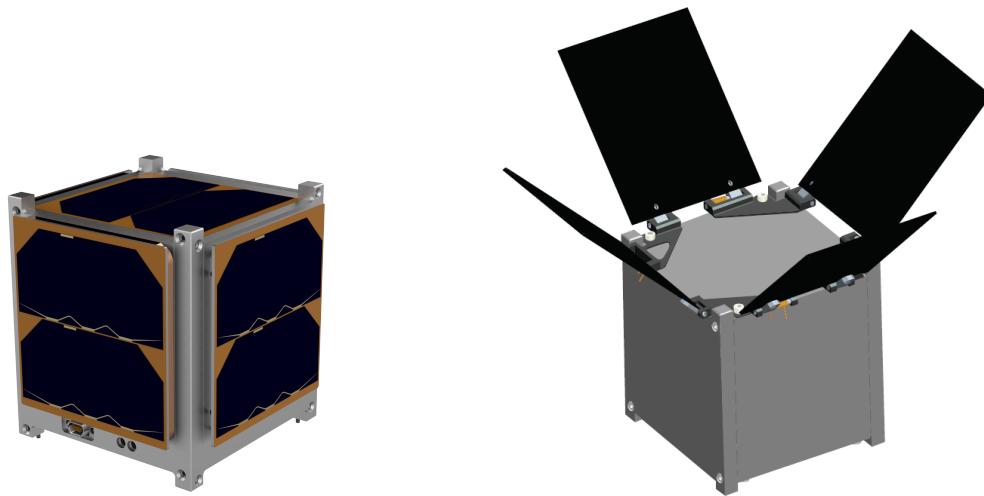


Figura 3.14. Esquema de las dos configuraciones estudiadas. Izquierda: configuración 1, con paneles solares fijos en las caras laterales. Derecha: configuración 2, con paneles solares desplegables [3].

3.2.4.1. Configuración 1

Al tratarse de un CubeSat, la opción más sencilla es que los paneles estén situados en las caras de la plataforma. Sin embargo esta configuración presenta el problema de que el área de paneles solares es relativamente baja. Los resultados muestran que para una órbita helio-síncrona de mediodía no se alcanza la potencia media por órbita necesaria. Esta configuración se ha estudiado también para otras variantes de la órbita helio-síncrona. Se han probado distintas alturas y distintas horas de paso local. Los resultados se recogen en la Tabla 3.2

Tabla 3.2.

Resultados de la potencia media extraída de los paneles solares (eficiencia = 28 %, $G = 1370 \text{ W/m}^2$), para la configuración 1

Parámetros	Potencia media [W]	
	Analítica	Simulada
h=450 km; LAN12	1.74	1.71
h=500 km; LAN12	1.76	1.73
h=600 km; LAN12	1.78	1.76
h=450 km; LAN10	2.52	2.47
h=500 km; LAN10	2.54	2.49
h=600 km; LAN10	2.59	2.53

A la vista de los datos obtenidos, esta configuración no parece adecuada por varios motivos. En primer lugar, se especifica (si bien, no como un requisito) que la órbita sea helio-síncrono de mediodía (LAN12). Estas órbitas no cumplen en ningún caso el requisito de potencia. Así mismo, relajando un poco la cuestión de la hora de paso por el nodo ascendente, los resultados mejoran y encontramos que algunas configuraciones podrían valer, muy cercanos al límite establecido por el requisito. Sin embargo, hay que tener en cuenta que son valores aproximados, calculados realizando algunas simplificaciones, por lo que presentarán un cierto error. En base a esto, con un resultado tan justo, no se podría asegurar el cumplimiento del requisito. Además, ya que no se especifica claramente si parte de los 2.5 W van para la carga de la batería, se debe tener en cuenta que la potencia media debe ser algo superior para tener en cuenta dicha carga. Con los valores del análisis, esto sería complicado.

3.2.4.2. Configuración 2

Esta configuración consiste en incluir paneles solares desplegables, de tal forma que el área de paneles solares expuestas a la radiación es mayor y, por tanto, se extrae más potencia. Las células solares de cada panel desplegable se conectan en serie (es decir, dos células en serie), y los cuatro paneles solares desplegables se conectan en paralelo. En este caso, los resultados se muestran en la Tabla 3.3.

Tabla 3.3.

Resultados de la potencia media extraída de los paneles solares (eficiencia = 28 %, $G = 1360 \text{ W/m}^2$), para la configuración 2.

Parámetros	Potencia media [W]	
	Analítica	Simulada
$h=450 \text{ km; LAN12}$	2.91	2.93
$h=500 \text{ km; LAN12}$	2.91	2.93
$h=600 \text{ km; LAN12}$	2.91	2.93

Se aprecia claramente cómo, dado que en este caso, los paneles no producen potencia cuando el ángulo de incidencia es menor a 30° (se ha aplicado un *coseno de Kelly*), el tiempo de eclipse (y por consiguiente, la altura) no es un factor que afecte a la potencia media generada, de ahí que los resultados sean los mismos.

Se observa como, en este caso, el requisito de potencia se cumple sin ningún problema, dejando un cierto margen para la carga de la batería. Además la configuración deja cierto margen para modifica-

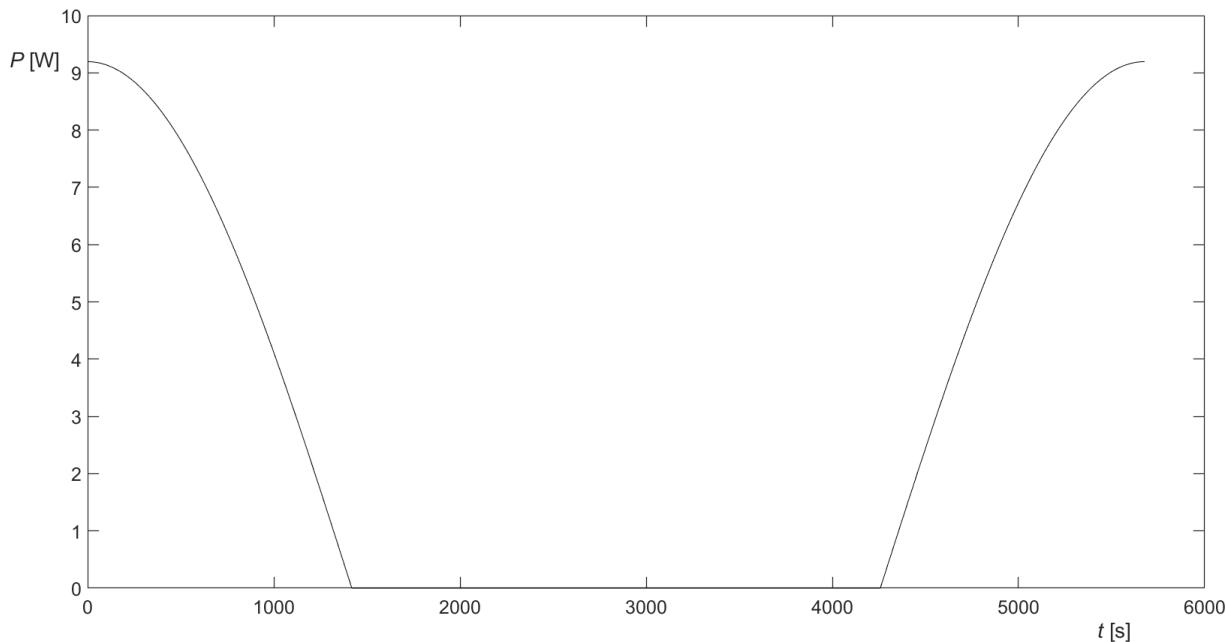


Figura 3.15. Potencia generada por los paneles en cada punto de la órbita.

ciones, dejando abierta la posibilidad de incluir más paneles en otros sitios si fuese necesario extraer más potencia. Por contra, esta configuración añade complejidad a la plataforma, ya que supone incluir un mecanismo para la apertura de los paneles. Así mismo, hay poco aprovechamiento de la radiación solar, ya que se produce mucha potencia en una parte de la órbita, pero en otra no se produce nada. Este efecto se puede observar en la Figura 3.15.

3.2.5. Batería

Las baterías son dispositivos formados por una o más celdas electroquímicas que convierte energía química en energía eléctrica [2]. Las baterías pueden ir conectadas en serie, para incrementar el voltaje, o en paralelo, para incrementar la corriente. Las baterías seleccionadas son las Samsung INR18650-29E, con la que los alumnos estarán familiarizados de otras asignaturas, y cuyas principales propiedades se recogen en la Tabla 3.4. Habrá que tener en cuenta, por tanto, las necesidades de la carga de pago para dimensionar la batería.

En este caso, se va a dimensionar con la peor situación, que sería en eclipse, con la carga de pago consumiendo los 2.5 W y que se esté produciendo un enlace de comunicación, con otros 2 W añadidos durante 10 min. Es decir, teniendo en cuenta el tiempo de eclipse de 29 min (especificado en la Subsección 3.2.1), el satélite debería alimentar con 4.5 W durante 10 min (por comunicaciones y carga

Tabla 3.4. Características de la batería INR18650-29E [4].

Typical Capacity	2850 mAh	
Nominal Voltage	3.65 V	
Charge Condition	Max current Voltage	2750 mA 4.2 V
Discharge Condition	Max current Cut-Off Voltage	2750 mA 2.5 V
Operating Temperature	Charge Discharge	0 to 45 °C -20 to 60 °C
Weight	48 g	
Dimension	Diameter Height	18.40 mm 65.00 mm

de pago), y con 2.5 W durante 19 min. Esto supone una energía durante el eclipse de aproximadamente 1.54 Wh, a 3.65 V (Tabla 3.4), por lo que la capacidad mínima de la batería necesaria sería de 417 mAh. No obstante, para tener en cuenta el posible desgaste de la batería, se puede considerar un factor de profundidad de descarga (*DoD*), aplicando la expresión que se propone en [13]:

$$C_i = \frac{C}{DoD}, \quad (3.8)$$

donde C_i es la capacidad ideal, C es la capacidad mínima, y *DoD* la profundidad de descarga. Algunos valores típicos para órbitas LEO del *DoD* están en torno al 30% [14], lo cual nos establece una capacidad para la batería de aproximadamente 1390 mAh.

Por tanto, para el diseño preliminar se van a seleccionar dos baterías INR18650-29E, para asegurar un correcto funcionamiento, con una capacidad cada una de 2850 mAh, colocadas en serie, lo cual doblará el voltaje del bus.

3.2.6. Conexión paneles solares/batería

Otro aspecto importante es el sistema de regulación de potencia para evitar que la batería o los sistemas se dañen por un mal control de la potencia de los paneles. Dos de las principales técnicas son: *Direct Energy Transfer* (TEF) y *Maximum Power Point Tracker* (MPPT).

La arquitectura DET son sistemas que disipan el exceso de potencia, típicamente usando resistencias para mantener el bus a un voltaje adecuado [15]. Por otro lado, la arquitectura MPPT extrae la potencia que necesita, en concreto, permite mantener la operación del panel solar en su punto de máxima potencia.

Debido a que la potencia necesaria es un requisito muy restrictivo en este análisis, se va a optar por la configuración con MPPT, ya que permite operar en el punto de máxima potencia.

3.2.7. Distribución de la potencia

El último punto del dimensionado del sistema de potencia es la distribución de la energía a los distintos componentes. Dado que todos los componentes del resto de subsistemas trabajan a 3.3 V, y las baterías estaban en serie (por lo que el voltaje de la batería serían 7.3 V) se empleará únicamente un conversor DC/DC, en concreto, se ha escogido el conversor LT3693 de la compañía *Linear Technologies*.

Finalmente, en la Tabla 3.5, se presenta un presupuesto aproximado de potencias a bordo del CubeSat, quedando disponible para la carga de pago una potencia de 1.7 W.

Tabla 3.5. Presupuesto de potencia de los distintos componentes.

	Potencia [W]	Voltaje [V]	Cantidad	Porcentaje en funcionamiento [%]	Total [W]	Fuente
PAYOUT						
Payload		N/A	1	100	0	
COMUNICACIONES						
Antena	0.004	3.3	1	10	0.0004	[16]
Transceiver	1	3.3	1	10	0.1	[17]
ADCS						
Sensor de Nadir	0.0005		1	100	0.0005	[18]
IMU (Magnetómetro (3-axis) + 6DOF	0.0005	2.16-3.6	1	100	0.0005	[19]
Rueda de Reacción	0.1500	3-6	3	30	0.1350	[20]
Magnetopar	0.1200	2-7	3	30	0.1080	[21]
On-board Data Handling						
ADC	0.0005	3.3	3			[22]
Raspberry Pi Zero	0.4	3.3	1	100	0.4	[23]
POTENCIA						
Elementos sistema potencia	0.05		1	100	0.05	[24]
TOTAL PLATAFORMA						
Margen					0.79438	
					1.70562	

3.3. Subsistema de determinación y control de actitud

El Subsistema de Determinación y Control de Actitud (ADCS) se encarga de determinar, estabilizar y controlar la orientación del satélite. Para ello, utiliza sensores con el fin de obtener información sobre la posición y actitud, así como actuadores para controlar la orientación deseada.

Para el diseño del ADCS, se consideran las necesidades impuestas por la carga de pago. Por lo tanto, se deben identificar los requisitos de la misión relevantes para este sistema. Estos requisitos son: **R.ADCS-01** y **R.ADCS-02**, y especifican tanto el número de sensores y actuadores con los que debe contar el CubeSat de 1U que se está diseñando, así como los requisitos de apuntamiento del nanosatélite. Respecto a este requisito, esta misión requiere una precisión de apuntamiento a Nadir de una de las caras del satélite con un error menor de 5° . Junto con los requisitos establecidos, hay varias limitaciones de la misión que afectan al diseño del ADCS, a saber, tamaño, masa, potencia, volumen, entorno espacial, vida útil y coste. Se considera también, que como para cumplir el requisito **R.ADCS-02** se debe apuntar a Nadir, esto supone que el vehículo deba rotar alrededor de su eje normal a la órbita una vez por órbita. Todos estos aspectos se tendrán en cuenta a fin de proporcionar un diseño del ADCS adecuado para esta misión.

Una vez establecidos los requisitos y las limitaciones, el proceso de diseño del ADCS comenzará con la estimación de las perturbaciones a las que se somete el nanosatélite, así como su magnitud. Esto dependerá del entorno espacial, que a su vez está determinado por la órbita operativa. Por lo tanto, los parámetros orbitales proporcionados por el subsistema de análisis de misión definirán la magnitud del par que los actuadores deben compensar.

A continuación, se selecciona el método de determinación y control de actitud y se lleva a cabo una búsqueda sobre el ADCS utilizado en misiones similares, con el fin de familiarizarse con los componentes de uso común y su aplicabilidad en CubeSats de 1U usados como plataforma educacional. Una vez obtenida esta información, se sopesan diferentes posibilidades para la definición de lADCS mediante un análisis comparativo, en el que se evalúa minuciosamente la idoneidad de cada componente para la misión, teniendo en consideración el uso como plataforma educacional del nanosatélite. Finalmente, se pasa a la selección del hardware.

3.3.1. Perturbaciones orbitales

El ADCS se encarga de medir y contrarrestar el efecto de las perturbaciones externas e internas que encontrará el satélite a lo largo de su trayectoria orbital. Estos tendrán un impacto en el control de actitud del satélite y, por lo tanto, el éxito de la misión dependerá de que el ADCS sea capaz de contrarrestar tales perturbaciones, que a su vez, requerirá que se cuantifiquen sus magnitudes correctamente. Dado que el ADCS debe ser capaz de manejar el control del satélite en todo momento, se considerarán los casos más extremos, y dado que la mayoría de las perturbaciones disminuyen con la altitud, para las estimaciones se utilizarán los valores del periapsis de la órbita. Además, se estimará el par de perturbación total del vehículo, que será la suma de todas las perturbaciones, ya que será el factor de dimensionamiento clave para el sistema [5].

Generalmente, se asigna un mayor peso al análisis de las perturbaciones externas, en lugar de las internas, ya que estas tienen un efecto continuo sobre el momento angular del satélite [5]. Tales perturbaciones, en la órbita elegida para el CubeSat, se originan principalmente en cuatro fenómenos: el par del gradiente de gravedad, la presión de radiación solar (SRP), que depende de la actividad solar, el par de resistencia aerodinámica, que es el más significativo para órbitas por debajo de 500 km, y el par dipolo magnético residual de satélite. Esta se resume en la Tabla 3.6.

Tabla 3.6. Fuentes de perturbaciones externas [5].

Fuente	Dependencia de la distancia de la tierra	Región donde es dominante
Gradiente de gravedad	$1/r^3$	500 - 35 000 km
Radiación solar	Independiente	Espacio interplanetario
Resistencia aerodinámica	$e^{-\alpha r}$	< 500 km
Dipolo magnético residual	$1/r^3$	500 - 35 000 km

Las perturbaciones internas, por otro lado, se originan en los componentes del satélite, resultando en momentos de torsión debidos a la fricción de la rueda de reacción, maquinaria en movimiento o salpicaduras de líquidos, entre otros factores [25]. Como el satélite tendrá partes móviles mínimas y ningún depósito de combustible, el efecto de tales perturbaciones será insignificante en un primer análisis. En consecuencia, esta sección se centrará principalmente en las perturbaciones externas que encontrará el satélite a lo largo de su trayectoria orbital. Las ecuaciones y los términos involucrados para la estimación de cada par de perturbación se presentan en el Anexo A.

3.3.1.1. Dimensionamiento de las perturbaciones

Los resultados del análisis de cuantificación de perturbaciones se presentan en esta sub-sección. Como se ve en la Tabla 3.7, el par total máximo que se estima que encontrará el ADCS es 19.8 mN · mm. Cabe destacar que este análisis es muy preliminar ya que no tiene en cuenta elementos como la carga de pago, por lo que durante las fases de desarrollo posteriores se deberá llevar a cabo análisis de dimensionamiento de perturbaciones más detallados.

Tabla 3.7. Par de perturbación estimado

Par de perturbación	Par [mN · mm]
Par gradiente de gravedad	$4.15 \cdot 10^{-6}$
Par presión solar	$1.35 \cdot 10^{-1}$
Par resistencia aerodinámica	$2.19 \cdot 10^{-3}$
Par campo magnético	$1.96 \cdot 10^1$
Par total	19.8

3.3.2. ADCS *trade off analysis*

Antes de proceder a la selección de componentes, se lleva a cabo un *trade-off analysis* para elegir las opciones más adecuadas para esta misión. De acuerdo con los requisitos de la misión, la precisión no será un factor determinante, como si lo serán el peso, el tamaño, el consumo de energía y la disponibilidad de los componentes. Además, se tienen en cuenta las magnitudes estimadas de los pares de perturbación para seleccionar un sistema de actuador que sea capaz de contrarrestarlos.

3.3.2.1. Determinación de actitud

Hay dos categorías de sensores: sensores de referencia y sensores inerciales. Estos últimos pueden tomar medidas continuas ya que no son interrumpidos por los eclipses, pero requieren correcciones de actitud o calibración por parte de los sensores de referencia. Por lo general, se aplica una combinación de ambos tipos de sensores. Los sensores que se analizarán a continuación son: sensores solares, sensores terrestres, giroscopios y acelerómetros, magnetómetros y GNSS / GPS [26].

Sensores solares: proporcionan una buena referencia de actitud al orbitar la Tierra, debido a la alta luminosidad del Sol y su pequeño tamaño aparente. Estos sensores pueden proporcionar una precisión adecuada para esta misión, con el inconveniente de que las mediciones pueden ser ambiguas si la luz

solar entrante se encuentra a lo largo de la generatriz del cono de visión. No obstante, este problema se aborda con éxito colocando un sensor solar en cada cara del satélite, es decir, seis sensores solares.

Sensores infrarrojos de horizonte terrestre: estos sensores toman el horizonte de la Tierra como dirección de referencia para determinar la orientación del satélite. Este tipo de sensores son baratos y su rendimiento mejora en LEO, aunque generalmente proporcionan poca precisión para aplicaciones con requisitos exigentes, pero no es el caso de esta misión. El horizonte se detecta cuando el campo de visión del sensor está parcialmente obstruido por la Tierra. Cada sensor terrestre mide la actitud del satélite en relación con su eje. Para la lectura de la actitud de cabeceo y balanceo, se requieren dos sensores montados a 90° de distancia alrededor del eje de giro del vehículo. Cada sensor se coloca de manera que los bordes inferiores de sus campos sobresalgan 10° por debajo del horizonte nominal de la tierra en la altitud de la órbita. La salida de cada sensor es un voltaje proporcional a la irradiancia de la tierra multiplicada por el ángulo sólido subtendido por la tierra en el campo de visión (FOV) de ese detector. Muchos sistemas de detección de horizonte basados en termopiles incluyen ópticas para reducir el campo de visión (FOV), lo que reduce la probabilidad de interferencia del Sol y la Luna [27].

Como los **magnetómetros** operan con el campo magnético de la Tierra, su actuación depende de la distancia a la Tierra. Por esta razón, estos sensores son especialmente efectivos en LEO. Además, su peso, tamaño, simplicidad y precio hacen de estos sensores una opción atractiva para determinar la actitud. Sin embargo, se deben tener en cuenta dos aspectos. El primero es que el campo magnético de la Tierra tiene varias perturbaciones y no actúa igual dependiendo de la región donde se encuentre el satélite. En consecuencia, los magnetómetros proporcionan mediciones aproximadas y se usan comúnmente en combinación con otros sensores. El segundo aspecto es que estos sensores son muy sensibles al ruido que podrían generar otros subsistemas, por lo que es necesario ubicarlos lo más lejos posible de cualquier fuente de ruido [26]. Aún así, dados los requisitos de apuntamiento a Nadir de esta misión, los magnetómetros son especialmente interesantes para su misión, además, se pueden construir a partir de componentes básicos, lo que presenta oportunidades para el uso del nanosatélite como plataforma educativa.

Inertial Measurement Unit (IMU): Unidad de control que cuenta tanto con giroscopios, que pueden contar con un alto rendimiento, pero tiende a desviarse y necesitan calibración cada poco tiempo, es por eso que a menudo se usan en combinación con acelerómetros, conformando una IMU, que permite mediciones auténticas de la orientación y posición del satélite. Son independientes del entorno y pueden llegar a tener precisiones muy elevadas. Cabe destacar que estos componentes son

especialmente interesantes para esta misión dado su bajo tamaño y bajo precio para componentes de precisión moderada. Existen una gran cantidad de proyectos que emplean una Raspberry Pi o Arduino en conjunto con dispositivos IMU de bajo precio tales como el MPU-6050 [28], así como una gran cantidad de librerías en C++ para su uso a través de los puertos I2C del computador [29].

Los sensores antes mencionados proporcionan información sobre la actitud del satélite, pero la posición permanecería desconocida. Las señales **GNSS / GPS** [30] se pueden utilizar tanto para la determinación de la posición como de la actitud, pero no son necesarios para esta misión. Por otro lado, en este estudio no se incluye información de otros sensores como los *star trackers* ya que dado su precio y características, no se consideran para los propósitos de esta misión.

3.3.2.2. Control de actitud

Habiendo establecido los requisitos del ADCS y las perturbaciones externas que actúan sobre la nave espacial, se debe seleccionar el método de control de actitud. Se evaluarán tres técnicas diferentes: gradiente de gravedad, que proporciona una precisión de apuntamiento de ($\sim 5^\circ$) alrededor del eje de Nadir, estabilización de giro y estabilización de momento cero en 3 ejes [5].

Los actuadores deben poder contrarrestar las perturbaciones externas con la precisión necesaria para mantener la orientación adecuada. También se pueden dividir en tipos inerciales y no inerciales. Entre los tipos inerciales, solo se considerarán las ruedas de reacción. Las ruedas de momento se descartan debido a que se ha seleccionado el método de control de momento cero, y los *control moment gyroscopes* (CMG) son innecesarios para un vehículo tan pequeño. Los actuadores no inerciales son tales como propulsores y magnetopares [26].

Ruedas de reacción se utilizan ampliamente para ajustar con precisión el apuntamiento del satélite. Sin embargo, requieren de otro actuador para los casos en los que hay riesgo de saturar las ruedas de reacción [26]. Para ello se pueden emplear magnetopares. Se requiere un mínimo de tres ruedas no coplanares para un control total de tres ejes. Para reducir el riesgo de falla, generalmente se agrega una cuarta rueda redundante en una configuración sesgada. También es posible adoptar una configuración con cuatro ruedas fuera del eje, en la que se maximiza la redundancia. Para el caso de un CubeSat de 1U se considera el uso de 3 ruedas pequeñas para el control en los tres ejes, o de una en el caso de que no hubiese espacio suficiente.

Magnetopares: generalmente se aplican en LEO por la misma razón que los magnetómetros. Además, su utilidad disminuye con la altitud a medida que el campo magnético es más débil. Estos

actuadores no requieren ningún propulsor, exigen niveles de potencia muy limitados y tienen una vida útil ilimitada, además, dado a su simplicidad y al no contar con partes móviles, resulta especialmente interesante para esta misión. Por lo general, se utilizan tres pares magnéticos para el control de actitud en los tres ejes o para la descarga del momento angular. Una característica a la que se debe prestar atención es que los magnetopares no pueden producir un componente de par en la dirección del campo local. En una órbita polar, este problema no implica ninguna limitación en el control de actitud ya que se puede lograr cualquier dirección en algún punto alrededor de la órbita. Sin embargo, las órbitas ecuatoriales pueden encontrar algunas limitaciones porque las líneas de campo siempre están en la misma dirección (norte-sur) [5]. Sin embargo, dada la órbita de esta misión, este efecto se considera insignificante.

3.3.2.3. Herencia de diseños del ADCS

Esta sección cubre las configuraciones de ADCS utilizadas por satélites similares para obtener información sobre los componentes probados en vuelo que se utilizan para los CubeSats de 1U. La información que se recopiló a través del análisis del diseño del patrimonio se presenta en las tablas a continuación.

Tabla 3.8. ADCS empleados en misiones similares.

	ArduSAT [31]	Delfi-n3Xt [32]	MicroMAS-1 [33]
Unidades CubeSat	1U	3U	3U
Control	3-ejes	3-ejes	3-ejes
Precisión de apuntamiento	$\pm 5^\circ$	$\pm 5^\circ$	$\pm 0.1^\circ$
Determinación de actitud	Acelerómetro (ADXL345), Giroscopio (ITG-3200), Magnetómetro (MAG3110)	Sensores solares, IMU, Magnetómetro	Sensores de Nadir, IMU, Magnetómetro
Control de Actitud	Magnetopares	Ruedas de reacción, Magnetopares	Ruedas de reacción, Magnetopares
Órbita	LEO	LEO	LEO

3.3.3. Selección de componentes del ADCS

De acuerdo al requisito **R.ADCS-01** se deben seleccionar 2 tipos de sensores y 2 tipos de actuadores. En la Tabla 3.9 y 3.10 se muestran los componentes escogidos para este subsistema, así como su tamaño, masa, potencia y coste estimado.

Tabla 3.9. Características de los sensores y actuadores escogidos para el ADCS de la misión.

Tipo	Nº	Componentes	Modelo	Tamaño [mm ³]	Masa [g]	Potencia [mW]	Coste estimado [€]
Sensores	5	Termopila	TPD1T0214	9.3[φ]x17.4	1	0	13.27
	1	PCB	N/A	10x10x1	2.5	0.5	N/A
	1	Giroscopio (triaxial), acelerómetro (triaxial), magnetómetro (triaxial)	GY-91 (MPU9250)	11.5x6x1	2	0.36	13.61
Actuadores	3	BDC Motor	Faulhaber 1202 004 BH	20[φ]x2	6	150	90
	3	PCB	N/A	13.4x13.4x4.5	2.242	0.5	N/A
	3	Rueda	N/A	20[φ]x2	10	0	N/A
	2	Magnetopar impreso	N/A	90x90	2	120	N/A

Tabla 3.10. Características de los sensores y actuadores escogidos para el ADCS de la misión.

Tipo	Nº	Componentes	Precisión [deg]	Puerto	Señal	Potencial de entrada [V]	Rango de Temperaturas [°C]	Herencia
Sensores	5	Termopila	5	N/A	Analógica	0	-40 - +100	MicroMAS
	1	PCB	N/A	I2C	Analógica	3 - 5	-30 - +85	
	1	Giroscopio (triaxial), acelerómetro (triaxial), magnetómetro (triaxial)	N/A	I2C	Analógica	3 - 5	-30 - +85	
Actuadores	3	BDC Motor		I2C	Digital	3.3 - 6	-30 - 85	Delfi-n3Xt
	3	PCB		I2C	Digital	3 - 5	-30 - +85	
	3	Rueda		N/A	N/A	N/A	N/A	
	2	Magnetopar impreso		I2C	Digital	2 - 7	-40 - 75	iCube, AraMiS

Para la **determinación de actitud** se decide emplear un **sensor de Nadir**, específicamente un sensor de infrarrojos de horizonte terrestre. Se escoge este tipo de sensor dadas las características de la misión y la posibilidad de diseñarlo y fabricarlo, con relativa facilidad, lo que podría emplearse para reforzar el uso del CubeSat como plataforma educativa. Se propone un diseño en el que se emplean termopilas, que consisten en varios termopares conectados en serie. Estos convierten las diferencias de temperatura en voltaje. Esto significa que las termopilas son sensores pasivos y no requieren ningún voltaje de entrada [18]. Para lograr una medición de temperatura precisa, se debe conocer la temperatura de la unión fría y la carcasa del sensor. Varios tipos de termopilas tienen opciones para incluir

esta medición a través de un termistor integrado [34]. En un estudio de AeroAstro, en el MIT, [35] se propuso un diseño similar basado en termopilas del modelo TPD1T0214. Este componente está disponible por alrededor de 13 euros y se puede comprar a través de [?]. Aunque el diseño de este componente este fuera del alcance de este estudio, se propone un diseño preliminar con 5 termopilas conectadas a una PCB que se comunique a través de un puerto I2C con el OBC. En la Figura 3.16 se muestra la configuración propuesta para este sensor. Cabe destacar que un estudio más detallado es necesario para este componente, por lo que se propone que se lleve a cabo como una actividad educativa.

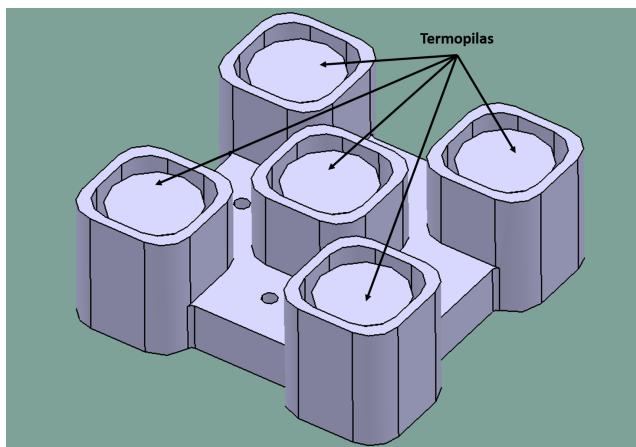


Figura 3.16. Modelo CAD del diseño del sensor de Nadir propuesto. Consta de 5 termopilas, cubiertas con una óptica, y conectadas a una placa PCB.

El segundo componente del subsistema de determinación de actitud es una **IMU**. El componente escogido, el GY-91 MPU9250, consta tanto de un giroscopio y un acelerómetro tri-axial, como con un magnetómetro tri-axial. Este componente tiene un precio cercano a los 13 euros y puede comprarse a través de [19]. Se escoge este modelo sobre el MPU6250, ya que el poder contar con un magnetómetro incorporado en la placa de la IMU puede ser de gran ayuda para la misión si se tiene en cuenta que este tipo de sensores requieren ser calibrados frecuentemente, y el otro sensor con el que se cuenta, el de Nadir, podría no funcionar como es esperado dada su fabricación a partir de componentes básicos como termopilas. Por estos motivos, y dado que tiene una masa, unas dimensiones, un precio y un consumo de potencia similar, se decide emplear este modelo de IMU. Por otro lado, tiene una gran cantidad de librerías para C++ disponibles de forma libre [28], lo que fomentaría su uso en proyectos y actividades educativas.

Para el **control de actitud** se decide emplear 2 magnetopares y 3 ruedas de reacción. El tipo de **magnetopar** escogido es un magnetopar impreso. Este tipo de actuadores se imprimen en los paneles del CubeSat, empleando la misma tecnología que para el desarrollo de una PCB. Este diseño

no requiere espacio adicional ya que las trazas están incorporadas en las capas internas de la placa. Esta placa ha de ser diseñada estudiando parámetros tales como las dimensiones de las trazas de cobre externas e internas, el ancho de la traza, la distancia entre dos trazas adyacentes y realizando un análisis del consumo de energía frente al par generado, por lo que se podría proponer un proyecto educativo con este fin. Las trazas de cobre de la bobina del magnetopar se imprimen en la capa interna de la placa de circuito impreso (PCB) [21]. Esta es la mejor opción para el control de actitud y la estabilización de nanosatélites cuando la misión no tiene requisitos exigentes en término del par que han de inducir los actuadores, y en cambio, se requiere un bajo consumo de energía. Finalmente se decide incorporar estos magnetopares a dos caras ortogonales del satélite, con lo que se consigue el control de actitud en dos ejes a través de este actuador [21].

Por otro lado se decide emplear 3 **ruedas de reacción**, fabricadas completamente a través de componentes COTS, y que permitan que tanto su diseño, como su fabricación e integración en el CubeSat se pueda llevar a cabo a través de proyectos de índole educativa. Para ello el diseño se basa en el empleado en el Delfi-n3Xt [20], un CubeSat de 3U fabricado por estudiantes de la Universidad de Delft, en Holanda. El diseño propuesto se muestra en la Figura 3.17.

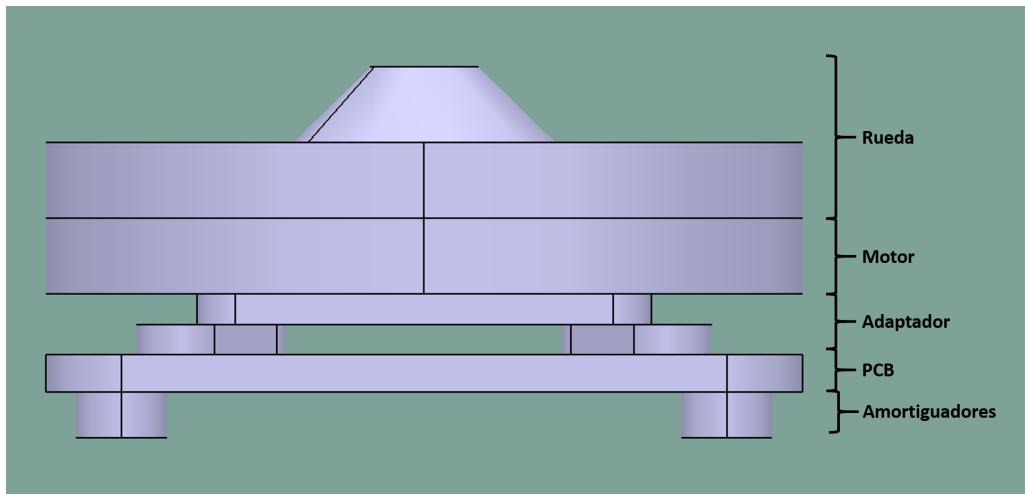


Figura 3.17. Modelo CAD del diseño del montaje de las ruedas de reacción. Se muestran los 5 elementos que lo componen: la rueda, el motor, el adaptador, la PCB y los amortiguadores.

En la Figura 3.17 se observa que las ruedas de reacción están compuestas por varios componentes, estos son:

- *Brushless DC motor*: motor eléctrico Faulhaber 1202 004 BH [36]. Este motor presenta unas características de gran interés para su uso en CubeSats ya que cuenta con una altura de solo 2 mm, teniendo un diámetro de 20 mm. Este modelo se empleó en el Delfi-n3Xt y tiene un

precio que ronda los 90 euros. Hay que tener en cuenta que los motores *brushless* requieren de un controlador, *electrical speed controller* (ESC) para controlar su velocidad de giro así como su dirección.

- Rueda de reacción: se propone que las ruedas de reacción se diseñen a través de proyectos educativos y se fabriquen en un material como, por ejemplo, Aluminio, ya sea a través de la propia institución educativa o a través de un fabricante externo. El diseño de esta rueda tiene que tener en cuenta que esta sea capaz de proporcionar el par necesario para compensar por las perturbaciones y orientar el satélite.
- Adaptador: se diseña una estructura para el montaje del motor a unos PCB del controlador.
- PCB que contiene el circuito controlador para el motor: se propone que el diseño de la PCB se lleve a cabo a través de un proyecto educativo, ya que su diseño es posible a empleando programas de *software* específicos al diseño de PCBs, y existen un gran número de fabricantes disponibles.
- Amortiguadores: se propone el uso de unos *dampers* para absorber parte de las vibraciones generadas por el movimiento de la rueda de inercia y que estas no se transmitan al resto de la estructura.

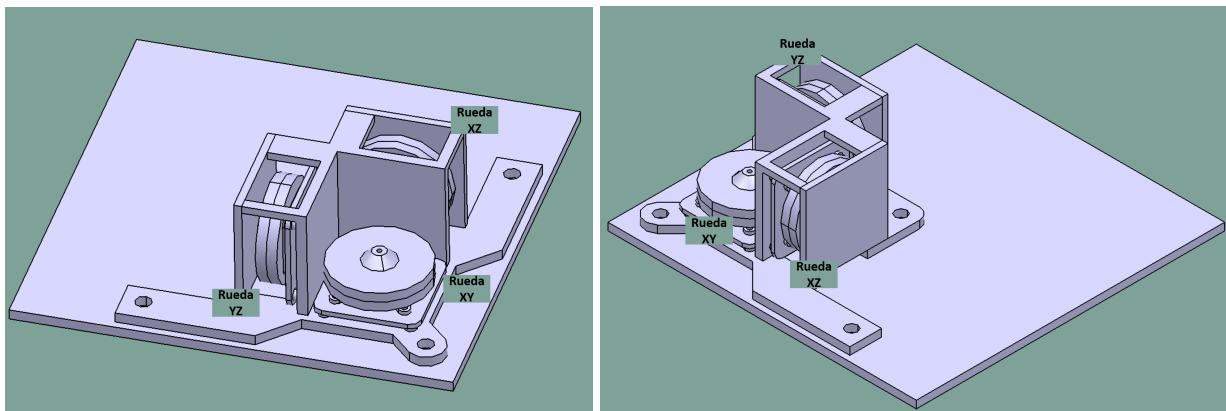


Figura 3.18. Modelo CAD del diseño del montaje de las ruedas de reacción en la bandeja del nanosatélite.

Con el fin de facilitar la integración de las 3 ruedas de reacción en la estructura del satélite, se ha diseñado una estructura secundaria, que se muestra en la Figura 3.18. Esta estructura tiene como objetivo soportar las cargas a las que se someta el vehículo, así como de repartir las vibraciones provocadas por los partes móviles de estos actuadores.

Cabe destacar, que debido a la naturaleza del diseño de los sensores propuestos, compuesto enteramente por componentes COTS, las incertidumbres en las actuaciones de los sensores y de su capacidad para funcionar en un entorno espacial, se propone una tercera opción para el subsistema de determinación de actitud. Este consiste en el uso de otro componente COTS, un magnetómetro tri-axial fabricado por Honeywell GY-271 modelo HMC5883L. Este modelo fue considerado para un proyecto de CubeSat de la NASA [37].

Finalmente, en la Tabla 3.11 se muestra un resumen general de las características del ADCS propuesto para esta misión.

Tabla 3.11. Resumen de las características generales del ADCS propuesto.

Subsistema	Masa [g]	Potencia [mW]	Precio [€]	Rango de Temperaturas [°C]
ADCS	86	692.4	349.96	-30 - +75

3.4. Subsistema de comunicaciones y data handling

3.4.1. Comunicaciones

El Subsistema de Comunicaciones es el encargado de gestionar enviar y recibir todos los datos que entren o salgan del cubesat, estos datos engloban comandos, telemetría, datos generados por la carga de pago, etc. Dentro de la vida de operación de un cubesat, la pérdida del sistema de comunicaciones o un fallo en él origina la pérdida de la misión. Atendiendo a esto, en el diseño y elección de componentes se ha optado por dispositivos con experiencia de vuelo y con niveles de confianza elevados. Este hecho ha repercutido negativamente en el precio, siendo uno de los subsistemas de mayor coste.

No existe ningún requisito formal respecto al diseño de este subsistema, aunque en el enunciado si se menciona que debe operar en la banda de 436 MHz, es decir en la banda UHF. Se ha tomado esto como requisito, aunque no lo sea formalmente, y por ello se ha seleccionado un transceptor y una antena que operen en esta banda de frecuencia. Dado que típicamente se trata de equipos que consumen mucha potencia, se ha decidido intentar también minimizar la potencia consumida por el subsistema, aliviando de este modo el presupuesto de potencias y con el objetivo de disponer de la mayor potencia posible para ponerla a disposición de la carga de pago. Si bien, como ya se ha dicho

este subsistema consume típicamente una gran potencia, también es cierto que sus períodos de operación son típicamente cortos.

Comenzando por la selección del transceptor, se ha seleccionado el modelo Murgas UHF/VHF Transceiver fabricado por la empresa Spacemanic. Se trata de un transceptor con herencia de vuelo capaz de operar tanto en banda UHF como en banda VHF. Es un dispositivo de pequeñas dimensiones que encaja perfectamente en la bandeja estándar de nuestro cubesat y que no ocasiona problemas en el montaje. En lo referente a su consumo, el dispositivo consume 1 W durante el enlace de descarga. En cuanto a su coste, no se ha podido conseguir información al respecto, sin embargo, se ha realizado una estimación basada en otros transceptores similares, resultando en un coste de 2500 €.

En cuanto a la selección de la antena, inicialmente se planteó la búsqueda de una antena en forma de parche por su reducido tamaño. Al comenzar la búsqueda solamente se encontraron antenas de parche que operarán en banda S y en banda X, por tanto, pronto se optó por la búsqueda de una antena desplegable que trabajara en frecuencia UHF y que encajara con el diseño de la estructura. Finalmente se ha decidido seleccionar la antena SXC-AUH-02, fabricada por la empresa Sputnix. En la Figura 3.19 se muestra el modelo CAD de la antena. Se trata de una antena UHF de varillas flexibles, de manera que las varillas que actúan como antena se encuentran plegadas hasta el momento en el que el satélite se despliega. La antena se monta sobre la cara inferior del satélite, la orientada a nadir. Su coste es de 1200 €.

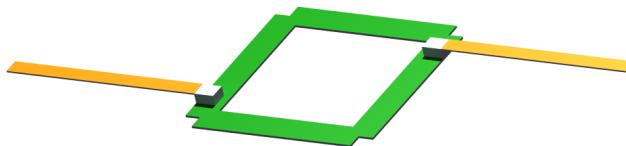


Figura 3.19. Modelo CAD de la antena con hueco para el sensor de nadir.

Tabla 3.12. Resumen de las características generales del subsistema de comunicaciones.

Subsistema	Masa [g]	Potencia [W]	Precio [€]	Rango de Temperaturas [°C]
Comunicaciones	57	1.0005	3700	-40 / +85

3.4.2. Data handling

Otro subsistema vital para la supervivencia del CubeSat y para su funcionamiento es el formado por el ordenador de a bordo (OBC), encargado de gestionar el funcionamiento de todos los demás equipos. En contraposición a las elecciones realizadas para el subsistema de comunicaciones, en este caso desde el principio se ha decidido diseñar un subsistema con componentes baratos que permitan el desarrollo de proyectos educativos que den forma definitiva a este subsistema. Por ello se ha elegido como OBC para este CubeSat una Raspberry Pi Zero, la cual, junto a un conversor analógico digital (ADC) ofrece todas las capacidades que pueda requerir el subsistema de data handling del CubeSat.

Los dos dispositivos que forman el subsistema son baratos, de pequeño tamaño y además ofrecen gran disponibilidad de repuestos ya que su precio no supone un problema. Los dos dispositivos pueden operar a 3.3 V, lo que facilita también el diseño del subsistema de potencia, ya que estos 3.3 V de voltaje de operación están en la línea del resto de componentes del satélite.

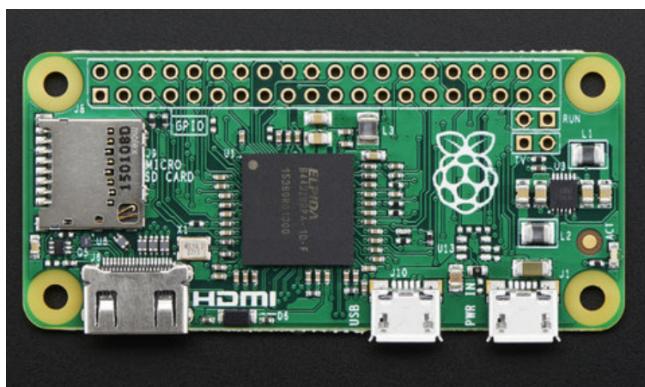


Figura 3.20. Vista frontal de la Raspberry Pi Zero.

Tabla 3.13. Resumen de las características generales de los componentes del subsistema de data handling.

Componente	Masa [g]	Potencia [W]	Precio [€]	Rango de Temperaturas [°C]
Raspberry Pi Zero	9	0.4	5.55	-40 / +85
ADC ADS1115	1.68	0.0005	21.57	-40 / +125

3.5. Carga de pago

En esta sección se realiza el dimensionamiento de la carga de pago, considerando los diseños propuestos para los subsistemas de estructuras, potencia, determinación y control de actitud y comunicaciones y *data handling*, así como la masa y la potencia máxima disponible. De esta forma se llega a que la masa disponible para la carga de pago es aproximadamente 0.53 kg, el volumen disponible es aproximadamente 92 x 96 x 45 mm³ y la potencia disponible es 1.70 W (para un desglose más detallado, consúltese el Anexo B.1). Por lo tanto, se considera que el diseño propuesto es capaz de acomodar una carga de pago ya sea de índole científico o una demostración tecnológica. Se propone que esta carga de pago pueda ser diseñada a través de proyectos educativos.

4. Organización y costes

A continuación, se pretende hacer un desglose de la división de los subsistemas que conforman el CubeSat con cada uno de los componentes y elementos que se han empleado. Para ello, se realiza el árbol de producto que se presenta en Anexo B, en la Sección B.1. En este Anexo también se presenta la Tabla B.1, que muestra el desglose de los elementos que conforman el diseño del satélite propuesto.

Así mismo, se ha realizado un presupuesto inicial, de costes de los diversos componentes, con el objetivo de que el precio de los distintos elementos asegure un bajo presupuesto para la misión. El desglose de costes se muestra en la Figura 4.1.

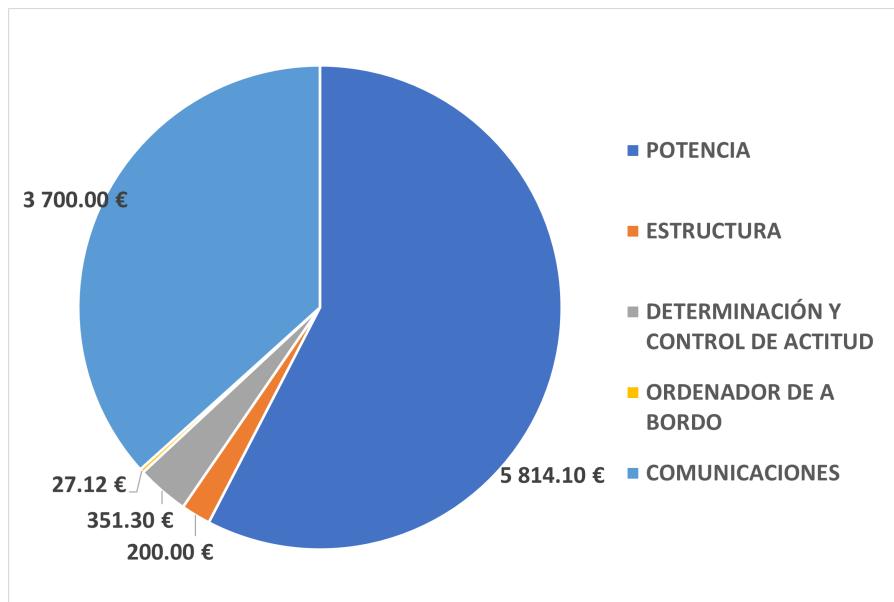


Figura 4.1. Desglose de costes para el proyecto.

El coste total alcanzado es de 10 090.4 €. Esta estructura de costes del proyecto es muy preliminar, y solamente incluye el desglose de los elementos presentados en el árbol del productos a los que deben de añadirse una serie de factores que no se han incluido, como los costes laborales o de instalaciones. El *Cost Breakdown Structure* (CBS) se presenta en el Anexo C.

5. Conclusiones

A lo largo de este estudio, se han ido analizando los distintos subsistemas de un CubeSat 1U de bajo coste para su posible implementación en ámbitos educativos, planteándose un diseño preliminar de la plataforma. Los principales puntos de dicho diseño son los siguientes:

- **Estructuras:** el diseño de este subsistema sigue como base el estándar CubeSat, pero incluye elementos innovadores de gran interés. Se presenta un diseño ideado para un método de fabricación novedoso, la impresión 3D mediante Fused Deposition Modeling (FDM), y para un material poco común para un diseño estructural completo, un plástico PEEK. Esta situación permite realizar un diseño innovador, que pretende reducir en gran medida los costes, y ha enfrentado al equipo con los retos de lograr un subsistema lo más robusto, simple y versátil posible. El resultado conseguido es muy satisfactorio, sin embargo el reducido plazo de diseño ha llevado a que el diseño padezca de los cambios que se han producido. Por ejemplo, el cambio de planteamiento de paneles solares no desplegables a desplegables ha dejado algo obsoleto el planteamiento inicial del montaje, sin embargo ha permitido al equipo llegar a más soluciones innovadoras, como las bisagras integradas con la estructura impresa en 3D. En definitiva, se considera que el diseño de este subsistema presenta soluciones muy interesantes, ha permitido al equipo innovar y enfrentarse a los diferentes problemas del proceso de diseño en un tiempo reducido.
- **Potencia:** probablemente haya sido el subsistema más restrictivo ya que el requisito de potencia era muy exigente. Se analizaron dos configuraciones. La primera configuración analizada, incluía paneles solares en las caras laterales, y en la superior; sin embargo, los resultados indicaban que no se conseguiría cumplir el requisito de potencia. La segunda configuración, incluía cuatro paneles solares desplegables. Esta configuración supone aumentar la complejidad de la estructura, pero permite cumplir con el requisito de potencia. Por tanto, la configuración elegida ha sido la de paneles solares desplegables, que producen una potencia media de aproximadamente 2.9 W por órbita. Los paneles están conectados en paralelo, y las dos células solares de cada panel, en serie. Estos paneles están conectados a dos baterías, que alimentarán el Cube-

Sat cuando se precise de más potencia, o en la zona de eclipse. La conexión entre paneles y baterías emplea una arquitectura MPPT, que permite operar siempre en el punto de máxima potencia. Finalmente, se incluye un conversor DC/DC, con un voltaje de salida de 3.3 V, en el que trabajan los distintos equipos.

- **Comunicaciones:** en el diseño del subsistema de comunicaciones ha supuesto principalmente un trabajo de optimización de potencia en el caso del transceptor y de tamaño en el caso de la antena. La banda de transmisión seleccionada en el enunciado ha condicionado en gran medida las decisiones tomadas, principalmente en cuanto al tipo de antena. Finalmente se ha alcanzado una solución que difiere en cierto modo de la linea de decisiones tomadas en otros subsistemas. Se ha decidido acudir a dispositivos ya probados y de alta confianza, lo que ha repercutido negativamente en el precio.
- **Data handling:** el diseño de este subsistema se ha abordado con especial interés en el carácter educativo de la plataforma que se ha diseñado. Por ello se han seleccionado componentes que no son de calidad espacial y que resultan muy baratos y fácilmente sustituibles, de este modo se pueden realizar diferentes proyectos educativos sin que se alcancen precios prohibitivos. Los elementos seleccionados además han supuesto un ahorro de coste, masa y espacio respecto a propuestas comerciales que se llegaron a plantear en fases muy previas del proyecto.
- **ADCS:** el diseño de este subsistema se ha llevado a cabo de manera que se pueda emplear en todo momento componentes COTS, que cuenten con unas dimensiones, masas y precios reducidos, aún siendo capaces de ofrecer las prestaciones necesarias, cumpliendo el requisito **R.ADCS-02**. Con este fin se ha llevado a cabo un estudio preliminar de las perturbaciones a las que está sometido el vehículo, del que se llega a que el par total de perturbación es de $19.8 \text{ mN} \cdot \text{mm}$. Finalmente, este estudio propone el uso de 2 sensores y 2 actuadores, de acuerdo al requisito **R.ADCS-01**. Los dos sensores propuestos son: un sensor de Nadir, específicamente un sensor de infrarrojos de horizonte terrestre y una unidad IMU, GY-91 MPU9250, que consta tanto de un giroscopio y un acelerómetro triaxial, como con un magnetómetro triaxial. Por otro lado, los actuadores propuestos son tres ruedas de reacción y 2 magnetopares impresos en una PCB en los paneles del CubeSat. Todos los componentes del ADCS emplean el puerto I2C para comunicarse con el OBC. Finalmente cabe destacar que el inconveniente del diseño propuesto radica en la incertidumbre y el riesgo asociados con el diseño de todos los componentes a través de proyectos educativos, tanto en términos de las actuaciones finales de los componentes,

como en su funcionalidad. Aún así, este diseño cuenta con un gran potencial para su uso como plataforma educativa.

En general se concluye que se han cumplido todos los requisitos establecidos, con un diseño que permite realizar el desarrollo del satélite a través de proyectos de índole educativa. Se ha realizado un árbol de producto que contiene información de los paquetes de trabajo que componen el proyecto. Además se ha realizado un presupuesto inicial, de costes de los diversos componentes, con el objetivo de que el precio de los distintos elementos asegure un bajo presupuesto para la misión. Esta estructura de costes del proyecto es muy preliminar, y solamente incluye el desglose de los elementos presentados en el árbol del producto. Aún así, del desglose de costes se puede comprobar que el uso de componentes COTS ha reducido en gran medida el coste del proyecto, siendo los sistemas de comunicaciones y *data handling* y el de potencia, los que presenta costes más elevados.

Referencias

- [1] NASA, State of the art of small spacecraft technology (2021).
URL <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa-2020/power>
- [2] C. A. Benito, J. M. Á. Romero, P. A. Hernández, J. B. Ballesteros, L. C. Vilar, F. C. Zurita, S. G. González, J. G. Ramírez, D. G. Bárcena, A. G.-L. de los Reyes, M. L. Matellanes, E. P. Gutiérrez, J. A. Z. Asensio, Simulación del comportamiento del subsistema de potencia del satélite lian-he bajo unos parámetros de misión típicos (2017).
URL <http://oa.upm.es/48067/>
- [3] I. Vertat, A. Vobornik, Efficient and reliable solar panels for small CubeSat picosatellites, International Journal of Photoenergy 2014 (2014) 1–8. doi:10.1155/2014/537645.
URL <https://doi.org/10.1155/2014/537645>
- [4] Samsung, Inr18650-29e (2011).
URL <https://datasheetspdf.com/datasheet/INR18650-29E.html>
- [5] M. Macdonald, V. Badescu, The International Handbook of Space Technology, 2014.
- [6] T. Villela, C. A. Costa, A. M. Brandão, F. T. Bueno, R. Leonardi, Towards the thousandth CubeSat: A statistical overview, International Journal of Aerospace Engineering 2019 (2019) 1–13. doi:10.1155/2019/5063145.
URL <https://doi.org/10.1155/2019/5063145>
- [7] ESA, 3d printing cubesat bodies for cheaper, faster missions (2017).
URL https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/3D_printing_CubeSat_bodies_for_cheaper_faster_missions
- [8] CubeSat Design Specification Rev. 13 The CubeSat Program, Cal Poly SLO, Tech. rep.
- [9] Isis isipod 1-unit cubesat deployer.
URL <https://www.cubesatshop.com/product/1-unit-cubesat-deployer/>

[10] Cubesat solar panel DHV-CS-10 (2021).

URL <https://www.cubesatshop.com/product/cubesat-solar-panels-dhv/>

[11] Cubesat solar panel EnduroSat (2021).

URL <https://www.endurosat.com/cubesat-store/cubesat-solar-panels/1u-solar-panel-x-y/>

[12] D. Huergo, N. Martínez, M. Ramiro, P. Romero, J. M. Vergara, Trabajo 1: Simulación orbital. potencia generada por los paneles solares de un satélite en órbita heliosíncrona, 2021.

[13] S. Dahbi, A. Aziz, S. Zouggar, N. Benazzi, H. Zahboune, M. Elhafyani, Design and sizing of electrical power source for a nanosatellite using photovoltaic cells, in: 2015 3rd International Renewable and Sustainable Energy Conference (IRSEC), IEEE, 2015. doi:10.1109/irsec.2015.7455059.

URL <https://doi.org/10.1109/irsec.2015.7455059>

[14] N. Navarathinam, R. Lee, H. Chesser, Characterization of lithium-polymer batteries for CubeSat applications, Acta Astronautica 68 (11-12) (2011) 1752–1760. doi:10.1016/j.actaastro.2011.02.004.

URL <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.02.004>

[15] J. K. David W. Miller, Spacecraft power systems (2021).

URL https://ocw.mit.edu/courses/aeronautics-and-astronautics/16-851-satellite-engineering-fall-2003/lecture-notes/13_scpowersys_dm_done2.pdf

[16] Sputnix, Uhf antenna system sxc-auh-02.

[17] Murgas - the uhf / vhf transceiver - cubesat components - spacemanic.

URL <https://www.spacemanic.com/murgas-uhf-vhf-transceiver/>

[18] J. Breno Randy Owen, N. Buchanan NoahBuchanan, M. Busby MatthewBusby, M. Cirbo, J. Keefer JesseKeefer, P. Klein, T. Konnert, C. Oppliger, N. Stoltz, Earth Horizon Sensor (ETHOS) Conceptual Design Document, Tech. rep. (2014).

[19] A. of Circuits, 10DOF – GY-91 4-in-1 MPU-9250 and BMP280 Multi-Sensor Module – Art of Circuits.

URL <https://artofcircuits.com/product/10dof-gy-91-4-in-1-mpu-9250-and-bmp280-multi->

- [20] A. G. Hoevenaars, Design, Integration and Verification of the Delfi-n3Xt Reaction Wheel System, Tech. rep. (2012).
- [21] D. M. Torczynski, R. Amini, P. Massioni, Magnetorquer Based Attitude Control for a Nanosatellite Testplatform (2010). doi:10.2514/6.2010-3511.
URL <http://arc.aiaa.org>
- [22] Ads1115 datasheet — ti.com.
URL <https://www.ti.com/document-viewer/ADS1115/datasheet/features-sbas4441586#SBAS4441586>
- [23] Raspberry pi zero – raspberry pi.
URL <https://www.raspberrypi.org/products/raspberry-pi-zero/>
- [24] C. Clark, R. Logan, Power budgets for mission success (2011).
URL <http://mstl.atl.calpoly.edu/~workshop/archive/2011/Spring/Day%203/1610%20-%20Clark%20-%20Power%20Budgets%20for%20CubeSat%20Mission%20Success.pdf>
- [25] J. O’Sullivan, European Missions to the International Space Station, Springer Praxis Books, Reston, Virginia, 2020.
- [26] L. B. Guillaume, Foresail-2 aocs trade studies and design (08 2020).
- [27] T. Nguyen, K. Cahoy, A. Marinan, Attitude determination for small satellites with infrared earth horizon sensors, in: Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 55, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2018, pp. 1466–1475. doi:10.2514/1.A34010.
- [28] Adafruit, Adafruit MPU-6050 6-DoF Accel and Gyro Sensor - STEMMA QT Qwiic : ID 3886 : 6.95 : Adafruit Industries, Unique fun DIY electronics and kits.
URL <https://www.adafruit.com/product/3886>
- [29] I. D. Library, I2C Device Library.
URL <https://www.i2cdevlib.com/>
- [30] Gnss (gps) accuracy explained.
URL <https://junipersys.com/index.php/support/article/6614>

- [31] Ardusat, an arduino-based cubesat providing students with the opportunity to create their own satellite experiment and collect real-world space data.
URL <https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/2015ESASP..730..643G/abstract>
- [32] ESA, Delfi-n3xt (06 2021).
- [33] Micromas-1 (micro-sized microwave atmospheric satellite-1).
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/micromas-1>
- [34] H. Marais Van Rensburg, M. M. Blanckenberg, W. H. Steyn, An Infrared Earth Horizon Sensor for a LEO Satellite, Tech. rep. (2008).
- [35] T. N. T. N. D. of Aeronautics, A. I. of Technology., Attitude determination using infrared earth horizon sensors (08 2014).
- [36] Faulhaber: Brushless DC Flat Micromotors (1202...BH Series).
- [37] L. N. M. Francis, Hoey; Peter, Design and Analysis for a CubeSat Mission.

A. Dimensionamiento de perturbaciones orbitales

A.1. *Gravity Gradient Torque*

Este par se deriva del hecho de que los campos gravitacionales planetarios disminuyen con el cuadrado del radio desde el centro del planeta de acuerdo con la ley de gravitación newtoniana. Por lo tanto, debido a la distancia finita entre los extremos opuestos de la nave espacial, existe una ligera variación en las fuerzas que actúan sobre ellos. Este diferencial da como resultado un par que tiende a alinear su matriz de inercia mínima (que se supone que es el eje longitudinal del satélite) con la dirección nadir-cenit. El par de gradiente de gravedad para un satélite se define mediante la ecuación ref ggt, donde μ es el parámetro gravitacional de la Tierra ($3.986 \cdot 10^{14} \text{ m}^3 / \text{s}^2$), r_p es el radio de periapsis, I_{min} y I_{max} son el momento de inercia mínimo y máximo respectivamente, y θ es la desviación angular máxima entre el eje longitudinal y la dirección nadir-cenit.

$$T_g = \frac{3\mu}{r_p^3} |I_{max} - I_{min}| \sin(2\theta) \quad (\text{A.1})$$

A.2. *Solar Radiation Pressure (SRP) Torque*

El par SRP se origina debido a la diferencia en la ubicación del centro de presión del satélite y su centro de masa. Es causada por la radiación electromagnética incidente que provoca una presión y un esfuerzo cortante sobre la superficie radiada. Como el sol tiene el mayor efecto sobre esta perturbación, el par es cíclico para los satélites que apuntan a la Tierra y también muestra una variación anual asociada a la excentricidad de la órbita terrestre. Sin embargo, esto también permite utilizar el flujo de irradiancia solar para estimar el par, que está influenciado principalmente por el coeficiente reflectante de la superficie de la nave espacial y su geometría y por la posición del centro de gravedad.

Por tanto, el par se define por:

$$T_{sp} = \frac{\phi}{c} A_{sp} (1+q) \cos(i) \| \mathbf{c}_{sp} - \mathbf{c}_g \| . \quad (\text{A.2})$$

A.3. Aerodynamic Drag Torque

En órbitas terrestres bajas (LEO, < 2,000 km), el efecto de la atmósfera terrestre, o resistencia aerodinámica, también debe considerarse en la actitud del satélite. Este efecto es dominante para órbitas por debajo de 500 km. Puede ser estimado por:

$$T_a = \frac{1}{2} \rho_{atm,p} C_D A_a V_p^2 \| \mathbf{c}_p - \mathbf{c}_g \| . \quad (\text{A.3})$$

A.4. Magnetic Torque

Este par es el resultado de la interacción entre el dipolo magnético residual de la nave espacial y el campo magnético de la Tierra. El primero es un factor a minimizar durante las fases finales de diseño del satélite pero no será nulo. Además, solo se puede medir mediante pruebas y, por lo tanto, el problema radica en que el CubeSat todavía se encuentra en la fase de diseño de la misión, por lo que se utilizará una estimación hasta que se obtengan datos más precisos. Se encontró que los valores típicos están en el rango de 0.2 a 20 Am², sin embargo, esos valores se refieren a naves espaciales más grandes, por lo que aún debe encontrarse un valor para un Cubesat de 1U. Según algunas fuentes, un valor de 0,2 Am² para el dipolo magnético residual, D_m , parece ser una estimación segura para un CubeSat de 6U. Por lo tanto, el par de dipolo magnético residual se puede estimar mediante:

$$T_m \approx D_m \frac{\lambda M_m}{r_p^3} . \quad (\text{A.4})$$

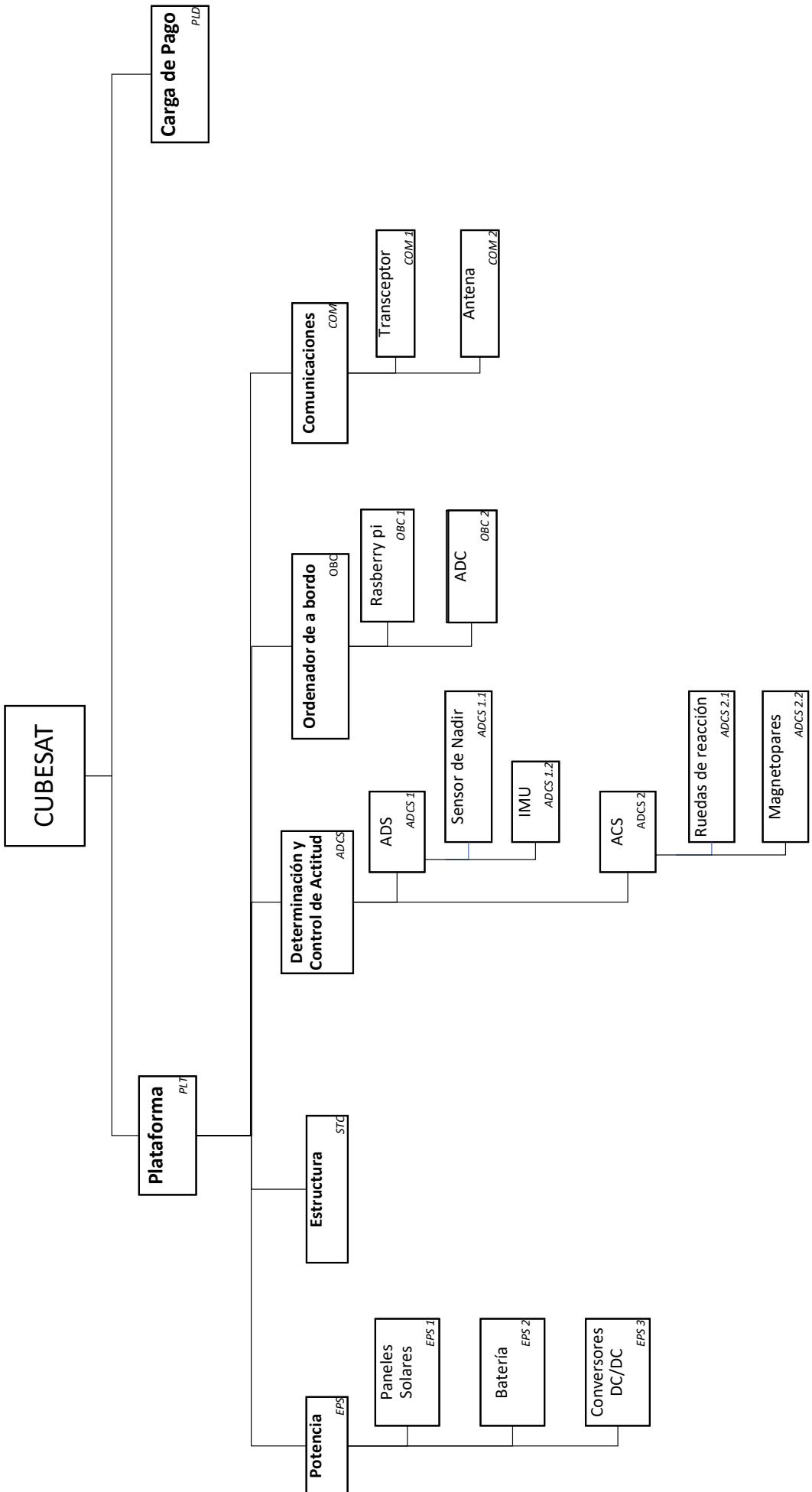
B. Árbol de producto

B.1. Desglose de los componentes del satélite

Tabla B.1. Desglose de los componentes del satélite.

	Masa [g]	Precio [€]	Potencia [W]	Cantidad	Total [W]	Total [g]	Total [€]
PAYOUTLOAD							
Payload	530		1.70	1	1.70	530	0
ESTRUCTURA							
Base superior	10	5		1		10	5
Panel Z	9	4,5		1		9	4,5
Panel Z v2	15	7,5		1		15	7,5
Panel X	9	4,5		2		18	9
Bandeja estandar	20	10		3		60	30
Panel Y	15	7,5		2		30	15
Separador 8	0,13	0,065		4		0,52	0,26
separador 10	0,17	0,085		4		0,68	0,34
separador 25	0,43	0,215		4		1,72	0,86
Base Inferior	67	33,5		1		67	33,5
COMUNICACIONES							
Antena	32	1200	0.004	1	0.0004		1200
Transceiver	25		1	1	0.1	25	0
ADCS							
Sensor de Nadir	7.5	66.35	0.0005	1	0.0005	7.5	66.35
IMU (Magnetómetro (3-axis) + 6DOF)	15	4.95	0.0005	1	0.0005	15.0	4.95
Rueda de Reacción	55	90	0.1500	3	0.1350	165.0	270
Magnetopar	4	N/A	0.1200	3	0.1080	12.0	N/A
On-board Data Handling							
ADC	1.68	21.57			3.3		
Raspberry Pi	9	5.55	0.4	1	0.4	0	0
POTENCIA							
Bateria	48	4.55		2		96	9.1
Paneles solares	25	725		8		200	5800
DC/DC	12	5		1		12	5
Elementos sistema potencia			0.05	1	0.05	0	0
TOTAL PLATAFORMA							
(excluyendo la carga de pago)					0.79438	532.5	7355.4

B.2. *Organización de los elementos*



C. Estructura de costes del proyecto

C.1. *Cost Breakdown Structure (CBS)*

Tabla C.1. Cost Breakdown Structure (CBS)

Subsistema	Identificador	Coste [€]	% del total
POTENCIA	EPS	5814.1	57.62
Paneles Solares	EPS 1	5800	57.48
Batería	EPS 2	9.1	0.09
Conversor DC/DC	EPS 3	5	0.05
ESTRUCTURA	STC	200	1.98
DETERMINACIÓN Y CONTROL DE ACTITUD	ADCS	351.3	3.48
S1	ADCS 1.1	66.35	0.66
S2	ADCS 1.2	4.95	0.05
C1	ADCS 2.1	270	2.68
C2	ADCS 2.2	10	0.10
ORDENADOR DE A BORDO	OBC	17.12	0.25
Raspberry Pi	OBC 1	5.55	0.25
ADC	OBC 2	21.57	0.21
COMUNICACIONES	COM	3700	36.67
Transceptor	COM 1	2500	24.78
Antena	COM 2	1200	11.89
TOTAL		10092.5	