



En este documento se plasma el estudio energético inicial que se ha realizado para considerar el desarrollo de un satélite del tipo **Cubesat 1U**. Se supone que el satélite se ha colocado en una **órbita LEO polar** con un periodo aproximado de **90 minutos**.

Asumimos que el consumo del satélite con el transmisor activo es de **1W**. Esto se correspondería con un transmisor de **0.25W** de una **eficiencia del 50%** (consumo total de **0.5W**) y dejando **0.5W** al resto de sistemas que consuman energía.

Un satélite de este tipo se caracteriza por tener forma de cubo con unas dimensiones externas de **10x10x10 cm** e internas de **9.84x9.84x9.84 cm**.

El número de paneles solares disponibles es de **6**. El tamaño de la batería para esta configuración de satélite puede ser ya de cierta consideración al tener disponible una superficie de más de **9 centímetros cuadrados**, pudiendo ocupar un volumen considerable también. Los modelos comerciales consumen el espacio dedicado a una de las placas de circuito impreso de que se componen normalmente los **CubeSats**, siendo este número de placas unas 5 para un **Cubesat de 10cm** como el que nos ocupa.

Asumimos una batería disponible comercialmente con las siguientes características:

- Capacidad en corriente de **3000 mAh**
- Voltaje de **3.7V**
- Capacidad total: **(3000mAh x 3.7V) = 11,1Wh**
- Volumen: **9 x 9.5 x 1.5 cm**

Vamos a considerar un panel típico de **CubeSat** disponible comercialmente también, cuyas características son las siguientes:

1 sun, AM 1.5G (1000 W por metro cuadrado) a 25°C

PmP = 2420 mW (2.42W)

Siendo **Pmp** la potencia máxima que es capaz de entregar el panel en condiciones óptimas.

Si bien el satélite tiene **6 paneles** no todos van a estar iluminados simultáneamente. Como media, ya que además el satélite rota de una forma aleatoria, vamos a suponer que tan solo **1.5 paneles** están simultáneamente recibiendo luz del sol de forma significativa.

Esto nos da un total de potencia máxima de **2.42W x 1.5 = 3.63W**

Ahora bien, esa potencia sería la obtenida en condiciones óptimas de trabajo del panel. Vamos a suponer que de forma media se encuentra trabajando a **dos tercios de su punto óptimo**.

La potencia efectiva total sería de **3.63W x 0.66 = 2.4W** aproximadamente.

Debemos tener en cuenta que el satélite estará **en zona iluminada durante dos tercios de su órbita** y en **zona de eclipse durante el tercio restante**.

Por tanto, esta potencia de **2.4W** estará disponible en **fase de iluminación** y será de **0W** en **fase de eclipse**.

La potencia media a lo largo de una órbita será de **2.4W x 0.66 + 0mW x 0.33 = 1.58W**

No obstante, vamos a ver lo que sucede a lo largo de una órbita completa.



Partamos de la base de que la batería está completamente cargada.

Primera órbita

Durante la zona de iluminación los paneles estarán suministrando una media de **2.4W**.

Por tanto, **no necesitamos obtener corriente de la batería**, ya que el consumo de **1W** está completamente cubierto por los paneles.

La duración del paso por zona de luz sería aproximadamente **1 hora**. Durante esa hora no habríamos consumido batería quedando en ella disponibles **5.5Wh** (para no descargar más del **50%** de la misma). Esto suponiendo además que el repetidor ha estado activo durante todo el tiempo.

En el momento de eclipse los paneles no suministran energía. Necesitamos obtener de la batería **1Wh**. En la batería quedan **5.5Wh** utilizables. Durante la media hora de eclipse se consumirían **0.5Wh**, dejando **5Wh disponibles (90% de carga)**.

Segunda órbita

El satélite pasaría ahora a zona de luz.

Carga de la batería

Durante este segundo pase por zona de luz los paneles nos vuelven a suministrar una media de **2.4W**. **Nos sobran 1.4W de los paneles para cargar la batería**. Si queremos cargar la batería a por ejemplo **600mWh** suponiendo una **eficiencia del 90% en la carga**, se debería configurar una corriente de carga de al menos (**600mWh x 1.11 = 666mWh**). Con esto, en la hora de luz habríamos cargado los **0.5Wh** descargados de la batería durante la fase de eclipse.

Cuando ahora se pasase a la zona de eclipse de nuevo se volvería a repetir **el ciclo de descarga de 0.5Wh y carga durante la fase de luz de forma indefinida**.

Conclusión

Esta configuración de satélite **CubeSat** con **6 paneles solares de 2.42W** de potencia cada uno y batería de **3000mWh** posibilita ciclos ininterrumpidos de operación de **24 horas**. Esto es posible porque durante la fase de eclipse **la batería apenas se descarga un 10%** de su capacidad y **los paneles son capaces de suministrar energía al satélite y cargar la batería completamente** durante la siguiente fase de luz.

La condición de activación del repetidor **debería incluir que el nivel de carga de la batería sea de un mínimo** (por ejemplo, del 60%) aparte de la recepción de un subtono de activación para futuras condiciones de trabajo con una batería ya degradada y que no sea capaz de mantener toda su capacidad de carga original.

Daniel Estévez EA4GPZ

Felix Páez Pavón EA4GQS