

# DIMENSIONAMIENTO ENERGÉTICO: UNA HERRAMIENTA PARA DEFINIR LOS MODOS DE OPERACIÓN DE UNA MISIÓN SATELITAL.

Manuel A. González Mendoza<sup>1</sup>, Dr. Omar F. Ruíz Martínez<sup>2</sup>, Dr. Héctor E. Gilardi Velázquez<sup>3</sup>

Universidad Panamericana. Facultad de Ingeniería.

<sup>1</sup>0200354@up.edu.mx, <sup>2</sup>ofruizm@up.edu.mx, <sup>3</sup>hgilardi@up.edu.mx

## Resumen – Introducción

La industria espacial en México ha recibido gran atención recientemente por parte del sector educativo mediante la implementación de proyectos de misiones satelitales. Sin embargo, resulta una tarea desafiante de desarrollar para los estudiantes, por la falta de experiencia y estudio en el campo, causando problemas para entender conceptos, procedimientos inadecuados, ambigüedades, inexactitudes, indefiniciones y/o redefiniciones de materiales y procedimientos, pérdida de tiempo y otros problemas de organización e integración del proyecto.

En este trabajo se presenta una **metodología favorable** (Fig. 1) para un adecuado diseño de la administración energética y la definición de los tiempos operativos de cada Modo de Operación (ModOp) de una misión satelital. Realizando simulaciones de energía mediante MATLAB y STK para analizar el rendimiento de la batería y los paneles solares, sobre diferentes escenarios de requerimientos de potencia, tiempos operativos de cada ModOp (en términos de  $n$  órbitas), y distintos límites de carga-descarga de las baterías (en términos de DoD). Finalmente, se determina analíticamente el valor óptimo de estos parámetros para obtener el mejor escenario que se adecúa a los requerimientos de la misión.

El objetivo es ayudar a los estudiantes a comprender el correcto desarrollo de una adecuada administración energética, y su significativa relación con los ModOp, para asegurar una autonomía energética, operación segura del satélite, la supervivencia del satélite y una misión exitosa. Esta metodología ha sido desarrollada y actualmente implementada por estudiantes de la Universidad Panamericana (UP) en la *Misión Colibrí*.

## Metodología



Fig. 1: Propuesta de Metodología.

## 1. Misión Colibrí

Es la primera misión mexicana de un CubeSat de 3U, diseñada y desarrollada por estudiantes de la Universidad Panamericana desde 2018 (en alianza con el MIT, NASA y AEM), para ser lanzada con el objetivo de realizar investigación científica, probar nuevas tecnologías espaciales y promover el estudio e investigación del sector aeroespacial en México [1].

### 1.1 Concept of Operations (ConOps)

El propósito principal del ConOps es definir el procedimiento de los ModOp, que describen las actividades y tareas que debe realizar el satélite durante la misión. Tomando como referencia el SMAD [2], se proponen los siguientes ModOp: 1) Detumble, 2) Calibration, 3) Low Power, 4) Payload, 5) High Data Rate (HDR) Communications, y 6) Contingency, representados en la Fig. 2. Las variables a definir con esta Metodología son número de órbitas  $n$ , y límites de  $DoD_{max}$  y  $DoD_{min}$ .

### 1.2 Órbita

La órbita de la Estación Espacial Internacional (ISS) es un estándar en la industria aeroespacial y la mayoría de los nanosatélites la utilizan con frecuencia. Los parámetros se muestran en la Fig. 3.

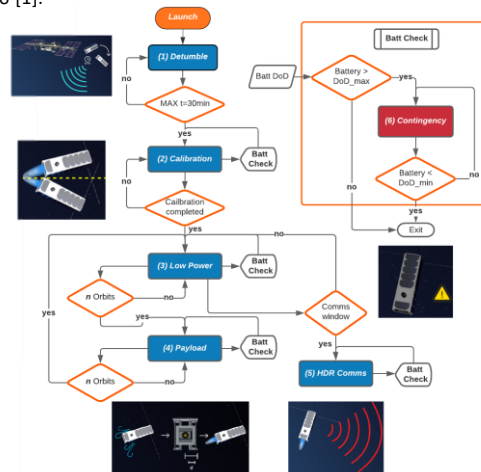


Fig. 2: Misión Colibrí ConOps

Altitud (km)	Periodo orbital (min)	Periodo Eclipse (min)	Periodo Luz (min)	Revoluciones por día
400	92.56	36.11	56.45	15.51

Fig. 3: Parámetros Órbita ISS

### 1.3 Power Budget

Es una herramienta esencial para clasificar, organizar y registrar el requerimiento energético de cada componente eléctrico del CubeSat, y asignar su correspondiente consumo en cada ModOp (de acuerdo con la generación de energía disponible). En la Fig. 4 se presenta un ejemplo del *Power Budget* utilizado para este diseño.

Modo de Operación	Periodo Luz [W]	Periodo Eclipse [W]	Periodo Orbital [W]
1) Detumble	1.32	1.32	2.64
2) Calibration	5.59	7.09	12.68
3) Payload	5.09	6.59	11.68
4) Low Power	3.36	4.86	8.23
5) HDR Communications	6.58	6.58	N/A
6) Contingency	1.62	3.12	4.74
<b>Potencia Máxima</b>			<b>14.74</b>

Fig. 4: Ejemplo de Power Budget

## 2. Requerimiento de Potencia

La generación y distribución de energía será diferente de acuerdo con los periodos de *Luz* y *Eclipse*. Una representación gráfica de los requerimientos de potencia se ilustra en la Fig. 5.

Donde:  $P_{SP}$  es la potencia que deben proporcionar los paneles solares y  $P_{Batt}$  es la potencia que debe proporcionar la batería.  $P_d$  es el requerimiento de potencia y  $X_d$  es la eficiencia energética para el periodo *Luz*.  $P_e$  es el requerimiento de potencia y  $X_e$  es la eficiencia energética en el periodo de *Eclipse*.

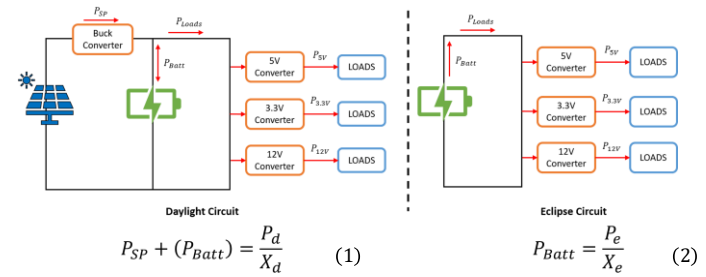


Fig. 5: Diagrama de Requerimientos de Energía por Periodo

Para determinar la **potencia mínima** que deben producir los paneles solares y la batería, es necesario identificar el ModOp que demanda el mayor valor de potencia. En este diseño, corresponde al modo de *Calibration* con 5.59 [W] durante *Luz* y 7.09 [W] durante *Eclipse*. Mediante las Eq. (1) y Eq. (2), se estiman los requerimientos de potencia para cada periodo.

Potencia requerida por las cargas en *Luz* ( $P_d$ ): Potencia requerida por las cargas en *Eclipse* ( $P_e$ ):

$$P_{SP} + (P_{Batt}) = \frac{5.59}{0.8} = 6.987 [W] \quad P_{Batt} = \frac{7.09}{0.9} = 7.877 [W]$$

### 2.1 Dimensionamiento Energético de la Batería

El *Depth of Discharge* (DoD) recomendado para misiones de 1 año de duración es del 50% [3]. El peor escenario para la eficiencia de la batería ( $X_e$ ) es del 90%. Se considera un margen para la capacidad de la batería del 25% ( $M$ ) para compensar la degradación de la batería y las celdas solares, por la temperatura y el ambiente espacial. Mediante la Eq. (3) se determina que se requiere una batería con una capacidad energética mayor a 19.69 [Wh].

$$Batt_{power} = (P_e) \left( \frac{100}{X_e} \right) \left( \frac{100}{DoD} \right) \left( 1 + \frac{M}{100} \right) \quad (3)$$

### 2.3 Estimación de Generación de Potencia

Después de seleccionar la batería, se recomienda adquirir el resto de componentes (paneles solares y EPS) del mismo proveedor, para asegurar compatibilidad entre componentes. La estimación de la generación de energía se realiza de acuerdo con las especificaciones eléctricas de los paneles solares, para analizar su cumplimiento con los requerimientos de potencia. Esta generación de energía depende en gran medida del ángulo de incidencia del vector del Sol, que determina la cantidad de irradiancia solar recibida.

La irradiancia solar se ha estandarizado en la Constante Solar ( $G_{SP}$ ) con valor de  $1360.8 \pm 0.5 [W/m^2]$ . Los paneles solares en este diseño consideran 7 celdas solares en serie ( $c$ ), cada una con una eficiencia ( $Eff$ ) del 29.5% y un área efectiva ( $A$ ) de  $26.5m^2$ . Mediante la Eq. (4) se estima que cada panel solar genera aproximadamente 7.44 [W].

$$P_{SP} = (c)(G_{SP})(A)(Eff) \quad (4)$$

### 2.4 Simulador de Órbitas

Para la obtención de datos más precisos y actualizados, empleamos el software de STK, que proporciona un entorno de simulación basado en la física para la ingeniería de misiones espaciales.

## Resultados

### 3. MATLAB: Simulaciones de Potencia

Se realizaron simulaciones para analizar el comportamiento y rendimiento de la batería, y la generación de energía de los paneles solares, bajo diferentes escenarios de requerimientos de potencia, límites de carga-descarga de la batería, y tiempos operativos de los ModOp (todos variables).

Un resultado es la **generación de potencia** de los paneles solares (gráfica izquierda de Fig. 6). Utilizando 4 paneles solares de 3U (eje Y y Z), y las Eq. (5) para una generación de energía más realista por cada panel solar. La simulación muestra que durante el periodo de *Luz*, la potencia promedio generada es de 7.88 [W] y la potencia promedio requerida por las cargas es de 6.76 [W]. Esto indica que en promedio hay alrededor de 1.12 [W] de sobra, disponibles para cargar la batería.

$$P_{SP(Y)}(t) = P_{SP}[\sin(\theta) \cos(\alpha) (S_{irr})] \\ P_{SP(Z)}(t) = P_{SP}[\sin(\alpha) (S_{irr})] \quad (5)$$

Otro resultado es el **desempeño de la batería** (gráfica derecha de Fig. 6). La gráfica superior muestra el comportamiento del voltaje de la batería, que se consigue mantener dentro de los límites de carga y descarga, significando un excelente desempeño de la batería. La gráfica inferior muestra que se garantiza que la batería no se continua descargando al alcanzar su límite máximo de DoD (70%), y su comportamiento de recarga dentro del modo de *Contingency*.

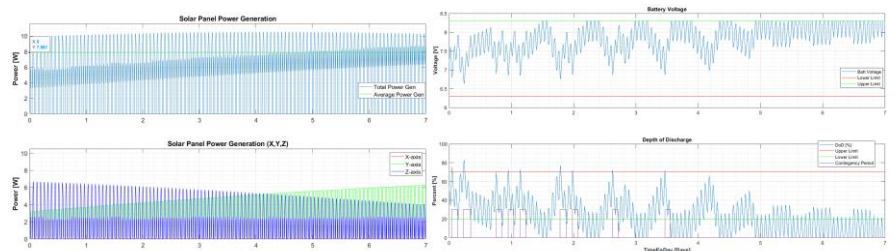


Fig. 6: Resultados Simulación MATLAB.

## Conclusiones

Esta metodología implementada para establecer el tiempo operativo de los ModOp y los límites de carga-descarga de la batería, a través de las simulaciones de potencia en MATLAB y con los datos orbitales de STK, permite ir definiendo analítica y metódicamente, el escenario más óptimo donde el CubeSat está operando de manera segura, sin comprometer la vida de la batería, y asegurando la supervivencia del satélite y el éxito de la misión. Con esta metodología los estudiantes pueden comprender mejor el procedimiento de desarrollo para un diseño de administración de energía adecuado y definir los ModOp para cumplir con los requerimientos de la misión.

### Referencias:

- Rodríguez, D., Robles, S., and Laguna, C. (2020). Colibrí mission: How to boost the mexican space industry by involving the general public into the development of a space program. doi:10.33767/osf.io/dbn5u.
- Sebestyen, G., Fujikawa, S., Galassi, N., and Chuchra, A. (2018). Low Earth Orbit Satellite Design. Springer. doi:10.1007/978-3-319-68315-7.
- Wertz, Everett, P. (2011). Space Mission Engineering: The New SMAD. Space technology library. Microcosm Press: Sold and distributed worldwide by Microcosm Astronautics Books