



UNIVERSIDAD
POLITÉCNICA
DE MADRID

ESTUDIO BIBLIOGRÁFICO

TRABAJO 0

GENERACIÓN Y GESTIÓN DE POTENCIA ELÉCTRICA

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

Profesor: Santiago Pindado Carrión

MADRID, 28 DE FEBRERO, 2021

— long list
— Hay algún comentario nuevo

Resumen

El objetivo del presente trabajo es, a través del estudio bibliográfico de distintas misiones realizadas desde 2000 y con satélites de masa aproximada entre 25 y 100 kg, el establecimiento de unas relaciones lineales entre la potencia, la capacidad de las baterías y la masa total del satélite.



Índice

1. Introducción	1
2. Metodología	2
3. Resultados	4
4. Conclusiones	10
Referencias	11

1. Introducción

La provisión de potencia eléctrica en los vehículos espaciales es quizás uno de los requisitos más importantes para la carga de pago. Un fallo en el sistema de potencia puede poner fin a la misión por lo que resulta esencial realizar un diseño adecuado de este subsistema. La función principal del subsistema de potencia es generar y almacenar energía eléctrica para el uso de la misma por parte de otros subsistemas. Debe controlar, acondicionar y procesar la energía obtenida de las fuentes principales para poder cumplir con las necesidades del satélite.

Los elementos principales del subsistema son: fuentes primarias y secundarias de energía y la red de distribución y control [1]. Las fuentes primarias proveen energía eléctrica, en particular, se habla de fuentes de energía química (pilas, pilas de combustible), solar y nuclear. La mayoría de los vehículos espaciales utilizan paneles solares como principal fuente, donde se aprovecha la energía solar radioactiva. Las fuentes secundarias son necesarias para almacenar la energía y repartirla a los diferentes subsistemas cuando las fuentes primarias no están disponibles, por ejemplo, durante un eclipse. Finalmente, la red de distribución y control provee los niveles apropiados de voltaje-intensidad a todos los elementos del satélite cuando sea necesario.

intensidad de corriente

Las características de ambos sistemas primarios y secundarios cambian durante la misión, dando lugar a requisitos de regulación de la potencia y/o intensidad. Estos cambios surgen debido a efectos de degradación, como fallos en las células solares y los ciclos de carga y descarga de las baterías. Por ello, es interesante realizar un análisis de misiones pasadas en el que se muestren datos relacionados con la capacidad de las baterías, potencia media o tipo de tecnología empleada en los paneles para poder entender la importancia de un diseño adecuado del subsistema de potencia.

En concreto, el objetivo de este informe consiste en un estudio bibliográfico centrado en el subsistema de potencia para satélites cuya masa total está restringida a un rango aproximado de entre 25 kg y 100 kg, cuyo lanzamiento ha tenido lugar desde 2000 hasta el presente. En concreto, se van a evaluar las relaciones entre la potencia media consumida y la capacidad de la batería en función de la masa total del satélite. Además, se incluye información relacionada con el tipo de células solares, tecnologías de las baterías y duración de las misiones.

Existen estudios anteriores sobre el tema que versan sobre la relación potencia-masa de dispositivos o subsistemas. En concreto, en Chang et al. [2], establecieron una relación lineal entre la capacidad de las baterías y su masa y entre diversos dispositivos (actuadores y sensores de control de actitud). Estas relaciones presuponen la viabilidad de establecer una relación entre potencia total y masa total del satélite así como entre capacidad total y masa total.

2. Metodología

A la hora de recopilar información acerca de misiones cuyos satélites cumplan los requisitos enunciados en la introducción, se ha tomado como punto de partida una base de datos que incluye datos acerca de 3372 misiones comprendidas entre el año 1974 y el año 2020 [3]. Se ha llevado a cabo un filtrado en el rango de masas y fechas de lanzamiento para, posteriormente, realizar un estudio bibliográfico de dichas misiones. Es decir, la base de datos se ha tomado como referencia únicamente para obtener una lista de satélites con el objetivo de agilizar el proceso de búsqueda. Tras este proceso de filtrado, finalmente se han seleccionado 19 misiones de las cuales se ha obtenido la información utilizando como herramienta de búsqueda Google Scholar. Se ha priorizado el uso de información publicada en artículos científicos aunque en ocasiones ha sido necesario recurrir a páginas web para completar el estudio.

Aunque este estudio se ha centrado únicamente en 19 misiones, para gestionar de manera más eficiente las referencias utilizadas, se ha decidido emplear Mendeley como gestor bibliográfico. Una de las ventajas derivadas de la utilización de dicho gestor es poder crear un grupo en el que todos los integrantes puedan incluir de forma simultánea y automática las referencias utilizadas.

Por otro lado, y con el objetivo de poder manejar de forma organizada la información conseguida, así como los resultados obtenidos, se ha creado un repositorio en GitHub. De esta manera, gracias al control de versiones, los comentarios a la hora de subir archivos y la capacidad de navegar a lo largo del *timeline* del repositorio se evitan muchos conflictos entre los diferentes integrantes del equipo.

La base de datos utilizada contiene una gran cantidad de satélites y muchos de ellos se encuentran fuera del rango de interés fijado para este trabajo. Para realizar un filtrado y extraer únicamente los satélites que se encuentran dentro del rango de masa mencionado anteriormente se ha desarrollado un programa en MATLAB.

Este programa abre la base de datos y extrae todos los satélites que son de interés basándose en su masa. Una vez completa esta tarea se genera una nueva base de datos que únicamente contiene los satélites que se van a utilizar. Los satélites seleccionados serán comentados en la sección 3.

Con la nueva base de datos se han obtenido las rectas de regresión que relacionan la potencia de los paneles y capacidad de la batería con la masa total del satélite para comprobar si existe una tenencia entre ambas variables.

Para calcular las rectas de regresión se ha utilizado el método de mínimos cuadrados con las funciones *fit* y *coeffvalues* integradas en MATLAB.

Por último, se ha comenzado el desarrollo de una *ToolBox* en MATLAB con el objetivo de estandarizar la generación de figuras y tablas a lo largo de todos los trabajos de la asignatura.

En el momento en el que se estaba desarrollando este trabajo, la *ToolBox* era capaz de exportar figuras en formato PDF con alta resolución de manera exitosa, por lo que todas las figuras de este documento se han obtenido mediante este método.

3. Resultados

Como se ha comentado en la sección 2, se han analizado 19 misiones y los resultados obtenidos se muestran a continuación. Previamente se realiza un resumen de cada misión a modo de introducción de los resultados.

- **NorSat-1:** microsatélite desarrollado por el Norwegian Space Center (NSC) lanzado el 10 de julio de 2010 con el objetivo de estudiar la radiación solar y el desarrollo de nuevos métodos de detección y gestión de tráfico marítimo. Es el satélite más ligero que se ha incluido en el estudio con 15,6 kg de masa, un máximo de generación de potencia de 45 W generada por seis paneles solares de células de triple unión. La energía generada por los paneles se almacena en una batería de Li-Ion con capacidad de 9,6 Ah. Su tiempo de vida fue de 3 años [4].
- **Nanosat-1:** microsatélite que sirvió como demostrador tecnológico para el INTA (Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial). Fue lanzado el 18 de diciembre de 2004 con un tiempo de vida esperado de tres años. Sus paneles de GaAs/Ge montados en la superficie conseguían una potencia media de 17 W y almacenaba la energía en una batería de Li-Ion con una capacidad de 4,8 Ah [5].
- **Nanosat-1B:** es una evolución de su predecesor, el Nanosat-1, y su misión fue también de demostración tecnológica. Fue lanzado el 29 de julio de 2009 con un tiempo de misión esperado de 3 años. El Nanosat-1B tenía una masa total de 23,9 kg, los paneles solares de GaAs/Ge generaban una potencia media de 23 W que se almacenaba en dos baterías de Li-ion de 5,8 Ah de capacidad individual, 11,6 Ah en total [6].
- **Rising-2:** microsatélite de observación terrestre lanzado el 24 de mayo de 2014 por dos universidades japonesas con expectativa de tiempo de vida superiores a los dos años. La masa total del satélite es de aproximadamente 43 kg y utiliza baterías de NiMH con una capacidad de 3,7 Ah y paneles solares de GaAs para proporcionar una potencia de alrededor de 48 W [7].
- **Maroc Tubsat:** proyecto colaborativo entre CRTS (Centre Royal Teledetection Spatiales) de Rabat, Marruecos, y el Instituto de Aeronáutica y Astronáutica de la Universidad Técnica de Berlín (TUB/ILR). Fue lanzado el 10 de diciembre de 2001, como misión de observación terrestre y telecomunicaciones de 3 años de duración. Con una masa total de 47 kg, iba equipado con paneles solares que podían entregar un máximo de 60 W y cuatro baterías de 12 Ah de capacidad [8].
- **SDS-4:** lanzado el 17 de mayo de 2012 para una misión de 2 años de duración, es el primer satélite de 48 kg controlado por los 3 ejes y con momento cero de JAXA (Japan Aerospace Exploration Agency). Utiliza baterías de NiMH con una capacidad de 3,7 Ah y paneles solares de GaAs para proporcionar una potencia de aproximadamente 60 W [9].

- **UNIFORM 1:** proyecto japonés para crear una constelación de microsátélites científicos. Lanzado el 24 de mayo del 2014 con una masa de 49 kg consigue la potencia para operar de paneles solares con tecnología GaInP2/GaAs/Ge de triple unión capaces de generar 140 W. Para almacenar energía utiliza una batería de Li-Ion con capacidad de 6,2 Ah [10].
- **LAPAN-Tubsat:** lanzado el 10 de enero de 2007, es el primer microsátélite de Indonesia. Se diseñó para tener una vida útil de 2 años y una masa de 55 kg, utilizando 5 baterías de NiH₂ con una capacidad de 8 Ah y 4 paneles solares de silicio para proporcionar una potencia máxima de 14 W [11].
- **Hodoyoshi-3:** microsátélite de observación terrestre lanzado el 19 de junio de 2014 desde Rusia [12]. Se diseñó para una vida útil de 3 años y una masa total de 56 kg [13]. El subsistema de potencia está formado por 2 paneles desplegables y 5 paneles fijos, siendo capaces de proporcionar como máximo 130 W [12]. Las células solares son de GaInP2/GaGa/Ge. Utiliza una batería de Li-Ion con una capacidad de 5,8 Ah. El consumo medio de potencia está comprendido entre 40-50 W, mientras que el consumo máximo es de 70 W [14].
- **FORMOSAT-3/COSMIC-A:** se trata de una constelación de 6 microsátélites idénticos. Fueron lanzado el 15 de abril del 2006 desde la base de la Fuerza Aérea de Vandenberg en California. Se diseñaron para tener una vida útil de 5 años y una masa total de 61 kg [15]. El objetivo de la misión es la demostración de la utilidad de la ocultación de radio GPS para la observación e investigación del clima. El subsistema de potencia está formado por paneles solares que generan de media una potencia de 81 W [16] y una batería de NiH₂ con una capacidad de 5,5 Ah [17].
- **Hodoyoshi-4:** se diferencia del Hodoyoshi-3 en la carga de pago dando lugar a que la masa total del satélite sea de 64 kg. El subsistema de potencia es el mismo [12].
- **Bird-2:** microsátélite de la Agencia Espacial Alemana para la observación de fuegos y puntos calientes de la Tierra para permitir estudios del impacto medioambiental. Fue lanzado el 22 de octubre de 2001 como carga de pago secundaria, con una masa de 94 kg, 8 baterías de NiH₂ con una capacidad de 12 Ah y un subsistema de potencia de paneles solares que proporcionan una potencia máxima de 120 W [18].
- **Proba 1:** microsátélite del programa de demostración de tecnología en órbita desarrollado por la Agencia Espacial Europea (ESA). Fue lanzado el 22 de octubre de 2001 junto a Bird-2 como carga secundaria. Se diseñó para tener una vida útil de 1 año y una masa de 94 kg. El subsistema de potencia está formado por paneles solares de GaAs que proporcionan una potencia máxima de 120 W y utiliza baterías de Li-Ion con una capacidad de 9 Ah [19].
- **STSat-2C:** microsátélite diseñado por Corea del Sur con el objetivo de desarrollar y operar nuevas tecnologías para satélites de pequeño tamaño. Fue lanzado el 30 de enero de 2013 desde

el centro espacial Naro en Ko-heung. Se diseñó para tener una vida útil de 1 año y una masa total de aproximadamente 100 kg. El subsistema de potencia está formado por paneles solares y una batería de Li-Ion. La potencia nominal es de entorno a 80 W [20].

- **X-Sat:** microsatélite desarrollado por la Universidad Tecnológica de Nanyang junto con diferentes organizaciones de Singapur. El objetivo principal de la misión es la toma de imágenes tanto de Singapur como de sus alrededores [21]. Se diseñó para tener una vida útil de 3 años y una masa total de 107 kg. Se lanzó el 20 de abril de 2011. El subsistema de potencia está compuesto por 3 paneles solares, dos desplegables y uno fijo, capaces de proporcionar una potencia de 247 W al final de su vida útil [22]. Las células solares son de triple unión GaAs. LA batería es de Li-Ion de 13.5 Ah de capacidad [?]. El subsistema es capaz de proporcionar una potencia al final de su vida útil de 175 W [21].
- **LAPAN A3:** microsatélite desarrollado por el Instituto Nacional de Aeronautica y del Espacio de Indonesia (LAPAN) para la observación de la Tierra. La masa total del satélite es de 115 kg [23]. Fue lanzado el 22 de junio de 2016 desde el centro espacial Satish Dhawan (SDSC). El subsistema de potencia está formado por 5 paneles solares fijos en las caras con células de GaAs capaces de generar como máximo 37 W al inicio de su vida útil (BOL). Utiliza tres baterías de Li-Ion en paralelo con una capacidad total de 17 Ah [24]. *(Beginning of life - BOL)*
- **TET-1:** microsatélite operado por el Centro Aeroespacial Alemán (DLR) lanzado el 22 de julio del 2012 y cuyo objetivo principal es servir como plataforma para la verificación de 11 experimentos, entre los que se encuentran nuevos tipos de células solares y baterías [?]. La masa total del satélite es de 120 kg y la misión fue diseñada una duración de 1 año. El subsistema de potencia está formado por tres paneles solares, uno fijo y dos desplegables, con un total de 246 células solares de triple unión GaAs capaces de proporcionar 220 W en el punto de máxima potencia. La batería es de NiH₂ y tiene una capacidad total de 12 Ah. [25]. El consumo continuo de potencia se encuentra entre 0-20 W, mientras que el consumo máximo que puede alcanzar es de 160 W [26].
- **Proba 2:** es el segundo microsatélite del programa de demostración de tecnología en órbita desarrollado por la Agencia Espacial Europea (ESA). Fue lanzado desde la base espacial de Plesetsk el 2 de noviembre de 2009 como carga de pago secundaria. El objetivo científico de este satélite consiste en la obtención de imágenes y datos sobre la irradiancia del Sol [27]. Proba 2 se diseñó para tener una vida útil en órbita de 2 años y una masa de 130 kg. El subsistema de potencia esta formado por un panel solar fijo en una de sus caras y dos paneles desplegables con células solares de GaAs que proporcionan una potencia pico al final de su vida útil (EOL) de 120 W. Utiliza una batería de Li-Ion con una capacidad de 16.5 Ah. El consumo de potencia está comprendido entre los 53-87 W [28].

- **THEMIS A:** es uno de los cinco satélites de la constelación THEMIS desarrollados por la Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (NASA) con el objetivo de medir el campo eléctrico, magnético y las distribuciones de las partículas de plasma. Fue lanzado el 17 de febrero de 2007 desde la Estación de la Fuerza Espacial de Cabo Cañaveral (CCAFS). Se diseñó para tener una vida útil de 2 años y una masa total de 134 kg. El subsistema de potencia está formado por 8 paneles solares de triple unión GaAs permitiendo la generación de potencia en cualquier dirección, proporcionando al final de su vida útil 40,32 W. Tiene un consumo medio de potencia de 40 W. Utiliza un batería de Li-Ion con una capacidad de 12 Ah [29].

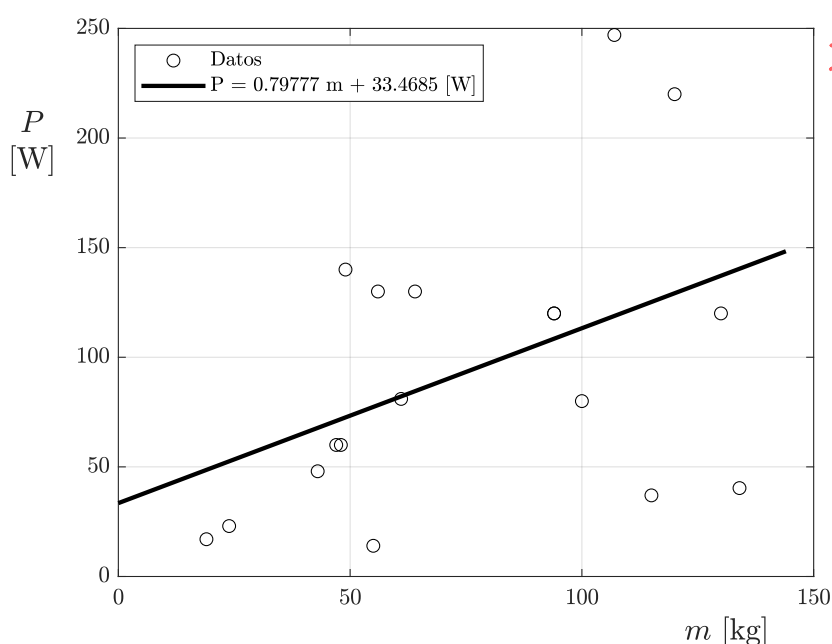
En la Tabla 1 aparecen recopilados los datos previamente explicados de cada uno de los satélites.

Tabla 1: Valores de masa, potencia generada por los paneles, capacidad, tipo de batería, tipo de panel solar, fecha de lanzamiento y vida útil de cada misión.

Satélite	Masa [kg]	Potencia [W]	Capacidad [Ah]	Batería	Panel solar	Lanzamiento	Vida [años]
Norsat-1	15,60	45,00	9,60	Li-Ion	GaAs triple-uniión	10/07/2010	3
Nanosat-1	19,00	17,00	4,80	Li-Ion	GaAs/Ge	18/12/2004	3
NonoSat-1B	23,90	23,00	11,60	Li-Ion	GaAs/Ge	29/07/2009	3
Rising-2	43,00	48,00	3,70	NiMH	GaAs multi-uniión	24/05/2014	2
Maroc Tubsat	47,00	60,00	12,00	NiH ₂	Si	10/12/2001	3
SDS-4	48,00	60,00	3,70	NiMH	GaAs	17/05/2012	2
UNIFORM 1	49,00	140,00	6,20	Li-Ion	GaInP2/ GaAs/Ge triple uniión	24/05/2014	
LAPAN-Tubsat	55,00	14,00	8,00	NiH ₂	Si	10/01/2007	2
Hodoyoshi-3	56,00	130,00	5,80	Li-Ion	GaInP2/ GaGa/Ge	19/06/2014	3
COSMIC-A	61,00	81,00	5,50	NiH ₂		15/04/2006	5
Hodoyoshi-4	64,00	130,00	5,80	Li-Ion	GaInP2/ GaGa/Ge	19/06/2014	3
Bird 2	94,00	120,00	12,00	NiH ₂		22/10/2001	1
Proba 1	94,00	120,00	9,00	Li-Ion	GaAs	22/10/2001	1
STSat-2C	100,00	80,00	7,00	Li-Ion		30/01/2013	1
X-Sat	107,00	247,00	13,50	Li-Ion	GaAs triple uniión	20/04/2011	3
LAPAN A3	115,00	37,00	17,00	Li-Ion	GaAs	22/06/2016	
TET-1	120,00	220,00	12,00	NiH ₂	GaAs triple uniión	22/07/2012	1
Proba 2	130,00	120,00	16,50	Li-Ion	GaAs triple uniión	02/11/2009	2
THEMIS A	134,00	40,32	12,00	Li-Ion	GaAs	17/02/2007	2

Los datos de estas misiones, recogidos en la Tabla 1, han sido aproximados mediante una corre-

lación lineal por medio del método de mínimos cuadrados y la interpolación se plasma gráficamente junto con los datos en la Figura 1 y la Figura 2. Los valores de potencia recogidos en la Tabla 1 y representados en la Figura 1 hacen referencia a la potencia generada por los paneles. En la descripción de cada satélite se especifica con mayor detalle si se refiere a la potencia generada en BOL, EOL, en el punto de máximo potencia o un valor medio. Se ha decidido representar finalmente estos valores de potencia, debido a que en la bibliografía encontrada en muy pocas ocasiones se daba información acerca del consumo medio o del consumo máximo del satélite.



Debería indicarse
en algún sitio
el valor
de r^2

Figura 1: Datos de potencia frente a masa e interpolación de los mismos.

Como se puede observar la nube de puntos es bastante difusa y es por ello que las relaciones obtenidas no suponen una aproximación demasiado fina. Lo que sí se puede determinar por medio de este estudio es una relación proporcional entre potencia y masa, es decir, que sistemas con elementos más potentes tenderán a ser más pesados y sistemas con más capacidad de baterías también suponen sistemas más pesados. Estudiando la relación entre ambas gráficas se puede apreciar que la tendencia es más acusada para la potencia que para la capacidad.

En lo que a la bondad del ajuste se refiere, en el caso de potencia (ver Figura 1) se tiene un coeficiente de correlación $r^2 = 0,193$, mientras que en el caso de capacidad (ver Figura 2) se tiene $r^2 = 0,480$, es decir, la nube de puntos en el caso de la potencia es más difusa que en el caso de la capacidad.

el nombre correcto es coeficiente de determinación,
es cierto y lo indica es la mejor o peor correlación entre
las variables

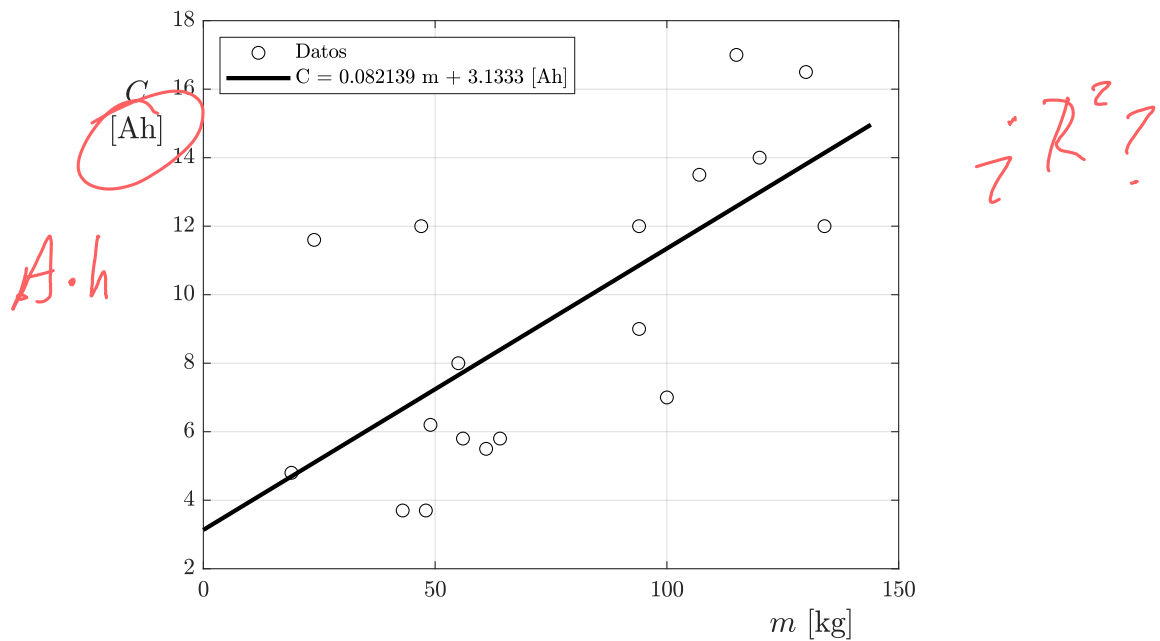


Figura 2: Datos de capacidad frente a masa e interpolación de los mismos.

En Chang et al. [2] se pueden observar tendencias similares aunque la relación establecida es mucho más ajustada a los datos. En este caso, la relación capacidad-masa de las baterías tiene una relación también más precisa, esto puede deberse a la fácil escalabilidad ya que la capacidad se aumenta tan solo incrementando el número de celdas mientras que los sistemas embarcados son de naturaleza más variada.

4. Conclusiones

En vista a los resultados obtenidos se puede determinar que:

- Tanto la relación potencia-masa como la relación capacidad-masa son de proporcionalidad directa y la correlación de datos establece las dos siguientes curvas de tendencia:

$$P = 0,79777 m + 33,4685 \text{ [W]}, \quad (1)$$

$$C = 0,082139 m + 3,1333 \text{ [Ah]}. \quad (2)$$

- Ambas interpolaciones tienen una bondad bastante baja, $r^2 = 0,193$ para el caso de potencia y $r^2 = 0,480$ para el caso de capacidad. Por tanto, para una primera aproximación, podrían ser válidas, pero, para un estudio algo más detallado, es necesario un análisis componente a componente tal y como se lleva a cabo en Chang et al. [2].



Referencias

- [1] J. P. W. Stark, Space Systems Engineering (Sec. 10 Electrical Power Systems).
- [2] Y. K. Chang, K. L. Hwang, S. J. Kang, SEDT (System Engineering Design Tool) development and its application to small satellite conceptual design, *Acta Astronautica* 61 (2007) 676–690. doi:<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2007.01.067>.
- [3] UCS Satellite Database (2021).
URL <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database>
- [4] eoPortal Directory, NorSat-1 and NorSat-2 microsatellites [online].
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/norsat-1>
- [5] eoPortal Directory, NanoSat-1 [online] (2015).
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosat-1>
- [6] eoPortal Directory, NanoSat-1B [online] (2015).
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nanosat-1b>
- [7] S. Yuji, N. Sugimura, K. Fukuda, T. Kuwahara, K. Yoshida, J. Kurihara, T. Fukuhara, Y. Takahashi, Development and Flight Results of Microsatellite Bus System for RISING-2, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan* 14.
- [8] eoPortal Directory, TUBSAT (Technical University of Berlin Satellite) Program [online] (2015).
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tubsat>
- [9] Y. Nakamura, K. Nishijo, N. Murakami, K. Kawashima, Y. Horikawa, K. Yamamoto, T. Ohtani, Y. Takhashi, K. Inoue, Small Demonstration Satellite-4 (SDS-4): Development, Flight Results, and Lessons Learned in JAXA's Microsatellite Project, 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites 4.
- [10] eoPortal Directory, UNIFORM-1 (University International Formation Mission-1) [online].
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/u/uniform-1>
- [11] R. Triharjanto, Development of Micro-satellite Technology at the Indonesian National Institute of Aeronautics and Space (LAPAN), 17th CERE S International Symposium Proceedings (January).
- [12] Y. Aoyanagi, I. Akira, S. Nakasuka, T. Ebinuma, S. Kimura, T. Narumi, Results of Hodoyoshi-3 and -4 Earth Observation Missions, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan* 14 (2016) 15–22.

- [13] S. Nakasuka, K. Miyata, Y. Tsuruda, Y. Aoyanagi, T. Matsumoto, Discussions on attitude determination and control system for micro/nano/pico-satellites considering survivability based on Hodoyoshi-3 and 4 experiences, *Acta Astronautica* 145 (May 2017) (2018) 515–527.
URL <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.006>
- [14] Y. Tsuruda, Y. Aoyanagi, T. Tanaka, T. Matsumoto, S. Nakasuka, S. Shirasaka, M. Matsui, I. Mase, Demonstration of Innovative System Design for Twin Micro-Satellite: Hodoyoshi-3 and -4, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan* 14 (2015) 131–140.
- [15] C. J. Fong, C. Y. Huang, V. Chu, N. Yen, Y. H. Kuo, Y. A. Liou, S. Chi, Mission results from FORMOSAT-3/COSMIC constellation system, *Journal of Spacecraft and Rockets* 45 (6) (2008) 1293–1302. doi:10.2514/1.34427.
- [16] C. J. Fong, N. L. Yen, V. Chu, C. C. Hsiao, Y. A. Liou, S. Chi, Space-based global weather monitoring system: FORMOSAT-3/COSMIC Constellation and its follow-on mission, *Journal of Spacecraft and Rockets* 46 (4) (2009) 883–891. doi:10.2514/1.41203.
- [17] C. J. Fong, D. Whiteley, E. Yang, K. Cook, V. Chu, B. Schreiner, D. Ector, P. Wilczynski, T. Y. Liu, N. Yen, Space and ground segment performance and lessons learned of the FORMOSAT-3/COSMIC mission: Four years in orbit, *Atmospheric Measurement Techniques* 4 (6) (2011) 1115–1132. doi:10.5194/amt-4-1115-2011.
- [18] eoPortal Directory, Bird-2 [online] (2015).
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/bird>
- [19] eoPortal Directory, PROBA-1 (Project for On-Board Autonomy - 1) [online] (2015).
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/proba-1>
- [20] Satellite Technology Research Center, STSAT-2C.
URL http://satrec.kaist.ac.kr/e_02_06.php
- [21] T. Bretschneider, Singapore's Satellite Mission X-Sat.
- [22] Y. L. Mok, C. H. Goh, R. C. Segaran, Redundancy modeling for the X-Sat microsatellite system, *Proceedings - Annual Reliability and Maintainability Symposium* doi:10.1109/RAMS.2013.6517756.
- [23] J. R. Kopacz, R. Herschitz, J. Roney, Small satellites an overview and assessment, *Acta Astronautica* 170 (December 2019) (2020) 93–105. doi:10.1016/j.actaastro.2020.01.034.
- [24] eoPortal Directory, LAPAN-A3 / IPB microsatellite / LISat of Indonesia.
URL <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/pag-filter/-/article/lapan-a3#footback8%29>

- [25] S. Föckersperger, K. Lattner, C. Kaiser, S. Eckert, W. Barwald, S. Ritzmann, P. Muhlbauer, M. Turk, P. Willemsen, The modular German microsatellite tet-1 for technology on-orbit verification, International Astronautical Federation - 59th International Astronautical Congress 2008, IAC 2008 7 (2008) 4310–4322.
- [26] S. Föckersperger, K. Lattner, C. Kaiser, S. Eckert, S. Ritzmann, R. Axmann, M. Turl, The on-orbit verification mission TET-1 project status of the small satellite mission & outlook for one year mission operation phase.
- [27] S. Santandrea, K. Gantois, K. Strauch, F. Teston, E. Tilmans, C. Baijot, D. Gerrits, A. De Groof, G. Schwehm, J. Zender, PROBA2: Mission and Spacecraft Overview, Solar Physics 286 (1) (2013) 5–19. doi:10.1007/s11207-013-0289-5.
- [28] K. Gantois, F. Teston, O. Montenbruck, P. Vuilleumier, P. V. Braembussche, M. Markgraf, PROBA-2: Mission and new technologies overview, European Space Agency, (Special Publication) ESA SP 625 SP (September).
- [29] V. Angelopoulos, The THEMIS mission, Vol. 141, 2008. doi:10.1007/s11214-008-9336-1.