



UNIVERSIDAD  
POLITÉCNICA  
DE MADRID

# REVISIÓN BIBLIOGRÁFICA Y ANÁLISIS DEL SUBSISTEMA DE POTENCIA DE MICROSATÉLITES

GGE - TRABAJO 0

GENERACIÓN Y GESTIÓN DE POTENCIA ELÉCTRICA

*Autores:* Luque Lopez, Rafael  
Mataix Caballero, Diego  
Vega Mateos, Javier  
Zapatero Montaña, Pablo

*Profesor:* Pindado Carrion, Santiago

MADRID, 26 DE FEBRERO, 2021

- Muy buen trabajo
- Hay algunos comentarios menores

## Abstract

Desde los primeros lanzamientos, la masa ha sido uno de los factores decisivos en el desarrollo de misiones espaciales. Al comienzo se lanzaban satélites poco pesados por escasez de desarrollo tecnológico. La masa de puesta en órbita fue creciendo a medida que lo hacía el conocimiento para desarrollar esta clase de misiones. No obstante, la tendencia de los últimos años parece ser la puesta masiva en órbita de satélites de pequeño tamaño. El suministro de energía de todo satélite viene dado por el subsistema de potencia, que genera interfaces con el resto de subsistemas. El objetivo de este artículo consiste en una recolección bibliográfica de satélites de pequeño tamaño, más concretamente MicroSats, de los que se presentarán las tecnologías de suministro de potencia empleadas y parámetros básicos que definen al subsistema de potencia, como puede ser la capacidad de las baterías, la potencia media suministrada y la masa total del satélite. Se recogerá asimismo la influencia de la potencia total suministrada y capacidad en la masa final del satélite, procurando establecer una recta regresiva que indique la tendencia que supone incrementar las actuaciones del sistema de potencia sobre la masa total del satélite. Tan solo se consideran aquellos satélites lanzados desde el año 2000.

*Palabras clave:* Satélite; Potencia; Capacidad; Batería; Panel solar

## Índice

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

## Índice de figuras

1. Esquema del proceso de selección de componentes para el sistema de potencia de un satélite desde el análisis de los requisitos. [1] . . . . .	3
2. Potencia frente a masa en misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg. . . . .	7
3. Capacidad de la batería frente a masa en misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg. . . . .	8
4. Capacidad de la batería frente a masa en baterías Ion-Li de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg. . . . .	9
5. Capacidad de la batería frente a masa en baterías Ión-Li de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg. Excluyendo el caso de UPMSat-2. . . . .	10

## Índice de tablas

1. Información recogida de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg (1/2) [7] [8] [9] [10]. . . . .	5
2. Información recogida de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg (2/2) [7] [8] [9] [10]. . . . .	6
3. Relaciones obtenidas entre Potencia, capacidad y masa para misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg. . . . .	10

## 1. Introducción

El presente estudio consiste en una visión general del desarrollo del subsistema de potencia de satélites de pequeño tamaño (15 - 140 kg) mediante una recopilación bibliográfica que muestre la evolución que han tenido las baterías y paneles solares y de cómo repercute la inclusión de componentes más potentes en la masa total del satélite.

El proceso de selección de componentes para el sistema de potencia de un satélite depende en gran medida del tipo de satélite y de la órbita escogida, que determinan el dimensionado del sistema. Este proceso de selección se muestra de manera esquematizada en la Figura 1.

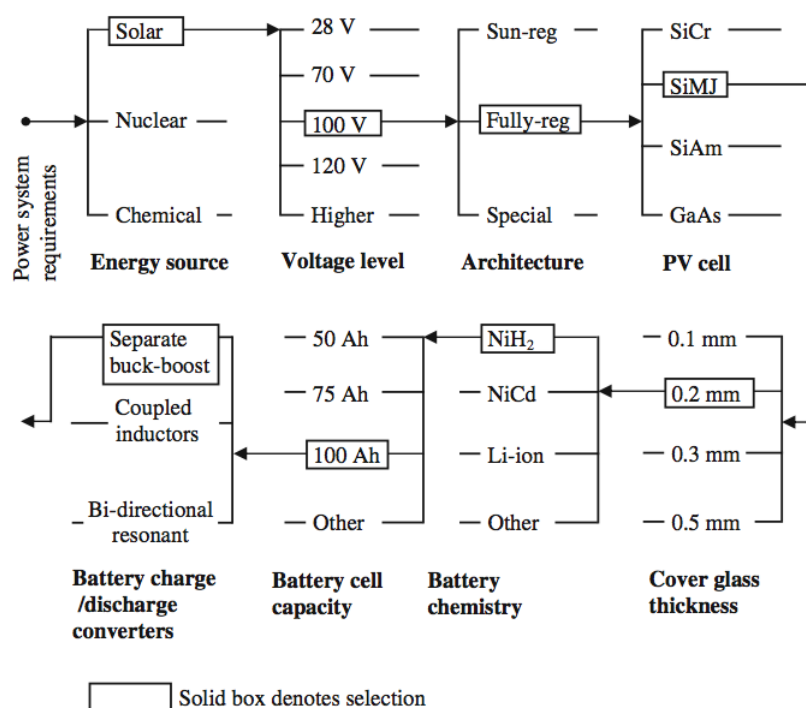


Figura 1: Esquema del proceso de selección de componentes para el sistema de potencia de un satélite desde el análisis de los requisitos [1].

Hasta la fecha se han realizado numerosos estudios sobre este mismo subsistema desde incontables puntos de vista. Véase el desarrollo de herramientas de software para el diseño preliminar de una misión espacial [2], sistemas ACDS que optimicen el consumo de potencia del propio subsistema ACDS [3], sistemas de control que mejoran la eficiencia de conversión en sistemas de alta potencia [4], o el mismo diseño y optimización del subsistema de potencia enfocándose en la búsqueda del Maximum Power Point Tracking (MPPT) [5].

En la obra Space Mission Analysis and Design [6] se establece una relación de diseño preliminar entre masa, potencia y radio de apertura para satélites de observación, donde masa y potencia quedan relacionados por una constante, a determinar en base a misiones semejantes.

*El punto de potencia máxima de los paneles solares*

## 2. Metodología

En el objeto de...

La metodología a seguir ha consistido en una recopilación bibliográfica. Para ello, se ha localizado una base de datos en la que se recoge información de todos los satélites lanzados desde 1978 [7] y se han extraído aquellos dentro del rango propuesto de masas, establecido en valores de  $M_{dry}$  entre los 15 y los 140 kg y que hayan sido lanzados a partir de la fecha límite indicada, el año 2000. La información recogida ha consistido en:

- Masa total,  $M$ . Se ha tomado como valor de masa total el correspondiente a la masa seca del satélite,  $M_{dry}$ .
- Potencia media,  $P$ .
- Capacidad de las baterías,  $C$
- Duración de la misión.
- Tecnología de las baterías.
- Tecnología de los paneles solares.

La información obtenida de la base de datos [7] se ha complementado con los datos sobre capacidad de baterías, tipo de tecnología empleada en paneles y baterías y otros datos no disponibles, mediante la información disponible en [8].

A continuación se ha tratado la información recopilada con el fin de obtener la mayor información útil de ella, se ha tabulado y se han buscado las relaciones existentes entre los valores de  $P$  y  $C$  con  $M_{dry}$ , presentándose los resultados en diversas figuras.

Se han tratado de obtener líneas de tendencia para estas relaciones, empleando el valor del coeficiente de determinación, en adelante  $R^2$ , para analizar los resultados obtenidos.

## 3. Resultados

Una vez realizado el estudio, se presentan los resultados obtenidos con el objetivo de describir las relaciones de la potencia y la capacidad en función de la masa del satélite, así como los datos referentes a las tecnologías implementadas para los paneles solares y las baterías del satélite.

En las Tablas 1 y 2 se presenta la información obtenida durante la realización de este estudio.

Tabla 1: Información recogida de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg (1/2) [7] [8] [9] [10].

Misión	$M$ [kg]	$P$ [W]	$C$ [Ah]	Vida útil [Años]	Baterías
Nanosat-1	19	17	4,8	3	Li-ion
NanoSat-1B	23,9	23	11,6	5	Li-ion
CYGNSS	25	38,3	4,5	2	Li-ion
NorSat-1	15,6	45	9,6	-	Li-ion
COSMIC-A	61	46	10	2	-
Proba 1	94	- (pico 90)	9	2	Li-ion
PROBA-2	120	50	11	2	Li-ion
PROBA-V	138,5	140	12	2,5	Li-ion
UPMSat-2	45	19,3	18	2	Li-ion
TUGSat-1	6,5	5,6	5,3	2	Li-ion
THEMIS A	77	40	12	2	Li-ion
Bird	94	40	12	1	NiH2
MOST	53	35	1	1	Ni-Cd
FORTÉ	41	55	15	3	Ni-Cd
Deimos 1	90	30	15	5	Li-ion
ChubuSat-1	50	-	9,5	0,5	Ni-MH
Diwata-1	50	39	7,4	4	Ni-MH
SDS-4	48	120	7,4	2	Ni-MH
Hodoyoshi-3	53	50	5,8	-	Li-ion
Hodoyoshi-4	64	50	5,8	-	Li-ion
LAPAN A2	68	32	17	-	Li-ion
M3MSat	85	70	17,4	-	Li-ion

V

Tabla 2: Información recogida de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg (2/2) [7] [8] [9] [10].

Misión	Paneles solares	Fecha lanzamiento	Tipo de órbita
Nanosat-1	Si and miniature AsGa/Ge	18/12/2004	LEO SS
NanoSat-1B	GaAs/Ge	29/07/2009	LEO SS
CYGNSS	-	15/12/2016	LEO
NorSat-1	GaInP/GaAs/Ge	14/07/2017	LEO SS
COSMIC-A	-	15/04/2006	Circular Near polar LEO
Proba 1	Body-mounted GaAs	22/10/2001	LEO SS
PROBA-2	Body-mounted and deployable GaAs	02/11/2009	LEO SS
PROBA-V	GaAs triple junction	07/05/2013	LEO SS
UPMSat-2	GaInP/GaAs/Ge	03/09/2020	LEO SS
TUGSat-1	Triple-junction GaAs	25/02/2013	LEO SS
THEMIS A	GaAs	17/02/2007	HEO
Bird	-	22/10/2001	SS LEO Circular
MOST	-	30/06/2003	LEO SS
FORTÉ	Si	29/08/1997	LEO Near polar Near circular
Deimos 1	GaAs	29/07/2009	SS LEO Near circular
ChubuSat-1	GaAs	06/11/2014	SS LEO
Diwata-1	-	27/04/2016	Near circular LEO
SDS-4	GaAs	17/05/2012	SS LEO
Hodoyoshi-3	GaInP2/GaGa/Ge	19/06/2014	SS LEO
Hodoyoshi-4	GaInP2/GaGa/Ge	19/06/2014	SS LEO
LAPAN A2	GaAs	24/09/2015	LEO Equatorial
M3MSat	GaInP/GaAs/Ge	22/06/2016	LEO SS

Se puede observar que la tecnología más ampliamente utilizada en paneles solares se basan en celdas de GaAs, aunque también se utiliza el Si. La variedad de potencia desarrollada por los paneles está fuertemente ligada al área de diseño de los mismos en mayor medida, y al nivel de desarrollo tecnológico de fabricación de las celdas (mejoras en la rugosidad superficial, eficiencia...).

En el caso de las baterías, existe una fuerte predominancia de las de ion Litio, aunque en este caso, la variedad es más amplia que para el caso de paneles, encontrándose baterías de NiH<sub>2</sub>, NiCd y NiMH. Esta elección podría estar motivada por la vida útil que ofrecen estas últimas, que se acoplan perfectamente al ciclo de vida típico de satélites de este tamaño.

Con el objetivo de presentar los datos de manera más esquemática se muestran una serie de figuras con la potencia y la capacidad de los distintos satélites estudiados teniendo en cuenta su masa seca.

La relación entre la potencia y la masa seca del satélite se expone en la Figura 2. En esta figura se ha trazado también una línea de tendencia que describe la relación entre estas variables.

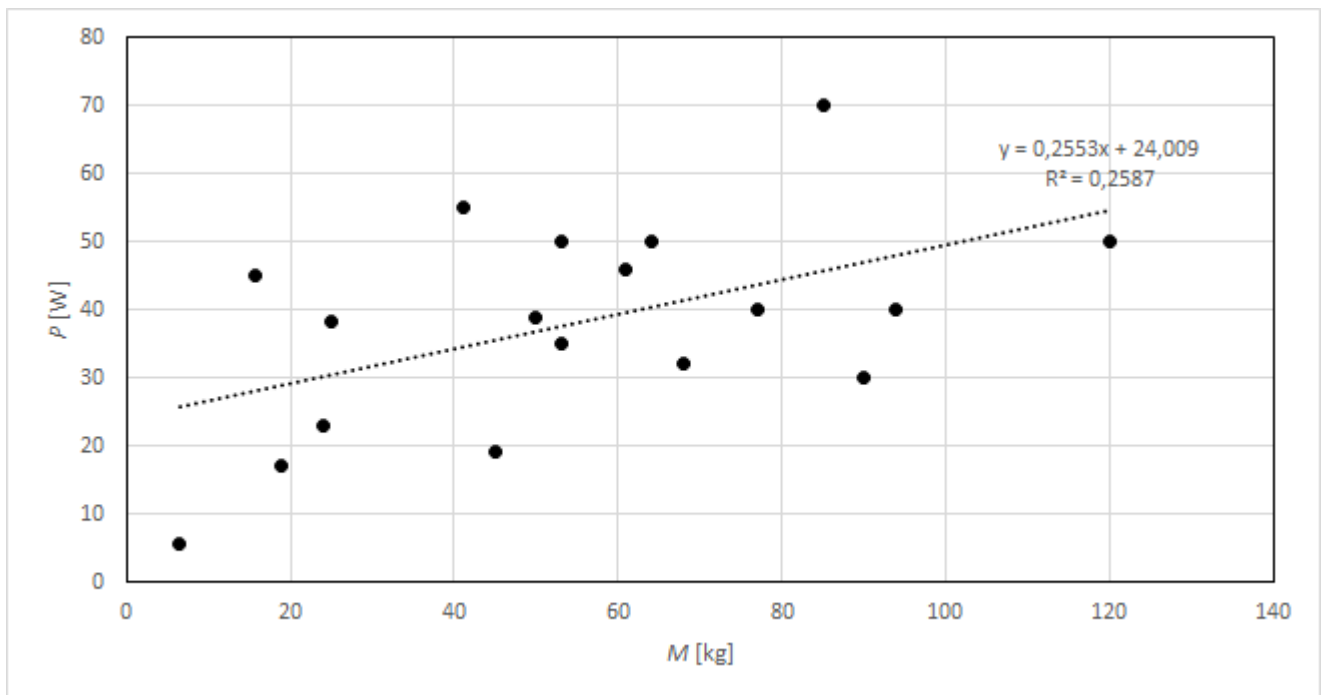


Figura 2: Potencia frente a masa en misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg.

El bajo valor de  $R^2$  obtenido para la línea de tendencia no permite establecer una relación fuerte entre las variables, denotando la importancia de otros parámetros como la órbita o la carga de pago del satélite. Los datos obtenidos sí permiten, sin embargo, afirmar la existencia de una cierta relación, donde una mayor masa implica una mayor potencia.

La relación entre la capacidad <sup>de las baterías</sup> y la masa seca del satélite se expone en la Figura 3. En este caso se obtienen unos resultados aún más dispersos, por lo que no se tratará de obtener una expresión de la relación entre estas variables.



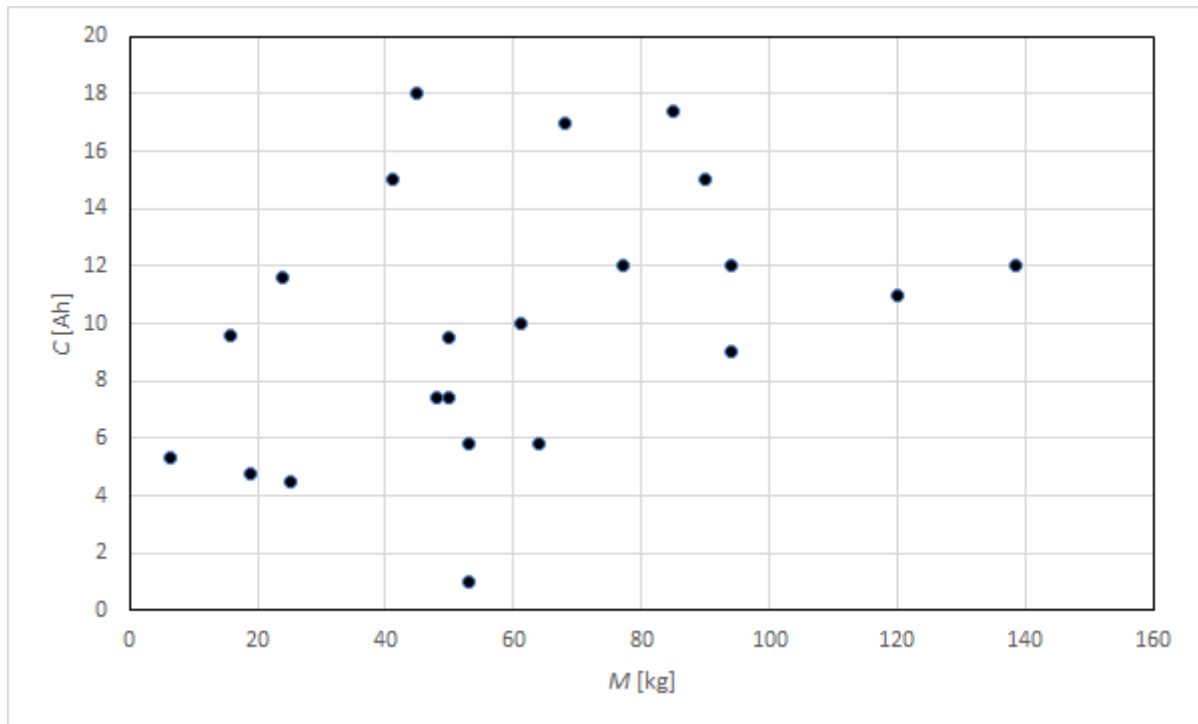


Figura 3: Capacidad de la batería frente a masa en misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg.

Con el fin de obtener una relación entre estos parámetros, se filtran a continuación los datos, relacionando únicamente aquellos que emplean baterías de Ion-Li. Esta relación se expone en la Figura 4. El valor de  $R^2$  obtenido sigue siendo muy bajo en este caso, de 0,175, por lo que la relación sigue sin estar muy definida, pudiéndose ver de nuevo la relevancia de variables diferentes a la masa.

"baterías Li-ion"

"baterías de ion-litio"

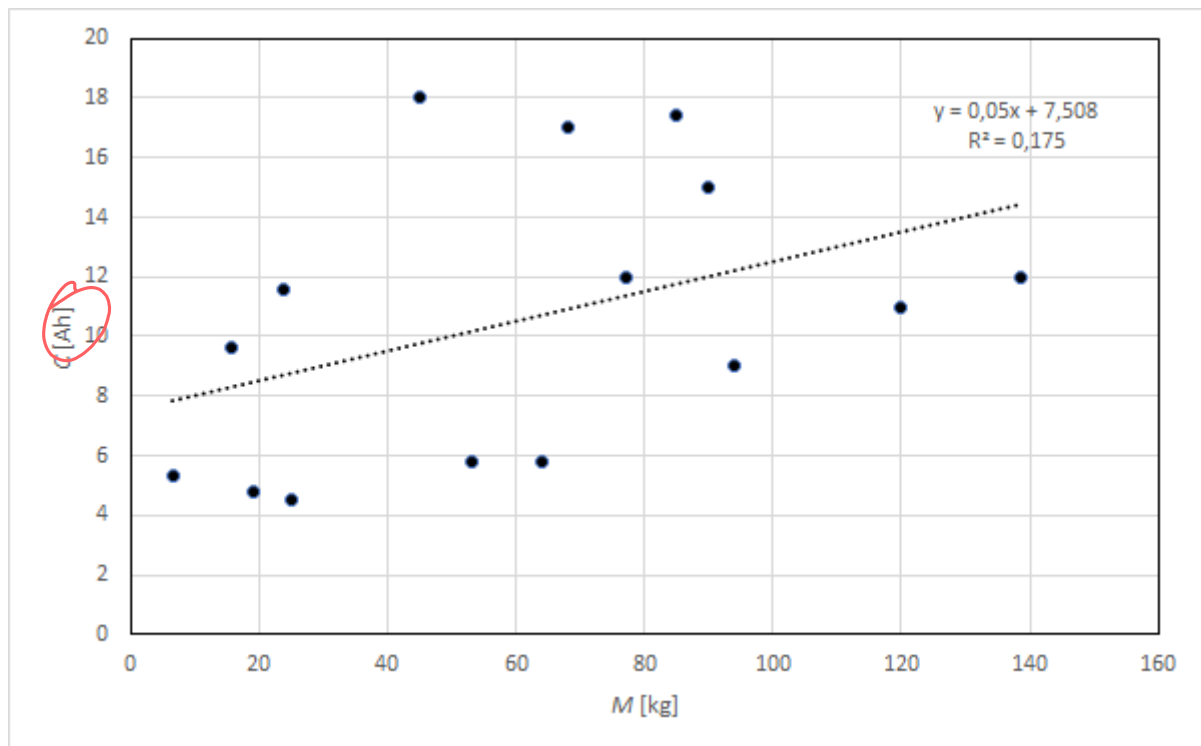


Figura 4: Capacidad de la batería frente a masa en baterías Ion-Li de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg.

Entre los datos recogidos para la Figura 4 se encuentra la masa y capacidad del UPMSat-2. Este dato se encuentra muy por encima de la relación obtenida para el resto de casos, y, dado que se conoce que esta misión emplea factores de seguridad especialmente altos en su batería, se trata de obtener una relación con mayor  $R^2$  excluyendo este dato.

En la Figura 5 se muestra la relación entre capacidad y masa de los satélites con baterías de Ion-Li estudiados, excluyendo el UPMSat-2. En este caso la línea de tendencia cuenta con un  $R^2$  notablemente superior, superando incluso el valor obtenido para la relación entre potencia y masa (ver Figura 2). Aun así, este valor sigue siendo muy bajo como para considerar como válida la relación, confirmando de nuevo la existencia de otras variables con una influencia muy notable.

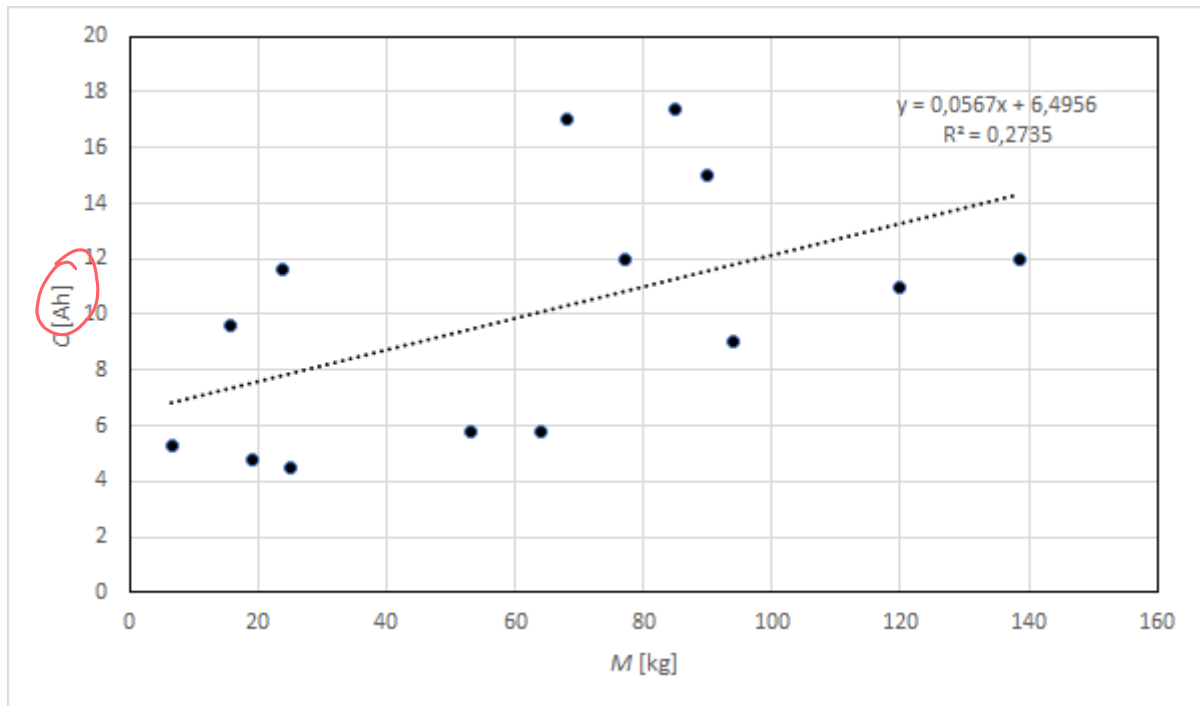


Figura 5: Capacidad de la batería frente a masa en bateríasIÓN-Li de misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg. Excluyendo el caso de UPMSat-2.

Finalmente, la Tabla 3 presenta un resumen de los coeficientes de determinación y las ecuaciones características obtenidas para las diferentes variables para misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg, incluyendo distintas tecnologías de baterías.

Tabla 3: Relaciones obtenidas entre Potencia, capacidad y masa para misiones posteriores al año 2000 con masas entre 15 y 140 kg.

Variable	Limitaciones	Número de datos	Ecuación característica	R <sup>2</sup>
P [W]		18	0,2553M+24,0090	0,2587
C [Ah]		22	-	-
C [Ah]	Ion-Li	16	0,0500M+7,5080	0,1750
C [Ah]	Ion-Li ex UPMSat-2	15	0,0567M+6,4956	0,2735

A-h

## 4. Conclusiones

En primer lugar, se debe comentar que se ha encontrado cierta relación entre la masa total del satélite y el valor de potencia media consumida por este. No obstante la regresión lineal propuesta presenta un bajo valor de  $R^2$ .

En el caso de la capacidad de las baterías, no se ha establecido una relación clara entre ese valor y la masa total del satélite que sea válida para todos los casos, como puede verse en la Figura 3. Esto es debido, en parte, al tipo de tecnología implementada en las baterías, ya que la base de datos utilizada incluye satélites con baterías de Ion-Li,  $\text{NiH}_2$ , Ni-MH y Ni-Cd, que pueden verse en la Tabla 1, siendo las primeras las más utilizadas en satélites actuales. En la Figura 4 puede observarse la relación entre la capacidad de las baterías de Ion-Li, de apariencia menos arbitraria que la anterior, aún así puede observarse un punto que se distancia de manera significativa del resto, este es el correspondiente al satélite UPMSat-2, que emplea una batería con una gran capacidad. Por lo tanto, en la Figura 5 se muestran los mismos datos excluyendo el caso del UPMSat-2, con lo que se puede apreciar una ligera tendencia lineal entre la capacidad de las baterías y la masa del satélite.

Se ha visto una fuerte relación entre los parámetros de capacidad y potencia media para con las particularidades específicas de cada misión. Un buen ejemplo de esto es el satélite MOST (Microvariability Oscillations of STars), que desempeña su misión en una órbita tipo dawn-dusk y que, por tanto, no sufre eclipses. Las condiciones de esa órbita hacen que requiera de una capacidad de baterías baja (1 Ah) que no sigue la relación establecida para el resto de misiones.

Respecto a los paneles solares y su tecnología, se puede ver como en la actualidad la practica totalidad de las misiones montan paneles solares de Arseniuro de galio, mientras que dos de las misiones más antiguas empleaban todavía células fotovoltaicas de Silicio.

## Referencias

1. MACDONALD, Malcolm y BADESCU, Viorel. The International Handbook Of Space Technology. *Springer*. 2014.
2. CHANG, Young Keun; HWANG, Ki Lyong y KANG, Suk Jin. SEDT (System Engineering Design Tool) development and its application to small satellite conceptual design. *Acta Astronautica*. 2007, vol. 61, págs. 676-690.
3. GRASSI, Michele y PASTENA, Massimiliano. Minimum power optimum control of microsatellite attitude dynamics. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2000, vol. 23, págs. 798-804.
4. EL-GOHARY, Noha; EL-KOOSY, M.; EL-SHATER, Thanaa; EL-KOSHAIRY, A. Deyaa y AB-BAS, Abd El Monem. Maximum power point tracking technique for microsatellite power supply system. *National Radio Science Conference, NRSC, Proceedings*. 2008.



5. AMMAR, Yamina; STAMBOULI, Amine Boudghène y BEKHTI, Mohammed. Design and optimization of microsatellite power system. *International Review of Aerospace Engineering*. 2015, vol. 8, págs. 141-150.
6. LARSON, Wiley J. y WERTZ, James R. Space mission analysis and design. *Microcosm Press ; Kluwer Academic*. 2008.
7. Satellite Database | Union of Concerned Scientists. [s.f.]. **urlalso:** <https://www.ucsusa.org/resources/satellite-database>.
8. Satellite Missions Directory - Earth Observation Missions - eoPortal. [s.f.]. **urlalso:** <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions>.
9. MANUEL, Carlos De; CUBAS, Javier y PINDADO, Santiago. On The Simulation Of The UPMSAT-2 Microsatellite Power. 2014.
10. El proyecto UPMSat-2. [s.f.]. **urlalso:** <http://www.idr.upm.es/index.php/es/el-proyecto-upm-sat-2>.