



DIMENSIONAMIENTO DE LOS PANELES SOLARES PARA LA MISIÓN SATELITAL AQUARIUS/SA-D EN BASE A DOS CASOS EXTREMOS[#]

E.M. Godfrin, J.C. Durán

Departamento de Física – Centro Atómico Constituyentes – CNEA
Av. General Paz 1499 – B1650KNA San Martín – Provincia de Buenos Aires – Argentina
Tel. (011) 6772-7132, Fax (011) 6772-7121, www.tandar.cnea.gov.ar, duan@tandar.cnea.gov.ar

RESUMEN

El Grupo Energía Solar de la CNEA, conjuntamente con personal de otros departamentos del Centro Atómico Constituyentes, trabaja actualmente en el desarrollo de los paneles solares para las misiones satelitales SAC-D y SAOCOM, en el marco del Plan Espacial Nacional. Las actividades incluyen el análisis de diferentes configuraciones eléctricas de los paneles solares y la simulación teórica del funcionamiento del subsistema de potencia del satélite. En el presente trabajo se presenta el procedimiento de análisis desarrollado, basado en la evaluación de dos casos extremos al final de la vida útil, aplicado a la misión satelital Aquarius/SAC-D.

Palabras claves: paneles solares – uso espacial – simulación – diseño circuito

INTRODUCCIÓN

El Grupo Energía Solar de la CNEA, junto a un grupo de trabajo interdepartamental del Centro Atómico Constituyentes, se encuentra trabajando en el desarrollo de los paneles solares para las misiones satelitales SAC-D, SAOCOM IA y SAOCOM IB, previstas en el Plan Espacial Nacional, en el marco de una cooperación con la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE). Las actividades en ejecución incluyen, además del desarrollo de las tecnologías de fabricación y ensayo de los paneles, la elaboración de modelos teóricos que permitan diseñar y simular el funcionamiento del subsistema de generación de energía eléctrica (subsistema de potencia) del satélite a lo largo de la vida útil de la misión.

El subsistema de potencia de un satélite, formado básicamente por los paneles solares y las baterías, es un componente fundamental de la misión dado que es el encargado de proveer la energía eléctrica requerida para el funcionamiento de la plataforma y de los instrumentos encargados de cumplir con los objetivos específicos de observación. En tal sentido, el diseño correcto y la confiabilidad de dicho subsistema resultan imprescindibles para garantizar el éxito de la misión (ver, por ejemplo, Clark y Hall, 2002; Dakermani, 2005; Haines, 2002; Jackson y Rueda, 2005).

El diseño del subsistema de potencia (Pastena y Grassi, 1999) y, en particular, de los paneles solares para un satélite dado se realiza habitualmente analizando el caso más desfavorable, de manera de asegurar la provisión de energía eléctrica en todo momento de la misión. Dicho caso ocurre, en general, al final de la vida útil del satélite (“end of life”, EOL), para ángulos de incidencia de la radiación solar sobre el panel elevados y para las órbitas con eclipses (satélite en el cono de sombra de la Tierra) de mayor duración. Sin embargo, debe tenerse en cuenta que esta situación, si bien posiblemente corresponda a la menor generación de energía, seguramente no identifica la mayor temperatura de operación y, en consecuencia, la menor tensión de trabajo del panel solar.

En este trabajo se presenta un método para realizar el dimensionamiento de los paneles solares para una misión satelital, en base a datos eléctricos de las celdas solares que los componen y considerando dos casos extremos al final de la misión: períodos de menor generación eléctrica por órbita y épocas de mayor temperatura de operación. En particular, se aplica el método propuesto a la misión Aquarius/SAC-D.

CARACTERÍSTICAS DE LA MISIÓN AQUARIUS/SAC-D

La misión Aquarius/SAC-D es producto de una colaboración entre la Comisión Nacional de Actividades Espaciales y la agencia espacial norteamericana (NASA), y tiene por objetivos:

- Obtener nueva información climática a partir de la medición de salinidad y la evaluación de la circulación y procesos de mezcla en el océano

[#] Trabajo financiado fundamentalmente por la CNEA y la CONAE. Cuenta también con aportes de la Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnología (PICT 2003 N° 10-14327).

- Detectar focos de alta temperatura en la superficie terrestre para obtener mapas de riesgo de incendios y evaluar la humedad del suelo con el fin de alertar en forma temprana el riesgo de inundaciones.

El satélite SAC-D tendrá un peso total de aproximadamente 1.600 kg, llevará a bordo diversos instrumentos de observación entre los que se destaca el Aquarius para la medición de la salinidad de los océanos, y será puesto en órbita a mediados de 2009. El instrumento principal tiene una vida útil mínima estimada de tres años, mientras que la vida útil del resto del satélite es de cinco años. La órbita seleccionada tiene las características señaladas en la Tabla I.

Parámetro	Valor Nominal	Observaciones
Altitud en el Ecuador	657 km	7 días (103 revoluciones) de ciclo de repetición
Excentricidad promedio	0,0012	Fijo
Inclinación	98,01°	Heliosincrónica
Nodo Ascendente	18:00 hs	
Perigeo	90°	
Período Orbital	98 minutos	

Tabla I: Características de la órbita seleccionada para el Aquarius/SAC-D

El cambio a lo largo del año de la posición del Sol respecto del plano orbital produce cortos períodos de eclipse (de hasta un máximo de 20 minutos de duración en cada órbita), entre los meses de mayo y agosto, cuando el satélite se encuentra sobre el hemisferio sur. La existencia de órbitas sin eclipses y órbitas con eclipses dará lugar a temperaturas de operación de los paneles solares variables dentro de un rango importante, lo que influye significativamente sobre las características de las curvas corriente-tensión (I-V) de los paneles, como se verá más adelante.

El satélite SAC-D tiene un requerimiento de potencia media de 1300 Watts (valor a confirmar), la cual deberá ser provista por un panel solar con una superficie total aproximada de 9 m². El subsistema de potencia está formado por dicho panel, una batería y un sistema de regulación de corriente. Para la fabricación de este panel se utilizarán celdas de triple juntura (*advanced triple junction* ATJ: GaInP-GaInAs-Ge), de 27,5% de eficiencia promedio, provistas por Emcore Corp.. El panel estará formado por módulos (conjuntos de 5 o 6 cadenas de celdas en serie, conectadas entre sí en paralelo) que podrán desconectarse o conectarse según el estado de carga de la batería. Un diseño preliminar del subsistema de potencia puede verse en Godfrin et al., 2005.

DESCRIPCIÓN DEL MODELO

La evaluación de la potencia generada por el panel solar en sus diferentes configuraciones al final de la vida útil (*end of life*, EOL) del satélite, se realiza a partir de las curvas I-V (simuladas teóricamente) de los módulos que lo conforman. A su vez, estas curvas se obtienen a partir de datos de las características eléctricas de las celdas individuales medidas en Tierra. El procedimiento es básicamente el siguiente:

1. Se utilizan los datos provistos por el fabricante (Emcore Corp.) de los parámetros eléctricos (corriente de cortocircuito [I_{cc}], tensión de circuito abierto [V_{ca}] y punto de máxima potencia [PMP]) de 2700 celdas ATJ, medidos a 28°C.
2. Se clasifican las celdas por corriente en el punto de máxima potencia (I_{max}), a fin de seleccionar los conjuntos de celdas a ser interconectadas en serie.
3. Se introduce un error aleatorio de $\pm 2\%$ en I_{cc} e I_{max} para simular el error experimental que se comete en la medición de las curvas I-V para su clasificación.
4. Se calculan los valores de los parámetros eléctricos (I_{cc} , V_{ca} y PMP) en EOL, para las temperaturas de operación esperadas, utilizando los factores de corrección asociados al daño por radiación (Tabla II, de Ref. Alurralde, 2005) y los coeficientes de variación por temperatura provistos por el fabricante (Tabla III, de Ref. Emcore, 2002), para las diferentes temperaturas de operación.
5. Se generan numéricamente las curvas I-V de las celdas individuales en EOL, a partir de los 3 puntos conocidos (I_{cc} , V_{ca} y PMP), utilizando el modelo del circuito equivalente con un diodo.
6. Se suman las curvas I-V de las celdas individuales interconectadas en serie, teniendo en cuenta los diodos de protección (diodos de paso y de bloqueo) y la resistencia serie que introducen los interconectores y las soldaduras, generándose de esta manera las curvas I-V de las cadenas (*strings*).
7. Se suman, finalmente, las curvas I-V de las cadenas que se interconectan entre sí en paralelo para formar los módulos, agregando en este caso un nuevo componente de protección (diodo de bloqueo) y la resistencia serie introducida por el cableado.

	Coefficiente
V_{ca}	0.950
I_{cc}	1.000
V_{max}	0.957
I_{max}	0.997

Tabla II: Coeficientes de degradación de las características eléctricas de las celdas por daño por radiación al bo de 3 años de misión.

	Coefficiente
$\Delta V_{c_c}/\Delta T$	-5.48 mV/°C
$\Delta I_{c_c}/\Delta T$	0.286 mA/°C
$\Delta V_{\max}/\Delta T$	-5.68 mV/°C
$\Delta I_{\max}/\Delta T$	0.206 mA/°C

Tabla III: Coeficientes de temperatura en EOL (3 años).

PANEL SOLAR DEL SATÉLITE SAC-D: DIFERENTES CONFIGURACIONES

Teniendo en cuenta el área (aproximadamente 9 m²) y la geometría (dos alas), se consideraron tres configuraciones del panel solar. En todos los casos se ubicaron en ambas alas la mayor cantidad de cadenas completas posible. Las tres configuraciones constan de:

- 2574 celdas distribuidas en 143 cadenas de 18 celdas cada una,
- 2565 celdas distribuidas en 135 cadenas de 19 celdas cada una,
- 2560 celdas distribuidas en 128 cadenas de 20 celdas cada una,

con las siguientes características

- un diodo de paso por celda,
- un diodo de bloqueo por cadena,
- una resistencia serie de 0,32 Ω (estimada en base a la resistencia serie medida de cada interconector y del cableado) para cada cadena,
- módulos formados por 6 cadenas interconectadas en paralelo,
- un diodo de bloqueo final por módulo
- una resistencia serie de 0,37 Ω (asociada al cableado) para cada módulo.

RESULTADOS

Se analizaron en EOL dos casos críticos, uno correspondiente a la época del año con eclipses de mayor duración y el otro, al período con radiación solar con incidencia normal sobre los paneles y sin eclipses. Considerando las temperaturas de operación de los paneles en ambos casos, el primero se denomina “caso frío” y el segundo “caso caliente”.

➤ Caso Frío

En la órbita del SAC-D, el caso frío ocurre durante el mes de junio y tiene las siguientes características

- Temperatura de operación del panel solar: 53°C
- Duración máxima del eclipse: 20 minutos
- Ángulo de incidencia de la radiación solar sobre el panel: 31°.

➤ Caso Caliente

El caso caliente ocurre durante el mes de noviembre y tiene las siguientes características

- Temperatura de operación: 83°C
- Sin eclipses, o sea que el panel solar está permanentemente al Sol
- Incidencia normal de la radiación solar sobre el panel (0°).

Para cada una de las configuraciones (18, 19 y 20 celdas por cadena) y temperaturas de operación, se determinaron las curvas I-V de cada módulo y se identificó el módulo de potencia media. En las figuras 1 y 2 se presentan las curvas I-V de los módulos de potencia media para cada configuración, incidencia normal de la radiación solar y temperaturas de operación de 53°C y 83°C. En la Tabla IV se dan los valores obtenidos para las tensiones en el punto de máxima potencia.

# celdas/cadena	53°C	83°C
18	35.2	31.7
19	37.3	33.6
20	39.3	35.4

Tabla IV: Tensiones en el punto de máxima potencia [V] para cada una de las configuraciones de las cadenas y las temperaturas de operación.

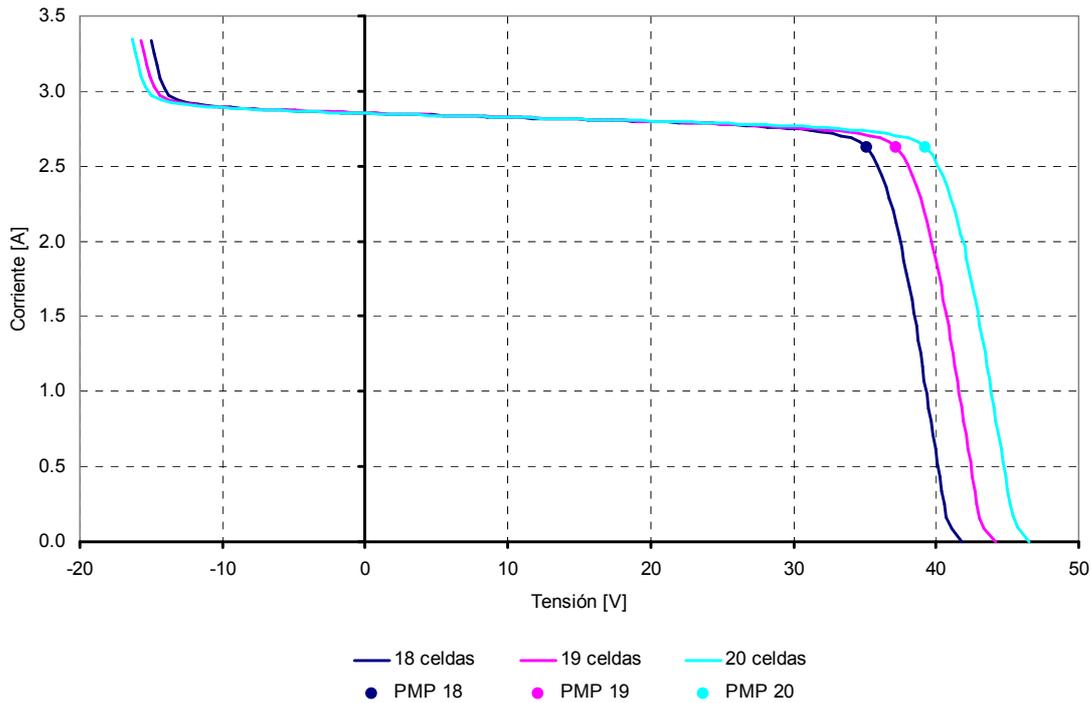


Figura 1: Curvas I-V de los módulos medios para una temperatura de operación de 53°C, para las distintas configuraciones.

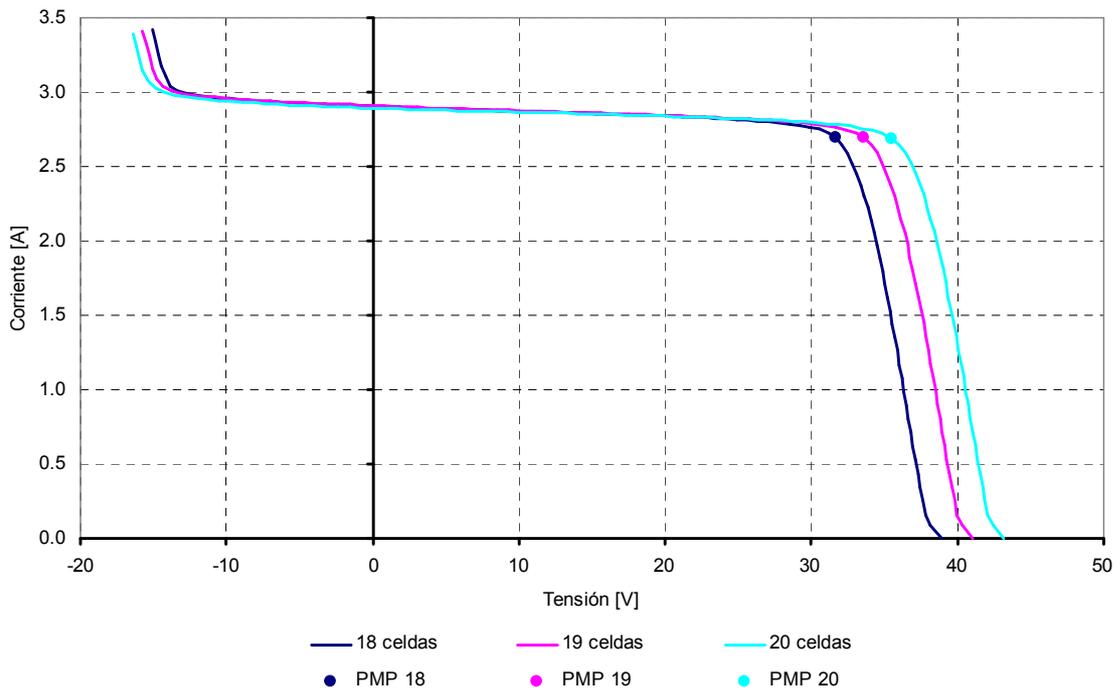


Figura 2: Curvas I-V de los módulos medios para una temperatura de operación de 83°C, con las distintas configuraciones.

El punto de trabajo (o sea la tensión de operación) de los módulos se encuentra definido por la tensión de la batería, la que a su vez depende de diversos factores: número de celdas de batería en serie, características de cada celda de batería, temperatura de operación de la batería, situación de carga o descarga. En el caso de las baterías de hidrógeno del SAC-D, con 22 celdas de batería en serie, a una temperatura estimada de operación de -10°C y a plena carga, dicha tensión es levemente superior a los 34 V.

A partir de la curva I-V de los módulos medios para cada configuración y temperatura de trabajo, se estimó la potencia total generada por el panel solar, introduciendo en esta etapa los factores de corrección no tenidos en cuenta previamente,

asociados con: (i) la variación de la distancia Tierra-Sol a lo largo del año, (ii) el ángulo de incidencia de la radiación solar, (iii) el daño por radiación UV y micrometeoritos, (iv) las pérdidas en la batería, y (v) la duración del eclipse. Estos factores se dan en la Tabla V.

Factores de corrección	Junio	Caso caliente
Distancia Tierra-Sol	0.97	0.98
Incidencia de la radiación solar	0.85	1.00
UV + micrometeoritos	0.98	0.98
Batería	0.97	1.00
Eclipse	0.796	1.00
TOTAL	0.628	0.962

Tabla V: Factores de corrección utilizados para el cálculo de la potencia generada por el panel solar.

Dado que las simulaciones del subsistema de potencia de un satélite deben contemplar la posibilidad de falla parcial de sus componentes a fin de evaluar las consecuencias que estas fallas podrían tener sobre la misión, se analizaron las siguientes situaciones:

1. la totalidad del panel solar y de la batería funcionando
2. pérdida de un módulo (6 cadenas) del panel solar
3. pérdida de una celda de batería
4. pérdida de un módulo (6 cadenas) del panel solar y de una celda de batería.

En el caso del mes de junio, se consideró que la batería opera, en promedio, al 90% de su capacidad, resultando tensiones de trabajo de 33,8V para las 22 celdas de batería funcionando, y 32,3 V en caso de falla de una de las celdas de batería.

Para el “caso caliente”, la batería se encuentra habitualmente totalmente cargada, resultando tensiones de trabajo de 34,2 V con la batería funcionando completa, y 32,7 V en caso de falla de una de sus celdas.

En la Tabla VI y VII se muestran los resultados obtenidos.

Cantidad de celdas solares/cadena	18	19	20
Cantidad de módulos/panel	143	135	128
Cantidad de celdas de batería funcionando	22 (Tensión 33,8 V)		
Potencia del panel completo [W]	1360	1300	1240
Potencia del panel con falla de 1 módulo [W]	1300	1240	1184
Cantidad de celdas de batería funcionando	21 (Tensión 32,3 V)		
Potencia del panel completo [W]	1310	1250	1190
Potencia del panel con falla de 1 módulo [W]	1260	1190	1130

Tabla VI: Potencias generadas por el panel completo y con falla de un módulo, para el “caso frío”.

Cantidad de celdas/cadena	18	19	20
Cantidad de módulos/panel	143	135	128
Cantidad de celdas de batería	22 (Tensión 34,2V)		
Potencia del panel completo [W]	1630	2060	2150
Potencia del panel con falla de 1 módulo [W]	1560	1980	2060
Cantidad de celdas de batería	21 (Tensión 32,7 V)		
Potencia del panel completo [W]	1910	2050	2080
Potencia del panel con falla de 1 módulo [W]	1830	1970	1990

Tabla VII: Potencias generadas por el panel completo y con falla de un módulo, para el “caso caliente”.

CONCLUSIONES

Se desarrolló un procedimiento de evaluación del subsistema de potencia de una misión satelital, basado en el estudio de dos casos críticos (“caso frío” y “caso caliente”) al final de la vida útil de la misión. Se aplicó este procedimiento a la misión Aquarius/SAC-D, analizándose en particular configuraciones eléctricas con 18, 19 y 20 celdas solares por cadena. Los resultados obtenidos muestran que la configuración con 18 celdas por cadena es la que presenta la mayor potencia generada en el “caso frío”, o sea en el período de menor generación debido a los eclipses. Sin embargo, cabe destacar que en esta configuración el punto de trabajo del panel solar durante el “caso caliente” se encuentra ubicado a la derecha del punto de máxima potencia de la curva I-V, con el consiguiente riesgo de pérdida importante de potencia ante caídas de tensión asociadas con factores no tenidos en cuenta en la simulación.

NOMENCLATURA

V	tensión
I	corriente
V_{ca}	tensión a circuito abierto
I_{cc}	corriente de cortocircuito
V_{max}	tensión en el punto de máxima potencia
I_{max}	corriente en el punto de máxima potencia

REFERENCIAS

- Alurralde M. (2005), Degradación de celdas Emcore ATJ para tres y cinco años en órbita tipo SAOCOM, CAC-PSE-ENV-00600A-IN.
- Clark C.S., Hall K.W. (2002), Power System Design and Performance on the World’s Most Advanced In-Orbit Nanosatellite, Sixth European Space Power Conference Procedures, 129.
- Dakermanji G. (2005), The Messenger Spacecraft Power System Design and Early Mission Performance, Seventh Space Power Conference Procedures.
- Emcore (2002), Report on space qualification test for the GaInP₂/InGaAs/Ge advanced triple junction bare solar cell, without bypass diode, Emcore ID EWRP036 (documento reservado).
- Godfrin E.M., Fernández Slezak D., Durán J.C. (2005), Misión satelital Aquarius/SAC-D: diseño preliminar del panel solar y simulaciones del comportamiento del subsistema de potencia, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 9, 04.13.
- Haines J.E. (2002), Spacecraft Recovery! Power System Design and Operation – Lessons learnt, Sixth European Space Power Conference Procedures, 185.
- Jackson B., Rueda, P. (2005), Power System for the Herschel & Planck Spacecraft, Seventh Space Power Conference Procedures.
- Pastena M., Grassi M. (1999), Design and performance analysis of the electric power sub-system for a multi-mission microsatellite, Acta Astronautica Volume 44, Issue 1, 31

ABSTRACT

The Solar Energy Group of the National Atomic Energy Commission (CNEA), jointly with people from other departments of the Constituyentes Atomic Center, is working in the development of the solar arrays for SAC-D and SAOCOM satellite missions, within the frame of the National Space Plan. The activities include the analysis of different electrical configurations for the solar array and the theoretical simulation of the power subsystem performance. In this paper, we present an analysis based on the evaluation of two extreme cases and we apply it to the SAC-D mission.

Keywords: solar arrays – spatial use – simulation – circuit design