

MISIÓN SATELITAL AQUARIUS/SAC-D: SIMULACIÓN Y ESTIMACIÓN DE LA POTENCIA DEL MODELO DE VUELO DE LOS PANELES SOLARES

E.M. Godfrin¹, D. Fernández Slezak², J.C. Durán¹

¹ Gerencia Investigación y Aplicaciones – Grupo Energía Solar – 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

² Departamento de Computación – Facultad de Ciencias Exactas y Naturales – UBA
Pabellón I – Ciudad Universitaria – 1428 Buenos Aires – Argentina
Tel/Fax (011) 4576-3359, www.dc.uba.ar, dslezak@dc.uba.ar

RESUMEN: El Grupo Energía Solar de la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA), conjuntamente con personal de otros sectores del Centro Atómico Constituyentes, trabaja actualmente en el desarrollo de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D, en el marco de un acuerdo de cooperación entre la CNEA y la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE). En el presente trabajo se describe la simulación del funcionamiento del modelo de vuelo (“Flight Model”) de los paneles solares para dicha misión, como también la estimación de la potencia que generarán los mismos en órbita. Esta simulación fue realizada a partir de las mediciones eléctricas, en condiciones normalizadas, de las celdas solares con interconectores y cubierta de vidrio (“Covered Interconnected Cells”, CIC) utilizadas para la integración de los paneles solares. Los resultados obtenidos muestran que los paneles solares elaborados satisfacen los requerimientos de potencia especificados.

Palabras clave: fotovoltaico, espacio, simulación, potencia

INTRODUCCIÓN

El Plan Espacial Nacional, cuyo organismo ejecutor es la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE), prevé la realización de diversas misiones satelitales tecnológicas y de observación de la Tierra, entre ellas dos misiones SAOCOM y nuevos satélites de la serie SAC (CONAE, 2009).

Teniendo en cuenta que cada misión satelital requiere paneles solares diseñados específicamente para satisfacer la demanda de energía eléctrica del satélite y que el precio de los mismos en el mercado internacional es muy elevado, en el año 1995 el Grupo Energía Solar (GES) de la CNEA decidió iniciar actividades en el tema, aprovechando su experiencia previa en el desarrollo y medición de dispositivos fotovoltaicos para usos terrestres. En tal sentido y con el objeto de disponer en el país de las herramientas de diseño, fabricación, caracterización y ensayo de los paneles solares para las futuras misiones satelitales previstas en el Plan Espacial Nacional, en marzo de 2001, la CNEA y la CONAE suscribieron un convenio de cooperación cuyo objetivo final es proveer los paneles solares para el satélite de observación argentino SAOCOM-1A. Este convenio, encuadrado dentro de la Ley No 23.877 de innovación tecnológica, dio lugar a la iniciación en el Centro Atómico Constituyentes (CAC) del Subproyecto Paneles Solares, para cuya ejecución se constituyó en dicho Centro un grupo de trabajo interdisciplinario con profesionales y técnicos de diversos departamentos del Centro Atómico.

La colaboración descrita en el párrafo precedente se amplió posteriormente mediante la firma de dos nuevos contratos, también en el marco de la Ley 23.877. El último de ellos, firmado en marzo de 2007, tiene por finalidad la “Integración y ensayo de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D”. Esta misión es un proyecto conjunto entre la CONAE y la agencia espacial de los EE.UU., NASA, y su objetivo principal es la obtención de nueva información climática a partir de la medición de salinidad de los océanos y la detección de focos de alta temperatura en la superficie terrestre para la obtención de mapas de riesgo de incendios e inundaciones.

En este trabajo se presenta la simulación del funcionamiento del modelo de vuelo de los paneles solares para la misión Aquarius/SAC-D, realizada mediante modelos y programas de cálculo desarrollados previamente (Berbeglia et al., 2003; Godfrin et al., 2005; Godfrin et al., 2007).

CARACTERÍSTICA DEL MODELO DE VUELO DE LOS PANELES SOLARES

El modelo de vuelo (“Flight Model”, FM) de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D tiene un área aproximada de 9 m². Está compuesto por dos paneles compuestos por 2574 celdas de triple juntura (ATJ, por “Advanced Triple Junction”), provistas por Emcore, y cuya integración en CIC (“Covered and Interconnected Cell”: celda con diodo de paso, interconectores y vidrio) se realizó en el GES. Estas celdas solares se interconectan en serie, mediante interconectores y cintas de interconexión de Kovar plateado, formando cadenas de 18 celdas. Cada cadena lleva además un diodo de bloqueo.

A su vez, las cadenas se conectan entre sí en paralelo, mediante cables, formando módulos de 5, 6 o 7 cadenas. Cada uno de paneles posee 12 módulos pero con configuraciones levemente diferentes. En el Panel +X, 11 módulos están formados por 6 cadenas y 1, por 7 cadenas. Por su parte, en el Panel -X 10 módulos están formados por 6 cadenas y 2, por 5 cadenas.

Los procedimientos de fabricación y ensayo pueden verse en publicaciones previas (ver, por ej., Alurralde et al., 2005; Alurralde et al., 2007). En la Fig. 1 se observan ambos paneles, casi terminados, en el laboratorio de integración en la CNEA.

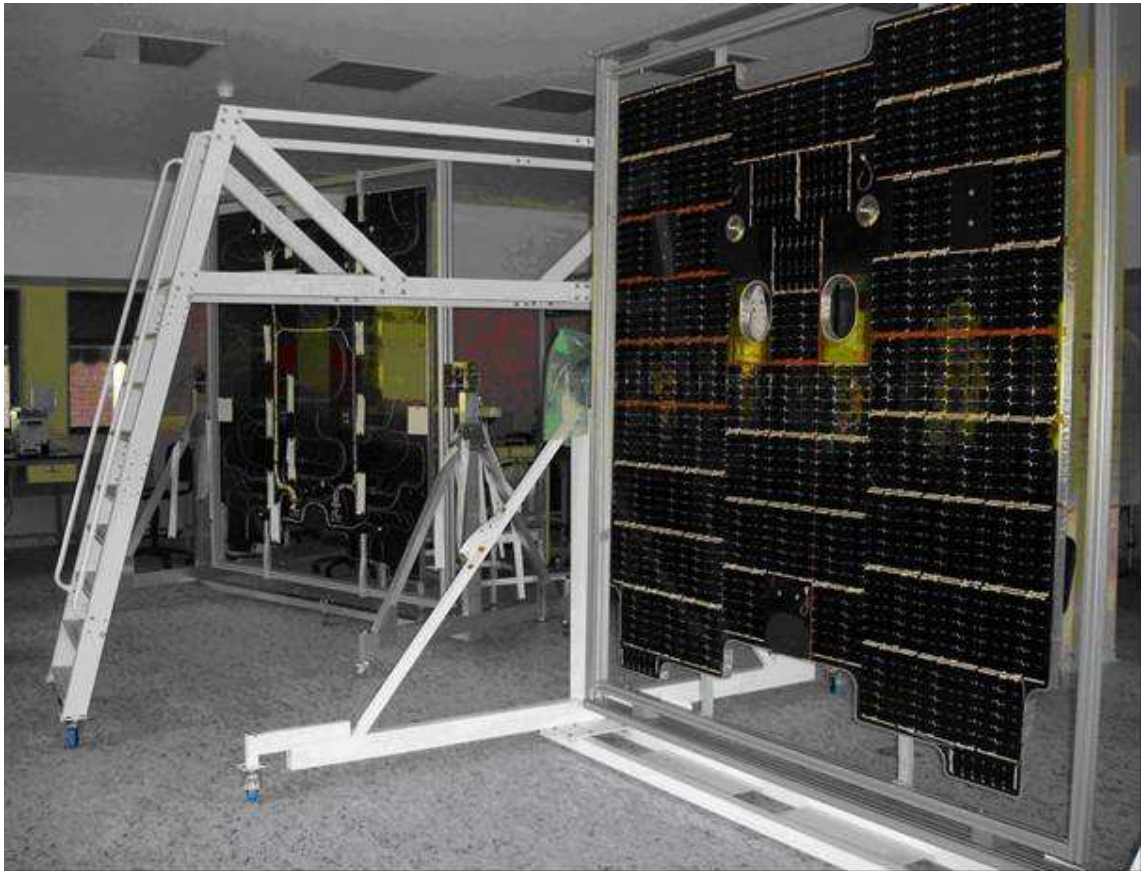


Figura 1: Vista de los Paneles -X (cara frontal) y +X (cara posterior) del Modelo de Vuelo.

ESTIMACIÓN PRELIMINAR DE LA POTENCIA DE LOS PANELES SOLARES

Para el diseño del FM de la misión satelital Aquarius /SAC-D se realizó una estimación preliminar de la potencia al comienzo de la vida útil del satélite (BOL, “Beginning of Life”), al final de su vida útil (EOL, “End of Life”), para 3 y 5 años de misión, considerando una temperatura de operación de 53°C. Se utilizaron los valores de los parámetros eléctricos promedio (corriente de cortocircuito, I_{cc} , tensión de circuito abierto, V_{ca} , tensión y corriente en el punto de máxima potencia, V_{pmp} e I_{pmp} respectivamente) de 3350 celdas solares ATJ provistas por Emcore y medidas a 28°C (ver Tabla 1).

V_{ca} [V]	I_{cc} [A]	V_{pmp} [V]	I_{pmp} [W]
2,616	0,471	2,285	0,451

Tabla 1: Valores de los parámetros eléctricos promedio, a 28°C, de las 3350 celdas consideradas.

Se obtuvieron los valores de las celdas CIC considerando los factores de corrección empíricos (Tabla 2), provistos por E. Gaddy del Goddard Space Flight Center – NASA (Gaddy, 2008), asociados a:

- diferencia en la corriente de las celdas solares interconectadas en serie (“mismatch”),
- pegado del vidrio,
- degradación producida durante el proceso de fabricación,
- incertidumbre de la medición.

El factor de corrección por “mismatch” se obtiene como el cociente entre la potencia en el punto de máxima potencia de un módulo “real”, compuesto por celdas con diferencias en sus características eléctricas y la de un módulo compuesto por celdas idénticas. Las diferencias en las características de las celdas solares que conforman el módulo “real” se estiman a partir de la dispersión de los parámetros eléctricos provistos por el fabricante y del error asociado a la determinación de dichos parámetros. En cuanto al factor asociado al pegado del vidrio, cabe destacar que el tratamiento antirreflectante de las celdas solares está diseñado para su utilización con la cubierta de vidrio pegada. Por tal motivo, la colocación del vidrio produce, en realidad, una mejora de aproximadamente 1% en la corriente de cortocircuito de la celda. Sin embargo, dado que las evaluaciones del funcionamiento de los sistemas espaciales se realizan considerando las situaciones más desfavorables, no se tuvo en cuenta dicha mejora en el factor correspondiente.

	V_{ca}	I_{cc}	V_{pmp}	I_{pmp}
Mismatch	1,000	0,995	1,000	0,995
Pegado vidrio	1,000	1,000	1,000	1,000
Integración	0,995	0,995	0,995	0,995
Incertidumbre	1,000	0,980	1,000	0,980

Tabla 2: Valores de los factores de corrección considerados para la obtención de los parámetros eléctricos de la celda CIC.

Luego, usando los factores de corrección debido al daño por radiación y los coeficientes de variación de temperatura, todos ellos provistos por el fabricante (Emcore, 2002) (Tablas 3 y 4), se obtuvieron los valores de los parámetros eléctricos de la celda CIC para los 3 casos.

	BOL	3 years	5 years
V_{ca}	1,000	0,955	0,951
I_{cc}	1,000	1,000	1,000
V_{max}	1,000	0,957	0,954
I_{max}	1,000	0,997	0,994

Tabla 3: Valores de los factores de corrección debido al daño por radiación.

	BOL	EOL 3 años	EOL 5 años
$\Delta V_{ca}/\Delta T$ [mV/°C]	-5,48	-5,48	-5,49
$\Delta I_{cc}/\Delta T$ [mA/°C]	0,331	0,286	0,290
$\Delta V_{pmp}/\Delta T$ [mV/°C]	-5,93	-5,68	-5,70
$\Delta I_{pmp}/\Delta T$ [mA/°C]	0,310	0,216	0,226

Tabla 4: Valores de los coeficientes de variación de temperatura.

Para esta estimación preliminar, se consideró que todas las cadenas poseen la misma resistencia serie (0,32 Ω) y una caída de tensión de 0,73 V debido al diodo de bloqueo, que todos los módulos poseen la misma resistencia serie de 0,37 Ω y que están formados por 6 cadenas interconectadas en paralelo (el FM queda entonces formado por 23,8 módulos = 143 cadenas).

Para los tres casos, se calculó la potencia de un módulo y del FM, en los conectores de los paneles solares, para incidencia normal de la radiación solar. Finalmente, se calculó para cada caso la potencia de un módulo y del FM completo, en el punto de máxima potencia y en un punto de trabajo de 34,4 V (que corresponde a una tensión de trabajo de 33 V en los bornes de la batería), utilizando los factores de corrección (ver Tabla 5) debidos a: (i) el daño producido por la radiación ultravioleta (UV), los micrometeoritos y la contaminación (factores empíricos provistos por Gaddy, 2008); (ii) la excentricidad para el mes de junio (Igbal, 1983); (iii) el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles en junio ($\cos 31,4^\circ = 0,8536$); (iv) el cociente entre el período de iluminación por órbita en el mes de junio, 78 minutos, y la duración total de la órbita, 98 minutos (Factor por eclipse = $78/98 = 0,7959$). En la Tabla 6 se muestran los valores obtenidos para la potencia del módulo y del FM, para cada caso, en junio, (a) para incidencia normal de la radiación solar y (b) para una incidencia de $31,4^\circ$. P_{pmp} indica la potencia en el punto de máxima potencia.

	V _{ca}	I _{cc}	V _{pmp}	I _{pmp}	P _{pmp}
UV	1,000	0,985	1,000	0,985	
Micrometeoritos	1,000	0,995	1,000	0,995	
Contaminación	1,000	0,990	1,000	0,990	
Excentricidad					0,9714
Ángulo de la radiación					0,8536
Eclipses					0,7959

Tabla 5: Valores de los factores de corrección considerados para el cálculo de la potencia del módulo y del FM en BOL (28°C) y EOL (53°C) para 3 y 5 años de misión.

	BOL 28°C	EOL 3 años 53°C	EOL 5 años 53°C
Módulo PMP (a)	105,2	94,7	94,1
FM PMP (a)	2504	2554	2175
FM 34,5 V (a)	2419	2467	2101
Módulo PMP (b)	67,3	60,6	60,3
FM PMP (b)	1605	1445	1346
FM 34,5 V (b)	1550	1396	1388

Tabla 6: Valores de las potencias (en W) en el punto de máxima potencia del módulo y FM, para cada uno de los 3 casos, en los conectores, en junio, a) para incidencia normal de la radiación solar y (b) para una incidencia de 31,4°.

SIMULACIÓN DEL FUNCIONAMIENTO DE LOS PANELES SOLARES

Previo a la integración de las cadenas, las celdas fueron clasificadas en 6 clases según la corriente de cortocircuito y la corriente correspondiente a la tensión de trabajo. En la Tabla 7 se muestran los valores de los promedios, la desviación estándar, los máximos y los mínimos de los parámetros eléctricos de las celdas para cada una de las clases. Las cadenas se formaron con celdas pertenecientes a una misma clase.

Clase		V _{ca} [V]	I _{cc} [A]	V _{pmp} [V]	I _{pmp} [A]	P _{pmp} [W]
A1	Promedios	2,612	0,480	2,213	0,462	1,021
	Desv. estándar	0,015	0,002	0,019	0,003	0,007
		0,58%	0,41%	0,85%	0,74%	0,72%
	Mínimos	2,562	0,478	2,118	0,452	1,005
	Máximos	2,644	0,491	2,271	0,492	1,065
A2	Promedios	2,604	0,480	2,195	0,458	1,005
	Desv. estándar	0,021	0,002	0,025	0,005	0,008
		0,81%	0,39%	1,12%	1,10%	0,78%
	Mínimos	2,535	0,478	2,056	0,443	0,979
	Máximos	2,643	0,487	2,270	0,506	1,040
A3	Promedios	2,603	0,480	2,159	0,451	0,973
	Desv. estándar	0,018	0,002	0,044	0,011	0,017
		0,70%	0,41%	2,04%	2,47%	1,71%
	Mínimos	2,557	0,478	2,076	0,421	0,909
	Máximos	2,638	0,485	2,243	0,464	0,989
B1	Promedios	2,610	0,475	2,219	0,459	1,018
	Desv. estándar	0,015	0,002	0,019	0,004	0,009
		0,59%	0,42%	0,84%	0,89%	0,90%
	Mínimos	2,543	0,465	2,173	0,393	0,879
	Máximos	2,644	0,477	2,280	0,469	1,044
B2	Promedios	2,599	0,475	2,166	0,446	0,965
	Desv. estándar	0,021	0,002	0,038	0,017	0,033
		0,80%	0,50%	1,75%	3,93%	3,38%
	Mínimos	2,526	0,466	2,105	0,396	0,861
	Máximos	2,646	0,477	2,237	0,462	0,998
B3	Promedios	2,598	0,475	2,166	0,446	0,965
	Desv. estándar	0,026	0,002	0,038	0,017	0,033
		0,00%	0,37%	1,75%	3,93%	3,38%
	Mínimos	2,527	0,471	2,105	0,396	0,861
	Máximos	2,634	0,477	2,237	0,462	0,998

Tabla 7: Valores promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de los parámetros eléctricos de las celdas CIC integradas para el FM para cada una de las clases.

La simulación eléctrica del FM se realizó mediante herramientas numéricas desarrolladas previamente (Godfrin et al., 2007), utilizando como datos de entrada las características eléctricas de corriente vs. tensión (I-V) de las celdas que conforman los paneles, medidas en condiciones estándar (AM0, 1367 W/m², 28 °C). Se incluyó en la simulación la resistencia eléctrica asociada al cableado real de cada cadena y cada módulo, y el diodo de bloqueo conectado en serie con cada cadena. En la Tabla 8 se muestran los valores de los parámetros eléctricos de los Paneles +X y -X y del FM en condiciones normalizadas (BOL, AM0, 1367 W/m², 28°C). P_{pmp} indica potencia en el punto de máxima potencia.

	V _{ca} [V]	I _c [A]	V _{pmp} [V]	I _{pmp} [A]	P _{pmp} [W]
+X	46,8	35,4	39,1	33,3	1300
-X	46,5	33,8	39,0	31,7	1237
FM	46,6	69,2	39,0	65,0	2537

Tabla 8: Valores de los parámetros eléctricos, obtenidas mediante simulación, de los Paneles +X, -X y del FM, en BOL, a condiciones normalizadas.

Por último, se realizó una estimación de la potencia del FM para una órbita completa en EOL (5 años), para el peor caso (junio, máxima duración de los eclipses) utilizando el valor de incertidumbre en la medición de Tabla 2 y los datos especificados en Tablas 3 a 5. La Tabla 9 presenta los resultados obtenidos en dos puntos de trabajo: (i) el punto de máxima potencia y (ii) en la tensión de trabajo del FM en los conectores (34.5 V). El subíndice “w” indica que el parámetro se considera en el punto de trabajo

	V _{ca} [V]	I _c [A]	V _{pmp} [V]	I _{pmp} [A]	P _{pmp} [W]	I _w [A]	P _w [W]
+X	42,0	34,0	34,8	31,6	726	31.8	725
-X	41,7	32,5	34,6	30,2	690	30.3	690
FM	41,8	66,5	34,7	61,9	1416	62.1	1415

Tabla 9: Valores de los parámetros eléctricos, obtenidas mediante estimación, de los Paneles +X, -X y del FM, en EOL (53°C, 5 años de misión), en los conectores para dos puntos: el punto de máxima potencia y el punto de trabajo V_w = 34,5 V.

El requerimiento de potencia (AS-223-0101, 2007) indica que, al cabo de 5 años, el FM debe proveer 1320 W en promedio sobre cada órbita, en los bornes de la batería, considerando que no hay fallas de módulos, ni de celdas de batería. En base a los valores calculados, la potencia media orbital que generará en los bornes de la batería el FM a fin de vida útil (EOL) es:

$$P_w = I_w * V_{wbornes} * \text{factor} = 1350 \text{ W}$$

donde V_{wbornes} es la tensión de trabajo en los bornes de la batería (33 V) y factor corresponde al resultado de la multiplicación de todos los factores de corrección de la Tabla 5 que afectan la potencia.

COMPARACIÓN DE LOS RESULTADOS Y VERIFICACIÓN

Los resultados obtenidos para la potencia del FM mediante la estimación preliminar son levemente menores (diferencia < 2%) que los obtenidos mediante la simulación, tanto para BOL cuanto para EOL (53°C, 5 años de misión), indicando un buen acuerdo entre ambos métodos. Parte de esta diferencia está asociada al hecho de que en la estimación preliminar se sobreestimó la longitud de los cables y, en consecuencia, de la resistencia serie de cadenas y módulos.

Al finalizar la integración del FM, se realizó el ensayo eléctrico funcional (EEF) de cada módulo determinando la curva I-V mediante una fuente de luz pulsada de Xe (un flash comercial), filtros neutros, un osciloscopio digital y una carga electrónica. Las mediciones se realizaron a temperatura ambiente (T = 22,5°C ± 1°C), obteniendo alrededor de 10 pares I-V entre V_{ca} e I_{cc}. A modo de ejemplo, la Figura 1 muestra la comparación de las curvas I-V obtenidas por simulación, por simulación corregida por temperatura y mediante la medición eléctrica.

Las diferencias encontradas entre la simulación y la medición eléctrica seguramente están asociadas a que las condiciones experimentales de iluminación en la EEF no corresponden a condiciones estándar. La simulación teórica fue realizada utilizando las curvas I-V de cada celda solar medidas en condiciones estándar (en particular, utilizando un simulador solar “AM0 close match”), mientras que la medición eléctrica se efectuó mediante una fuente de luz con espectro no ajustado al del espectro solar y a temperatura ambiente. Cabe destacar que la medición eléctrica de las cadenas y módulos tiene por objeto verificar su funcionalidad y no debe ser considerada como una medición de la potencia que generarán al ser iluminados por la radiación solar.

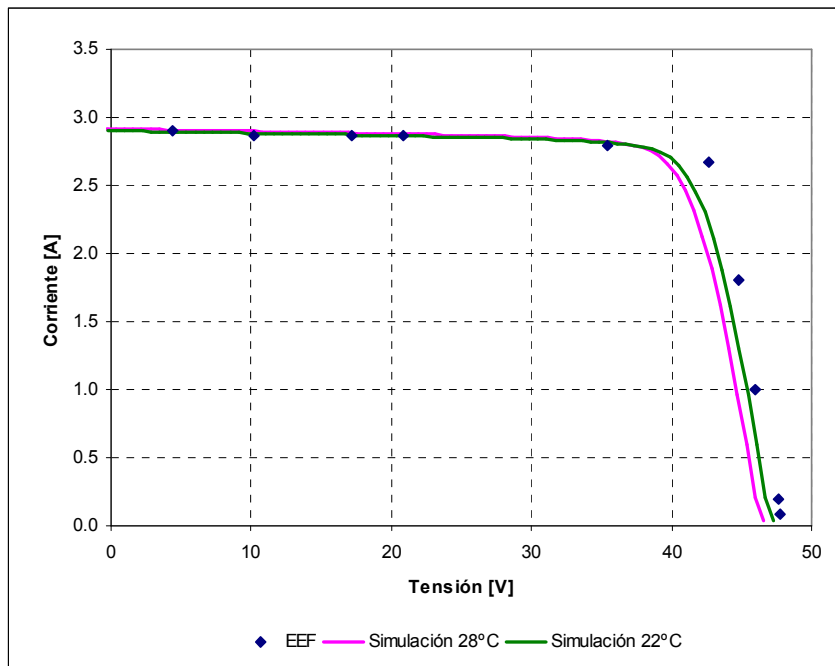


Figura 1: Curvas I-V de la simulación de un módulo del FM, de la simulación corregida por temperatura y del ensayo eléctrico funcional (EEF).

CONCLUSIONES

A fin de verificar el cumplimiento de los requerimientos de potencia establecidos para el modelo de vuelo (FM) de los paneles solares para la misión Aquarius/SAC-D, se utilizaron dos métodos de cálculo:

- estimación preliminar, permite obtener estimaciones para BOL y EOL, a partir de los promedios de los valores de los parámetros eléctricos de las celdas a integrar, provistos por el fabricante;
- simulación, permite obtener estimaciones para BOL y EOL, utilizando los parámetros eléctricos de cada una de las celdas que conforman el panel, medidos en condiciones normalizadas luego de la soldadura de los interconectores y el pegado del vidrio sobre cada celda.

Con ambos métodos se obtuvieron resultados similares, siendo la diferencia entre ambos inferior al 2%. Cabe destacar que el resultado de la simulación debe considerarse como más confiable dado que está basado sobre parámetros medidos luego de realizados los procesos con mayor riesgo de daño sobre el dispositivo (soldadura en la cara frontal y proceso de pegado del vidrio), mientras que la estimación preliminar se realiza a partir de datos provistos por el fabricante. Finalmente, se calculó la potencia del FM en los bornes de la batería en EOL (53°C, 5 años de misión), obteniéndose un valor de 1350 W, valor que se encuentra por encima del requerimiento de potencia para la misión a fin de vida útil (1320 W).

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a los demás integrantes del Proyecto de Integración de Paneles Solares que trabajaron en la integración del Modelo de Vuelo del satélite SAC-D. En particular, desean agradecer a C.J. Bruno, J. Fernández Vázquez, H. Socolovsky y D. Raggio, quienes realizaron los ensayos eléctricos funcionales y proveyeron los datos de los mismos, y a M. Barrera por la corrección del manuscrito. Finalmente y muy especialmente, desean agradecer a J. Plá por sus valiosos aportes y su incondicional colaboración.

Este trabajo fue financiado principalmente por la CNEA y la CONAE, contándose también con apoyo de la Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnológica (ANPCyT) a través del proyecto PICT2003 N° 10-14327, y del Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas (CONICET).

REFERENCIAS

Alurralde M., Barrera M., Bolzi C.G., Bruno C.J., Durán J.C., Fernández Vázquez J., Filevich A., Godfrin E.M., Goldbeck V., Iglesias A., Martínez Bogado M.G., Mezzabolta E., Nigro S.L., Plá J., Prario I., Raffo Calderón M.C., Rodríguez S.E., Tamasi M.J.L., Vertanessian A., Antonuccio F., Cabot P., Carella E., Di Santo J., Franciulli C.D., Moglioni A., Berbeglia G., Fernández Slezak D. (2005). Development of photovoltaic modules for space applications in Argentina. Proc. 20th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, 538.

- Alurralde M., Barrera M., Bolzi C.G., Bruno C.J., Cabot P., Carella E., Di Santo J., Durán J.C., Fernández Vázquez J., Filevich A., Franciulli C.D., Godfrin E.M., Goldbeck V., Iglesias A., Martínez Bogado M.G., Mezzabolta E., Moglioni A., Nigri C., Nigro S.L., Palumbo F., Plá J., Prario I., Raffo Calderón M.C., Rodríguez S.E., Socolovsky H., Tamasi M.J.L., Vertanessian A. (2007). Advances in the development of photovoltaics for space applications in Argentina Proceedings of the 22nd European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, Milan, Italy, page 687.
- AS-223-0101 L2B-Aquarius/SAC-D Mission System Requirements Document (2007). Informe Técnico.
- Berbeglia G., Fernández Slezak D., Godfrin E.M., Durán J.C. (2003). Simulación del sistema eléctrico de la misión satelital SAOCOM. Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 7, 08.31.
- CONAE. (2009) <http://www.conae.gov.ar>
- Emcore ID EWRP036 (2002), Informe Técnico.
- Gaddy E. (2008). Goddard Space Flight Center – NASA. Miembro del panel de expertos del Comité Revisor de la misión Aquarius/SAC-D durante la Revisión Crítica de Diseño (“Critical Design Review”). Comunicación personal.
- 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.
- Godfrin E.M., Durán J.C., Fernández Slezak D., Berbeglia G. (2007). Design and simulation of the power subsystems for two argentine satellites. Proceedings of the 22nd European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, Milan, Italy, pág. 692.
- Iqbal M., (1983). An Introduction to Solar Radiation, pp. 3-4, Academic Press, New York.

ABSTRACT

The Solar Energy Group (GES) of the Argentine National Atomic Energy Commission (CNEA), jointly with personnel of other Departments of the Constituyentes Atomic Center (CAC), are working in the development of solar arrays for Aquarius/SAC-D mission, within the frame of a cooperation agreement between the CNEA and the Argentine National Commission for Space Activities (CONAE). In this paper, a theoretical simulation of the performance of the solar array Flight Model (FM) is presented and an estimation of the expected power generation in orbit is obtained. The simulation was performed using the electrical characteristics, measured under normalized conditions, of the covered interconnected cells (CIC) integrated into the solar array. Results obtained show that the FM satisfies the power requirement of the satellite.

Keywords: photovoltaics, space, simulation, power