



MODELOS DE INGENIERÍA Y CALIFICACIÓN DE LOS PANELES SOLARES PARA LA MISIÓN SATELITAL AQUARIUS/SAC-D

M. Alurralde^{1,2}, M. Barrera^{1,2}, C.G. Bolzi¹, C.J. Bruno¹, P. Cabot³, E. Carella³, J. Di Santo⁴, J.C. Durán¹, J. Fernández Vázquez¹, A. Filevich⁴, C.D. Franciulli⁴, E.M. Godfrin¹, V. Goldbeck⁵, L. González⁴, A. Iglesias⁶, M.G. Martínez Bogado^{1,2}, E. Mezzabolta⁴, A. Moglioni³, S. Muñoz⁴, C. Nigri^{1,+}, S.L. Nigro¹, J. Plá^{1,2}, I. Prario^{1,2}, M.C. Raffo Calderón⁶, D. Raggio⁴, C. Rinaldi⁴, S.E. Rodríguez¹, H. Socolovsky^{1,+}, M.J.L. Tamasi^{1,2}

¹Departamento de Física - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

²Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Tecnológicas (CONICET)

³Departamento de Ensayos No Destructivos y Estructurales - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

⁴Personal contratado

⁵Departamento de Materiales - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

⁶Departamento de Química - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

Av. General Paz 1499 - (1650) San Martín - Argentina

Tel. (011) 6772-7132 – Fax (011) 6772-7121 – e-mail: duan@tandar.cnea.gov.ar

RESUMEN: Se presentan el desarrollo y ensayo de dos modelos de calificación de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D. El desarrollo de estos modelos se realizó en el marco de un acuerdo de cooperación entre la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA) y la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE). El satélite SAC-D es una misión conjunta entre la CONAE y la agencia espacial norteamericana, NASA, y su puesta en órbita está prevista para mayo de 2010. Se integraron dos modelos de calificación basados en celdas avanzadas de triple junta (ATJ) de Emcore, el modelo de ingeniería #3 (EM#3), de 900 mm × 570 mm, y el modelo de ingeniería y calificación (EQM), de las mismas dimensiones que una de las alas del modelo de vuelo, 2338 mm × 2154 mm. Asimismo, se presenta el desarrollo de los sensores solares de silicio cristalino para el sistema de control de posición angular del satélite. Finalmente, se enumeran los ensayos ambientales (mecánicos y de termovacio) realizados. Los modelos desarrollados pasaron satisfactoriamente los mismos, con lo que se considera finalizada la campaña de calificación previa a la iniciación de la integración de los paneles solares de vuelo.

Palabras clave: fotovoltaico, espacio, radiación, sensor, calificación, ensayo.

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 (ver <http://www.conae.gov.ar>).

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 el presente trabajo se presenta el diseño, fabricación, caracterización y ensayo de dos modelos de ingeniería de los paneles solares, desarrollados para la calificación de componentes y procesos previa al comienzo de la integración de los modelos de vuelo. Los procedimientos de fabricación y ensayo pueden verse en publicaciones previas (ver, por ej., Alurralde et al., 2005; Alurralde et al., 2007). Cabe señalar que las pautas de diseño, fabricación y ensayo de los paneles solares deben ser compatibles con las de las agencias espaciales de los EE.UU., NASA (NASA, 2004), y europea, ESA (ESA, 2004).

DISEÑO DE MODELOS Y SIMULACIÓN NUMÉRICA

Como se mencionó previamente, se integraron dos modelos de ingeniería para la misión Aquarius/SAC-D. Para ambos modelos se utilizaron celdas solares de triple junta (Advanced Triple Junction, ATJ), provistas por la empresa Emcore Corp. de los EE.UU., con una eficiencia media para el espectro AM0 de 27,5%. El primero de ellos, el Modelo de Ingeniería #3 (EM#3), de 900 mm × 570 mm, está compuesto por 6 cadenas de 18 celdas solares interconectadas en serie. Por su parte, el Modelo de Calificación de Ingeniería (Engineering Qualification Model, EQM) tiene las dimensiones de una de las alas del Modelo de Vuelo (Flight Model, FM), 2338 mm × 2154 mm, pero parcialmente poblado con celdas solares. Posee nuevamente 18 celdas por cadena, con el área completa cubierta por aproximadamente el 15 % de celdas solares ATJ no aptas para vuelo (11 cadenas), 5% de celdas solares de vuelo (4 cadenas) y cadenas miméticas para simular la masa de las celdas solares faltantes, distribuidas según se muestra en la Fig. 1. Las cadenas del EQM se conectaron formando módulos de una, dos y tres cadenas en paralelo. En la Figura 1, el número indica el nombre del módulo y la letra, la cadena dentro del módulo. Las celdas solares de vuelo se muestran en color verde, las no aptas para vuelo, en rojo, y los miméticos, en gris. Cabe acotar que las celdas ATJ no aptas para vuelo son de la misma tecnología y geometría que las celdas de vuelo.

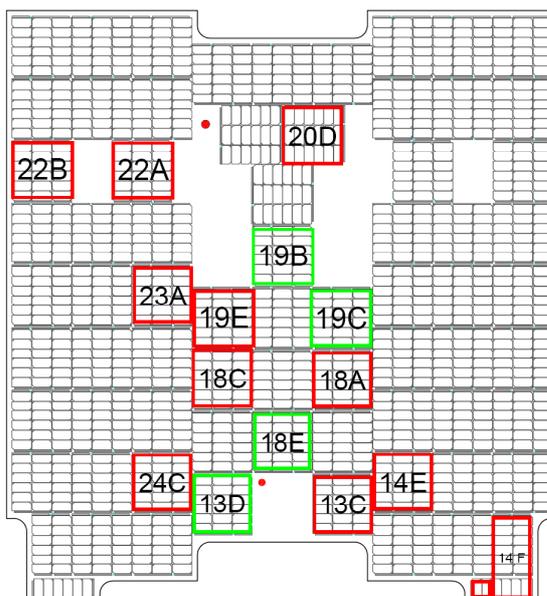


Figura 1: Distribución de cadenas en EQM. Celdas solares de vuelo (verde), no aptas para vuelo (rojo) y miméticos (gris).

La simulación eléctrica de los modelos EM#3 y EQM 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 y el diodo de bloqueo conectado en serie con cada cadena. Para el panel EM#3, se consideró una resistencia serie media para todas las cadenas (0,048 Ω), mientras que para el EQM se realizó una estimación realista de las resistencias serie, tanto de las cadenas cuanto de los módulos (ver Tabla 1)..

| # módulo | R _s cadena | R _s módulo |
|----------|-----------------------|-----------------------|
| 13 | 0,122 | 0,030 |
| 14 | 0,098 | 0,021 |
| 18 | 0,145 | 0,021 |
| 19 | 0,113 | 0,054 |
| 20 | 0,136 | 0,115 |
| 22 | 0,141 | 0,121 |
| 23 | 0,132 | 0,054 |
| 24 | 0,066 | 0,024 |

Tabla 1: Resistencia serie (Ω) utilizada para la simulación del funcionamiento eléctrico de los módulos del EQM.

Los resultados correspondientes al panel EM#3, para las cadenas individuales y para la conexión en paralelo de las 6 cadenas, se muestran en la Tabla 2. El subíndice 'pmp' indica el punto de máxima potencia.

Los resultados obtenidos para los módulos del EQM se muestran en la Tabla 3.

| Cadena | V _{ca} (V) | I _{cc} (A) | P _{pmp} (W) | V _{pmp} (V) | I _{pmp} (A) | FF |
|--------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------|
| 1 | 46,2 | 0,485 | 18,5 | 40,6 | 0,456 | 0,825 |
| 2 | 46,7 | 0,483 | 18,6 | 40,8 | 0,456 | 0,826 |
| 3 | 46,7 | 0,480 | 18,7 | 41,1 | 0,455 | 0,832 |
| 4 | 46,2 | 0,483 | 18,3 | 40,5 | 0,451 | 0,819 |
| 5 | 46,3 | 0,484 | 18,1 | 40,4 | 0,447 | 0,807 |
| 6 | 46,4 | 0,482 | 17,7 | 40,3 | 0,438 | 0,789 |
| Array | 46,2 | 2,897 | 109,7 | 40,6 | 2,701 | 0,820 |

Tabla 2: Parámetros eléctricos obtenidos por simulación para las 6 cadenas del modelo EM#3 y para estas cadenas conectadas en paralelo.

| # módulo | # cadena | V _{oc} (V) | I _{sc} (A) | P _{mpp} (W) | V _{mpp} (V) | I _{mmp} (A) | FF |
|-------------|-------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------|
| 13 | 2 | 45,9 | 0,951 | 34,1 | 39,4 | 0,866 | 0,781 |
| 14 | 2 | 44,2 | 0,946 | 34,1 | 38,9 | 0,875 | 0,810 |
| 18 | 3 | 44,5 | 1,418 | 49,8 | 38,3 | 1,302 | 0,790 |
| 19 | 3 | 44,6 | 1,424 | 49,5 | 37,7 | 1,312 | 0,780 |
| 20 | 1 | 44,1 | 0,472 | 16,0 | 37,6 | 0,424 | 0,767 |
| 22 | 2 | 45,0 | 0,950 | 31,1 | 37,9 | 0,822 | 0,730 |
| 23 | 1 | 44,9 | 0,475 | 15,1 | 38,3 | 0,395 | 0,710 |
| 24 | 1 | 45,6 | 0,478 | 14,4 | 39,5 | 0,365 | 0,662 |

Tabla 3: Parámetros eléctricos obtenidos por simulación para los 8 módulos del modelo EQM.

DESARROLLO Y CARACTERIZACIÓN DE SENSORES SOLARES GRUESOS

Los sistemas de control de posición angular de los satélites artificiales utilizan habitualmente sensores de radiación solar para determinar en forma aproximada dicha posición con respecto al Sol. A estos sensores se los denomina “sensores solares gruesos” (CSS, por sus siglas en inglés) y son una parte fundamental del sistema de orientación del satélite. Se diseñaron, fabricaron y ensayaron sensores solares gruesos de silicio.

Los sensores solares se caracterizaron midiendo su curva I-V, su respuesta espectral y la vida media de portadores minoritarios, antes y después de su irradiación con protones de 10 MeV y fluencias de aproximadamente 10^{11} p/cm². La fluencia equivalente de la misión (a fin de vida útil, EOL, 5 años) se estimó utilizando el modelo JPL (Jet Propulsion Laboratory) (Tada et al., 1982) y el código de cálculo Spenvis (<http://www.spnvis.oma.be>). Las irradiaciones se realizaron con el acelerador de partículas lineal TANDAR, utilizando procedimientos y dispositivos descriptos en publicaciones previas (Filevich et al., 2003; Alurralde et al., 2004; Alurralde et al., 2007).

Se obtuvo la curva I-V para cada CSS a temperatura controlada y una irradiancia equivalente a 1367 W/m². Los valores típicos obtenidos son: I_{sc}=15 mA (corriente de cortocircuito), V_{oc}=540 mV (tensión de circuito abierto) y FF=0,72 (factor de llenado). La Fig. 2 muestra un ejemplo de la curva I-V de un sensor, antes y después de la irradiación.

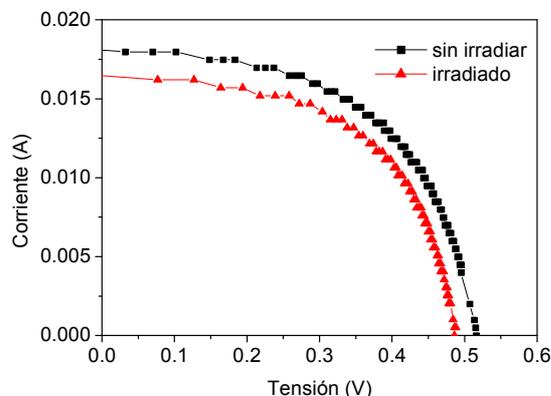


Figura 2: Curva I-V de un CSS antes y después de la irradiación con protones.

Las mediciones de respuesta espectral fueron realizadas de acuerdo con las normas IRAM 210013-14 y ASTM E No. 297 y No. E1021-84, utilizando equipamiento desarrollado en la CNEA. La Fig. 3 muestra la respuesta espectral de un CSS, antes y después de su irradiación con protones.

La vida media de los portadores minoritarios (τ_{ef}) se determinó utilizando una variante de la técnica OCVD (Bruno et al, 1999). En la Tabla 4 se comparan los valores de τ_{ef} medidos antes y después de la irradiación.

| Sensor | τ_{ef} before (μ seg) | τ_{ef} after (μ seg) | Degradación (%) |
|--------|---------------------------------|--------------------------------|-----------------|
| 1 | 5.6 | 0.7 | 88 |
| 2 | 8.9 | 1.2 | 87 |

Tabla 4: Vida media de los portadores minoritarios de un CSS, antes y después de la irradiación.

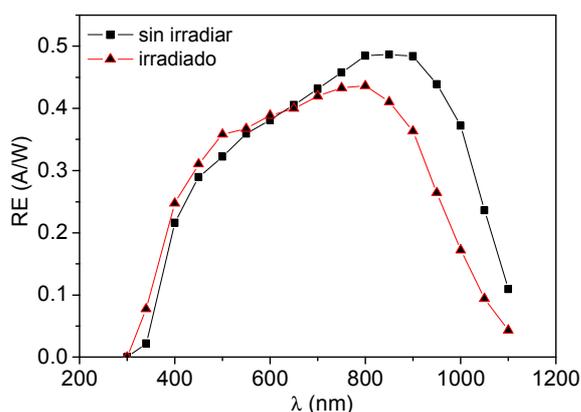


Figura 3: Respuesta espectral de los sensores gruesos antes y después de la irradiación.

Con el fin de completar la calificación de estos dispositivos, 10 sensores solares gruesos fueron integrados a los modelos EM#3 y EQM. La conexión eléctrica fue realizada soldando interconectores de Kovar plateados a ambos contactos de los sensores, los cuales llevan además una cubierta de vidrio, dopado con Ce, de 100 μ m de espesor. La Fig. 4 muestra una fotografía de dos CSS montados en el modelo EM#3.



Figura 4: CSS montados en el modelo EM#3.

FABRICACIÓN, ENSAYO Y CARACTERIZACIÓN DE MODELOS

Se fabricaron los modelos EM#3 y EQM con el fin de calificar los componentes y procesos de integración, utilizando para ello los procedimientos descritos en publicaciones previas (Alurralde et al., 2005; Alurralde et al., 2007). En el caso del EQM, se utilizaron miméticos de fibra de vidrio para completar el área del panel solar en las zonas donde no se integraron celdas solares. Las celdas solares y los miméticos se pegaron mediante un adhesivo siliconado (RTV-566) sobre una estructura compuesta por un panel de abeja de aluminio recubierto con fibra de carbono y una película de Kapton como aislante eléctrico. Los interconectores y “buses” de Kovar plateado fueron fabricados en la CNEA.

Se montaron 4 sensores solares gruesos en el modelo EM#3 y 6 en el EQM. Ambos modelos fueron sometidos posteriormente a los ensayos de calificación descritos en la próxima sección.

Los componentes y diferentes subconjuntos de los paneles solares fueron inspeccionados visualmente y probados funcionalmente en diferentes niveles de integración. En particular, se midieron e inspeccionaron el 100% de las celdas solares CIC (celdas con interconectores soldados y cubierta de vidrio pegada) fabricadas.

Las Figuras 5 y 6 muestran los paneles solares EM#3 y EQM, respectivamente.

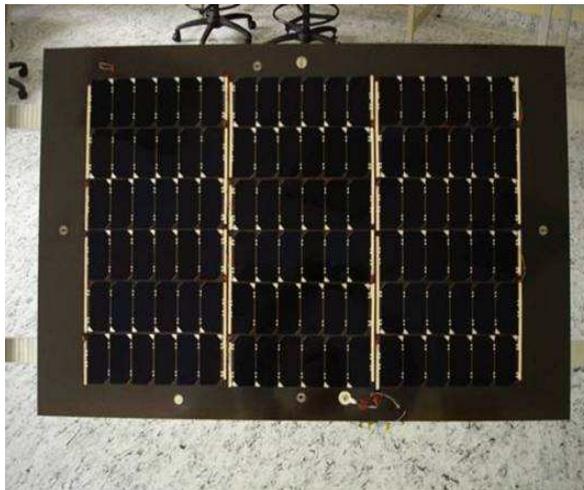


Figura 5: Modelo de ingeniería #3 (EM#3).

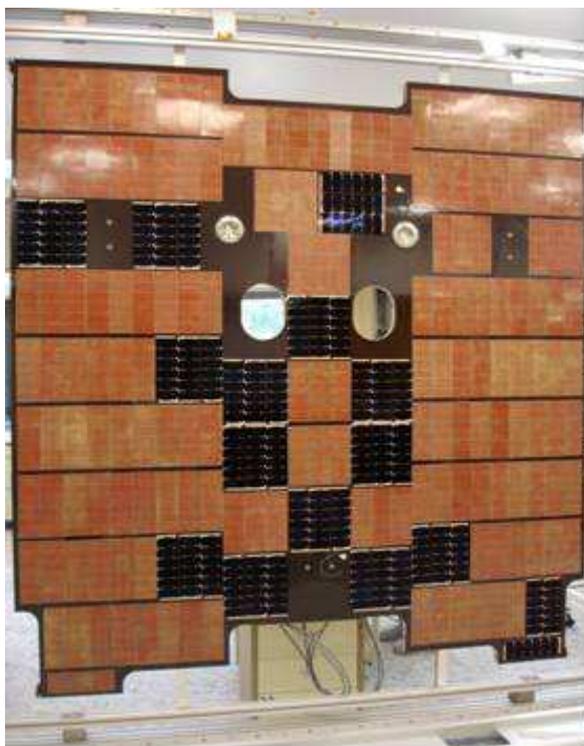


Figura 6: Modelo de ingeniería y calificación (EQM).

Se realizó el ensayo eléctrico funcional de cada cadena del modelo EM#3 y de cada módulo del EQM 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 ($T = 22,5^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$), obteniendo alrededor de 10 pares I-V entre V_{oc} e I_{sc} . En el panel solar EM#3 se realizó una medición eléctrica adicional de las 6 cadenas conectadas en paralelo. La Fig. 7 muestra los resultados de la simulación y de la medición para 1 cadena (a) y para las 6 cadenas en paralelo (b), para el modelo EM#3. La Fig. 8 muestra, por su parte, la simulación y el ensayo eléctrico de 3 módulos del EQM: módulo 20 compuesto por 1 cadena, módulo 14 con 2 cadenas en paralelo y módulo 18 con 3 cadenas.

Las diferencias encontradas entre la simulación y la medición eléctrica seguramente están asociadas a que las condiciones experimentales 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.

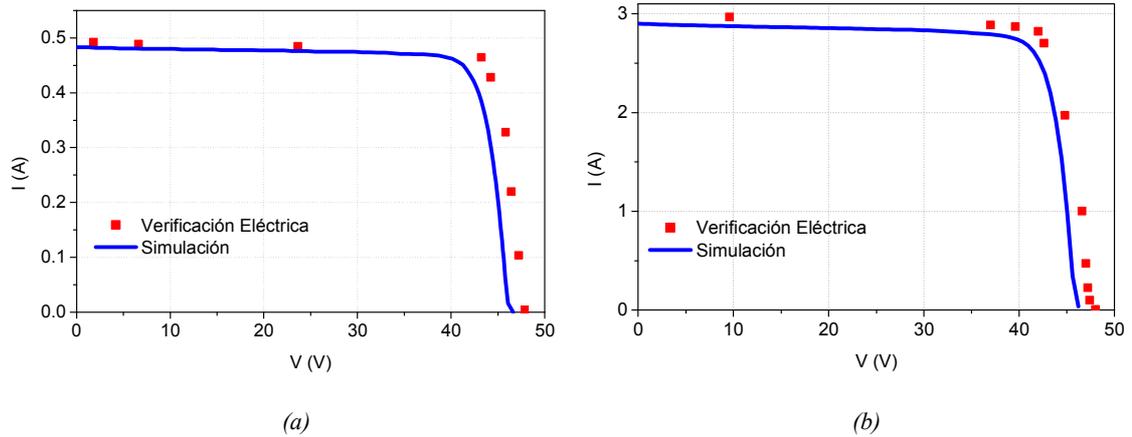


Figura 7: Ensayo eléctrico y simulación del modelo EM#3. a) Cadena #2. b) Las 6 cadenas interconectadas en paralelo.

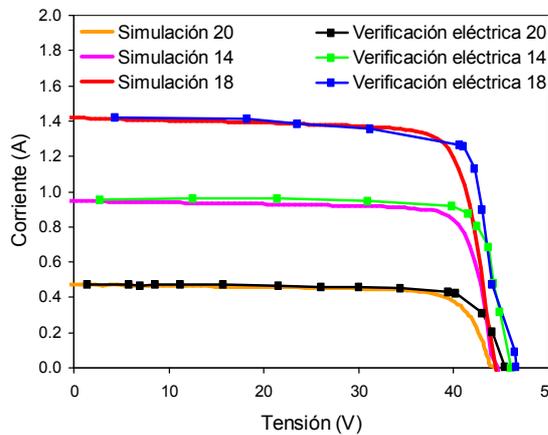


Figura 8. Ensayo eléctrico funcional y simulación de los módulos 20 (1 cadena), 14 (2 cadenas) y 18 (3 cadenas) del EQM.

ENSAYOS AMBIENTALES Y CONCLUSIONES

Los modelos EM#3 y EQM fueron sometidos a ensayos de calificación en el *Laboratório de Integração e Testes (LIT)* del *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)*, en Brasil. Los ensayos realizados sobre ambos modelos incluyeron ciclado térmico en vacío (10 ciclos térmicos entre -100°C y 100°C, a una presión media de 1×10^{-5} torr) y ensayos de vibraciones: vibraciones sinusoidales en el eje Z con aceleraciones de 25, 50 y 100 veces la aceleración de la gravedad (g) en las frecuencias naturales, y ensayos de vibraciones de amplitud baja y aleatoria por debajo de las frecuencias naturales. Complementariamente, se realizó un ensayo dinámico para evaluar deformaciones elásticas sobre el panel EM#3 y ensayos de vibraciones acústicas sobre el EQM. La Fig 9 muestra el panel EQM montado sobre el modelo estructural del satélite SAC-D, en el laboratorio del INPE en Brasil, durante la campaña de calificación.

Antes y después de los ensayos ambientales se realizó una inspección visual completa y una verificación funcional eléctrica, no observándose diferencias significativas luego de completados los ensayos. En consecuencia, se ha completado el proceso de calificación de los paneles solares para la misión Aquarius/SAC-D, lo que habilita para iniciar la integración de los paneles solares de vuelo.



Figura 9: EQM montado en el modelo estructural del SAC-D en el LIT-INPE (Brasil), durante la campaña de calificación.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen la colaboración de J. Vega, de la CONAE, y de los profesionales y técnicos de la CONAE, INVAP S.E. y el INPE que realizaron los ensayos ambientales en el *Laboratório de Integração e Testes* (LIT) en Brasil. Asimismo, agradecen la participación de C. Cambiaggio en la coordinación y representación técnica en el marco de los contratos con la CONAE.

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., 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.
- 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., Tamasi M.J.L., Bruno C.J., Martínez Bogado M.G., Plá J., Fernández Vázquez J., Durán J.C., Schuff J., Burlon A., Stoliar P., Kreiner A.J.. (2004). Experimental and theoretical radiation damage studies on crystalline silicon solar cells. *Solar Energy Materials and Solar Cells* 82, 531.
- Bruno C.J., Martínez Bogado M.G., Plá J.C., Durán J.C. (1999). Determination of minority carrier lifetime in solar cells: a novel biased OCVD technique, *Physica Status Solidi (a)* 174, 231.
- CONAE. <http://www.conae.gov.ar>
- ESA (European Space Agency). (2004). Space engineering - Photovoltaic assemblies and components, document ECSS-E-20-08A.
- Filevich A., Bruno C.J., Fernández Vázquez J., Alurralde M., Prario I., Tamasi M.J.L., Martínez Bogado M.G., Plá J.C., J. Durán Schuff J., Burlon A., Stoliar P., Minsky D., Kreiner A.J., Mayer R.. (2003). A compact portable set up for in situ solar cells degradation studies. *IEEE Transactions on Nuclear Science* 50, 2380.
- 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.

- NASA. (2004). Solar Array Design, Development, and Evaluation for In House Spacecraft, Directive N° 563-PG-8700.2.2A. Procedures and Guidelines.
- Plá J., Barrera M., Rubinelli F.. (2007). Influence of the InGaP window layer on the optical and electrical performance of GaAs solar cells. *Semiconductor Science and Technology* 22, 1122.
- Tada H.Y., Carter J.R., Anspaugh B.E. y Downing R.G. (1982). *Solar Radiation Handbook*. JPL Publication 82, pág 69.
- Spennis. Simulador de órbita y espectro protones: <http://www.spennis.oma.be>.

ABSTRACT

The development and testing of two solar array qualification models for the Aquarius/SAC-D satellite mission are presented. These activities are done within the frame of a cooperation agreement between the Argentine National Atomic Energy Commission (CNEA) and the Argentine National Commission for Space Activities (CONAE). SAC-D satellite, a joint mission between CONAE and the United States space agency (NASA), is schedule for launching in May 2010. Two qualification models based on ATJ Emcore solar cells were integrated for SAC-D mission: one called EM#3 (Engineering Model #3, of 900 mm × 570 mm), and the EQM (Engineering Qualification Model, of actual wing dimensions, 2338 mm × 2154 mm). The design, simulation, fabrication and characterization of both models are presented. The development, integration and characterization of the coarse solar sensors are also shown. Finally, results of tests performed on the solar arrays are reported.

Keywords: photovoltaics, space, radiation, sensors, qualification. testing