

PANELES SOLARES DE LA MISIÓN SATELITAL SAOCOM 1A: INTEGRACIÓN Y ENSAYOS

**C.G. Bolzi¹, P. Cabot², E. Carella², J. Di Santo¹, J.C. Durán¹, J. Fernández Vázquez¹, E.M. Godfrin¹,
V. Goldbeck³, L. González¹, M.G. Martínez Bogado^{1,4}, A. Moglioni², S. Muñoz¹, S.L. Nigro¹, J.M.
Olima¹, J.I. Pérez¹, J. Plá^{1,4}, D. Raggio¹, C. Rinaldi¹, O. Romanelli¹,
H. Socolovsky¹, M.J.L. Tamasi^{1,4} y M. Videla¹**

¹Departamento Energía Solar - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

²Ensayos No Destructivos y Estructurales - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

³Departamento de Materiales - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

⁴Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Tecnológicas (CONICET)

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

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

Recibido: 28-08-17; Aceptado:30-10-17.

RESUMEN.- Las misiones satelitales requieren paneles solares diseñados específicamente para satisfacer la demanda de energía eléctrica de la plataforma del satélite y de todos sus subsistemas. Teniendo en cuenta el elevado precio de dichos paneles en el mercado internacional y con el objeto de disponer en el país de las herramientas de diseño, fabricación, caracterización y ensayo de paneles solares para las futuras misiones satelitales previstas en el Plan Espacial Nacional, la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA) comenzó en el año 2001 una estrecha colaboración con la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) a través de sucesivos contratos firmados en el marco de la Ley N° 23.877 de Innovación Tecnológica para el desarrollo y fabricación de los paneles solares de las misiones SAOCOM 1A y 1B. En este trabajo se presentan las tareas realizadas para la integración y ensayos de los paneles solares de la misión SAOCOM 1A a fin de mostrar el grado de complejidad asociado con la fabricación y el ensayo de los mismos.

Palabras claves: satélites, paneles solares, sensores solares gruesos, celdas solares multijuntura.

PANELES SOLARES DE LA MISIÓN SATELITAL SAOCOM 1A: INTEGRACIÓN Y ENSAYOS

ABSTRACT.- Satellite missions require specifically designed solar array to meet the demand for electrical power from the satellite platform and all its subsystems. Taking into account the high price of such panels in the international market and in order to have in our country the tools for design, manufacture, characterization and testing of solar panels for future satellite missions provided for in the National Space Plan. National Atomic Energy Commission (CNEA) began in 2001 a close collaboration with the National Space Activities Commission (CONAE) through successive contracts signed in the framework of Law No. 23.877 of Technological Innovation for the development and manufacture of Solar panels at SAOCOM 1A and 1B missions. This work presents the tasks performed for integration and tests SAOCOM 1A mission's solar panels in order to show the degree of complexity associated with the manufacture and tests.

Keywords: satellites, solar panels, coarse sun sensors, multijunction solar cells.

1. INTRODUCCIÓN

El Grupo Energía Solar (GES) de la Comisión Nacional de Energía Atómica realiza tareas de investigación y desarrollo en el campo de la conversión fotovoltaica desde el año 1986. Las primeras actividades estuvieron orientadas al desarrollo de materiales para uso fotovoltaico, mientras que a partir de 1992 el trabajo se centró principalmente en el diseño, elaboración y caracterización de celdas solares de silicio cristalino para usos terrestres y espaciales. A fines de 1995, la CNEA y la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) firmaron un Acuerdo Específico, dentro del

marco del Convenio de Cooperación entre ambas Instituciones, con el objeto de diseñar y poner en práctica conjuntamente un experimento de celdas solares argentinas en un satélite espacial. Como consecuencia de ello, se construyó un conjunto de dispositivos que fueron integrados y ensayados exitosamente en el satélite de aplicaciones científicas argentino SAC-A (Bolzi et al., 1997, 2000, 2002) el cual estuvo en órbita durante aproximadamente diez meses a partir de diciembre de 1998.

Como parte del Acuerdo mencionado y con el objeto de disponer en el país de las herramientas de diseño y de las

técnicas de fabricación, caracterización, calificación y ensayo de paneles solares para usos espaciales, ambas instituciones suscribieron un Convenio Específico en el marco de la Ley No 23.877, actuando como Unidad de Vinculación Tecnológica la Asociación Cooperadora del Departamento de Física de la CNEA. Este Convenio dio lugar a la iniciación, en abril de 2001, al Proyecto Paneles Solares, el cual forma parte del Proyecto SAOCOM de la CONAE. Para la ejecución de este Proyecto, se constituyó en el Centro Atómico Constituyentes un grupo de trabajo interdepartamental, contándose también con la participación de profesionales externos a la CNEA. Por una reprogramación de las misiones espaciales por parte de la CONAE, a partir del desarrollo alcanzado se comenzó con la integración de los paneles solares de la misión SAC-D/Aquarius que fue puesto en órbita en junio de 2011 y cuyos paneles solares funcionaron de acuerdo a lo diseñado hasta el fin de la misión a mediados de 2015.

A partir del 2012, a través de un nuevo contrato con la CONAE, se comenzó con la integración de los paneles solares de ingeniería de las misiones SAOCOM. El objetivo central de los satélites SAOCOM de Observación de la Tierra es la medición de la humedad del suelo y aplicaciones en emergencias, tales como detección de derrames de hidrocarburos en el mar y seguimiento de la cobertura de agua durante inundaciones. Es un proyecto desarrollado en colaboración con la Agencia Espacial Italiana (ASI) e integra de manera operacional, junto con los satélites italianos COSMO-SkyMed, el SIASGE (Sistema Italo-Argentino de Satélites para Gestión de Emergencias). Actualmente se concluyeron los paneles del satélite SAOCOM 1A, que son los mostrados en este trabajo, con fecha estimada de puesta en órbita para fines de junio de 2018 y se están integrando los paneles de vuelo del SAOCOM 1B que será puesto en órbita alrededor de un año después. La ejecución de estos proyectos y los desarrollos involucrados, permitió disponer en el país de personal calificado para tareas con calidad espacial, como así también las herramientas de diseño y de las técnicas de integración, caracterización, calificación y ensayo de paneles solares para usos espaciales.

Las tareas que condujeron a la integración de los prototipos de ensayo y de vuelo para el SAOCOM son las siguientes:

- Análisis teórico y ensayos en Tierra del daño por radiación sobre las celdas solares.
- Fabricación y ensayo de interconectores.
- Puesta a punto de los procesos de soldadura y de las técnicas de ensayo correspondientes.
- Desarrollo de técnicas de alineación y pegado de los vidrios sobre las celdas y de las celdas sobre el sustrato.
- Diseño del circuito eléctrico de los paneles y su interconexión al satélite, con las interfaces correspondientes.
- Estudio y desarrollo de modelos para la estimación de la energía generada por los paneles solares durante la misión espacial, al principio de la misma (*Beginning of Life, BOL*) y al final de su vida útil (*End of Life, EOL*).
- Elaboración de sensores de radiación solar, paneles de ingeniería y panel de vuelo para la realización de ensayos de calificación y aceptación en Tierra.
- Integración de paneles de vuelo.

Realización, participación y/o supervisión de ensayos eléctricos, mecánicos y de termovaciación sobre los diferentes componentes y sobre los paneles de ingeniería y de vuelo.

En la figura 1 se puede ver una ilustración del SAOCOM con los paneles solares y antena radar desplegados.

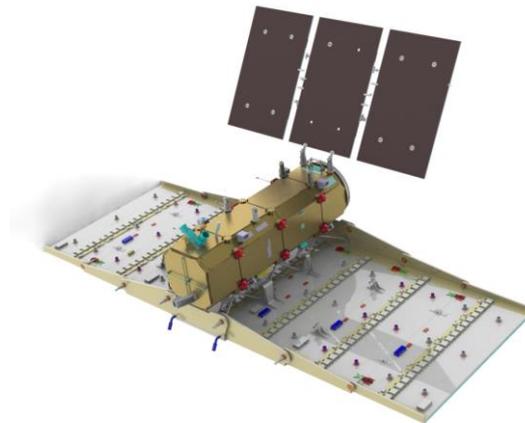


Fig. 1: Ilustración del satélite SAOCOM en (<http://www.conae.gov.ar>)

2. CARACTERÍSTICAS DE LA MISIÓN SAOCOM Y SISTEMA DE POTENCIA

El satélite SAOCOM 1A se desplazará sobre una órbita polar, situada a 659 km. de altura, con una inclinación de 98° y un período orbital de 98 minutos, con períodos de eclipse de duración variable durante aproximadamente 4 meses por año, con una duración máxima de 19 minutos el 21 de diciembre.

El satélite describirá una órbita helio sincrónica circular fija a 620 km de altura con una inclinación de 98°. El período de la órbita será de 98 minutos con eclipses de 4 meses por año en el hemisferio norte y de una duración máxima de 19 minutos en el mes de diciembre. Con los paneles solares paralelos a la órbita plana (modo normal de operación), el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre las celdas solares variará entre 31° (diciembre), 15° (junio) y 4° (marzo y septiembre). El instrumento principal del SAOCOM es la Antena Radar de Apertura Sintética cuya área será de 35 m² aproximadamente.

Los objetivos principales de la misión SAOCOM 1A corresponden a las capacidades del instrumento SAR, y son:

- Proveer información de Radar de Apertura Sintética (SAR – Synthetic Aperture Radar) banda L polarimétrica independientemente de las condiciones meteorológicas y de la hora del día, de distintas zonas de la tierra, en tiempo real y en modo almacenado, con una resolución espacial entre 10 y 100 metros y con diferentes ángulos de observación.
- Obtener productos específicos derivados de la información SAR, en particular mapas de humedad de suelo, lo que representa una gran ayuda para la agricultura, la hidrología y para el área de salud, debido a su comprobado impacto socio-económico.
- Satisfacer las aplicaciones consideradas en los Sectores de Información Espacial del Plan Espacial Nacional Argentino.

En particular, los mapas de humedad de suelo serán obtenidos sobre un área de interés de alrededor de 83 millones de hectáreas de la región pampeana argentina,

cubriendo toda esta zona aproximadamente cada seis días. A su vez, en base a estos mapas esta misión ha desarrollado a nivel operativo tres aplicaciones centrales, denominadas estratégicas por su importante impacto socio-económico. Los paneles solares que son junto a la batería, los elementos principales del sistema de potencia, constan de un sustrato de material compuesto (panel de abeja de aluminio/fibra de carbono reforzada CFRP/aislante eléctrico), celdas solares e interconectores, cableado, elementos de control (diodos, resistores, etc.) y conectores. El diseño de los paneles está condicionado por diversas variables y requisitos impuestos por otros componentes del subsistema de potencia y por los demás subsistemas:

- flujo de radiación solar,
- orientación respecto del Sol,
- períodos de eclipse,
- peso y costo combinados de los paneles solares y de la batería,
- disponibilidad de espacio y peso (teniendo en cuenta los posibles lanzadores) del satélite,
- tensión de barra,
- capacidad de las baterías,

- corriente de carga y descarga máximas admitidas por las baterías,
- degradación de los paneles,
- cableado e interconexiones redundantes,
- minimización del momento dipolar magnético,
- máxima temperatura de operación estimada (70°C),
- factor de empaque del panel solar (aprovechamiento efectivo de la superficie).

El satélite tiene un consumo de potencia base de 1,4 kW y un consumo máximo de 4,9 kW durante la operación de la antena SAR. Teniendo en cuenta estas variables y requisitos, el sistema de potencia de cada satélite SAOCOM quedó compuesto de 3 paneles (SAPA1, SAPA2 y SAPA3) y cada uno de ellos con 8 módulos conectados en paralelo, como se muestra en el esquema de la Figura 2. Los módulos están formados por 4 o 5 cadenas de celdas solares conectadas en paralelo. Cada cadena está formada por 32 celdas solares conectadas en serie. Cada SAPA1 está compuesto de 4 módulos de 5 cadenas y 4 de 4 cadenas. Los SAPA2 y SAPA3, de 6 módulos de 5 cadenas y 2 de 4 cadenas.

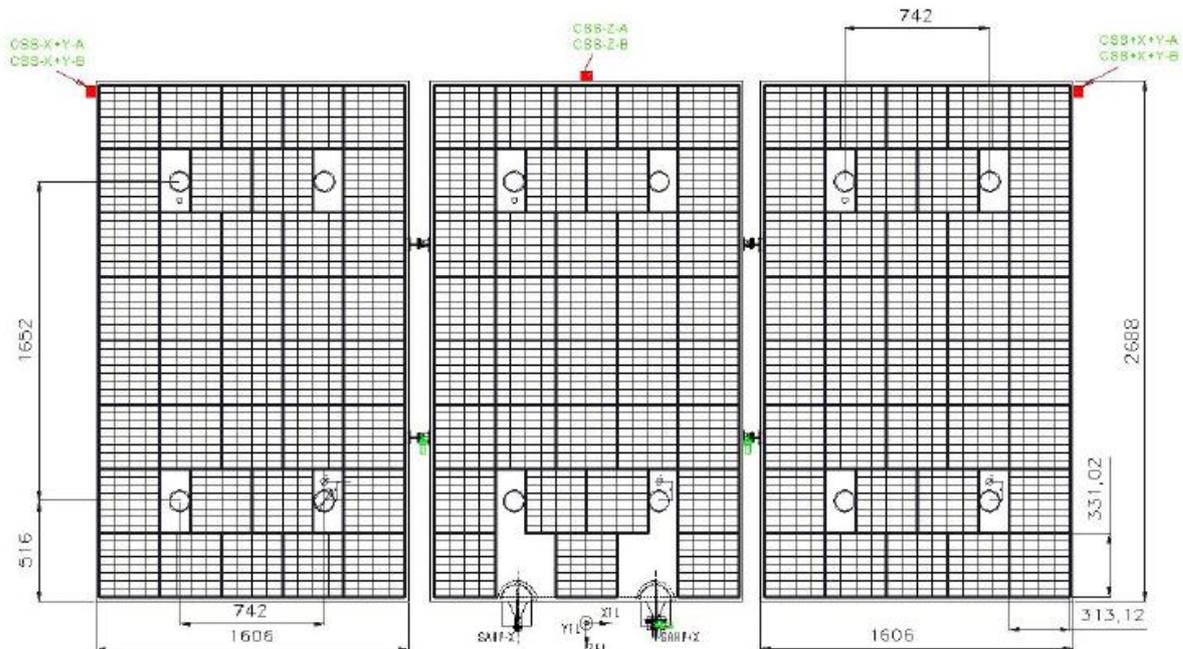


Fig. 2. Esquema de los tres paneles de los satélites SAOCOM (izq.: SAPA 2, medio: SAPA 1 y derecha: SAPA 3, lado celdas).

3. INTEGRACIÓN DE LOS PANELES SOLARES

Se fabricaron los modelos de ingeniería SAPA 1, 2 y 3 de acuerdo a los procedimientos desarrollados en el DES (Alurralde et al., 2009) y los ensayos de calificación (exitosa) y verificaciones se realizaron en las instalaciones de Investigaciones Aplicadas S.E. (INVAP)- Centro de Ensayos de Alta Tecnología S.A. (CEATSA), Bariloche, Río Negro. Por tratarse de modelos de ingeniería, los paneles SAPA 1 y SAPA 2 se poblaron parcialmente de celdas solares; completando con miméticos para completar los requerimientos de masa y el SAPA 3 sólo se integró con miméticos del lado celdas y se cableó parcialmente del lado cables.

La integración de los modelos de vuelo SAPA 1, 2 y 3 del SAOCOM 1A y del 1B fue realizada en el Laboratorio de Integración de Paneles Solares Espaciales del Centro Atómico Constituyentes de la CNEA, de acuerdo a los procedimientos mencionados en el párrafo anterior. El sistema de aseguramiento de la calidad desarrollado en la CNEA para tal fin, está basado principalmente en la trazabilidad de todo el proceso de integración y cumple con los estándares habituales de la industria espacial. En la presente sección se describen brevemente los procedimientos de fabricación y los resultados de algunos ensayos de control de calidad asociados a la integración. Se puede ver información más detallada de los procedimientos en publicaciones previas (Alurralde et al, 2008; Alurralde et al, 2009).

Tras los ensayos de recepción de los componentes de vuelo, incluidos los sustratos (fabricados por INVAP). El primer paso de la integración es el soldado de los interconectores y un diodo de paso de Si a cada celda para posteriormente realizar el pegado de la cubierta protectora de vidrio de 100 μm de espesor. Los interconectores utilizados están formados por una delgada lámina de Kovar plateado y fueron fabricados en la CNEA. Los conjuntos formados por la celda solar, el diodo de paso, los interconectores soldados y la cobertura de vidrio, denominados CIC (por su nombre en inglés, "Covered Interconnected Cell"), se interconectan entre sí en serie, formando subcadenas de 8 celdas. La interconexión de estas subcadenas, para formar cadenas de 18 celdas en serie, se realiza sobre el sustrato mediante cintas de conexión de Kovar plateado (buses). A su vez, las cadenas se conectan entre sí en paralelo, mediante cables, formando módulos de 5, 6 o 7 cadenas. Cada cadena lleva además un diodo de bloqueo. Se utilizó la técnica de welding para soldar los interconectores a la cara frontal de cada celda solar. Este proceso fue controlado mediante inspección visual, caracterización eléctrica de las celdas soldadas y ensayos de tracción (a 0°) por muestreo.

Cada celda solar lleva un vidrio protector dopado con cerio y con capa antirreflectante pegado con un adhesivo

siliconado transparente apto para uso espacial y con índice de refracción equivalente al vidrio. El proceso de pegado se realizó en una cámara de vacío para minimizar la posibilidad de la formación de burbujas en el adhesivo. El control de calidad se basó en inspección visual de los vidrios pegados y ensayos de adherencia en probetas por cada lote de adhesivo preparado. Al conjunto completo de las celdas CIC se le realizó la inspección visual y la medición eléctrica bajo condiciones normalizadas. Previo a la integración de las cadenas, las celdas fueron clasificadas en grupos según la corriente de cortocircuito y la corriente correspondiente a la tensión de trabajo. De acuerdo con esta clasificación se formaron subcadenas de 8 celdas soldadas en serie.

Se realizó el pegado de las subcadenas y los buses y posteriormente se soldaron los conectores terminales a los buses. También en estos procesos de pegado el control de calidad se realiza mediante la inspección visual y ensayos de adherencia en probetas por cada preparación de adhesivo. Además, en la cara posterior de los paneles solares se realizó el cableado eléctrico, el soldado de los resistores de descarga y de los diodos de bloqueo. En la Figura 3 puede verse la foto de los paneles del SAOCOM 1A terminados.



Fig. 3. Paneles SAOCOM 1A en el Laboratorio de Integración de CNEA (arriba) y con mecanismos y desplegados en las instalaciones de INVAP – CEATSA (abajo)

4. CARACTERIZACIÓN Y CALIFICACIÓN

Al finalizar la integración de los paneles SAPA, se realizó el ensayo eléctrico funcional (EEF) de cada módulo determinando la curva I-V mediante una fuente de luz pulsada de Xe, filtros neutros, un osciloscopio digital y una carga electrónica. Las mediciones se realizaron a temperatura ambiente ($T = 25^{\circ}\text{C}$), obteniendo alrededor de 10 pares I-V entre la tensión de circuito abierto (V_{ca}) y la corriente de cortocircuito (I_{cc}) de cada cadena por separado. Esta medición se considera solamente una verificación del funcionamiento eléctrico debido a que no se realiza en condiciones estándares. A modo de ejemplo, la Figura 4 muestra la comparación de las curvas I-V obtenidas por simulación, por simulación corregida por temperatura y mediante la verificación eléctrica para uno de los módulos.

Luego de la verificación eléctrica, se realizó la inspección visual de los paneles del lado celdas mediante lupa y según procedimiento desarrollado que permite ver fisuras en este tipo de celdas por electroluminiscencia (Tamasi et al. 2015).

Esta inspección se realiza sobre cada uno de los componentes del panel: celdas, sustratos, cables, diodos, etc.

Una vez finalizada la integración, los ensayos de calificación de los paneles de vuelo se realizaron en el (CEATSA), San Carlos de Bariloche, Río Negro, Argentina, para lo cual los paneles deben trasladarse a Bariloche. Los contenedores para transportar los paneles solares a las instalaciones de INVAP y luego la base de lanzamiento en EE.UU., fueron desarrollados en la CNEA. Para su diseño, se tuvieron en cuenta los parámetros ambientales y mecánicos asociadas con los traslados como así también los requerimientos dados por las normas específicas. El diseño debía permitir el transporte aéreo o terrestre de los paneles solares, garantizando que no estén sometidos a cargas (aceleraciones) ni a condiciones ambientales (temperatura, humedad, polvo, agentes corrosivos) perjudiciales para su integridad. Además, se proyectó con una configuración de triple piso para permitir el transporte de todos paneles simultáneamente.

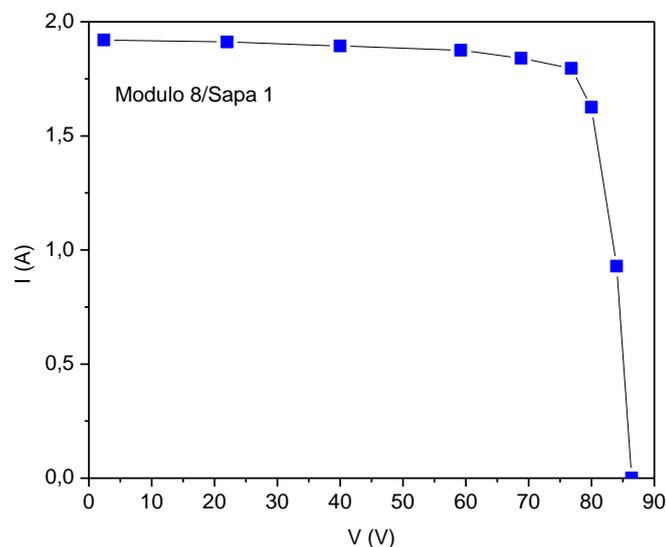


Fig. 4. Verificación eléctrica de un módulo del panel SAPA 1 después de la integración.

Los paneles solares de vuelo son sometidos a ensayos ambientales de aceptación: mecánicos (vibraciones y apertura), tanto a nivel componente, es decir, sólo los paneles solares, como a nivel sistema con los paneles integrados al satélite y de ciclado térmico en vacío (TVAC) a nivel componente. Hasta el momento solo se realizaron los ensayos a nivel componente quedando para los próximos meses los ensayos a nivel sistema. Antes y después de los ensayos se realizó una inspección visual completa y una verificación funcional eléctrica, no observándose diferencias significativas luego de completados los ensayos.

El ensayo térmico constó de 15 ciclos entre -85°C y $+100^{\circ}\text{C}$, a una presión media de 1×10^{-5} torr, y tuvo una duración total de 5 días. Cada ciclo del ensayo de termovació duró aproximadamente 8 hs. Los ensayos mecánicos incluyeron vibraciones sinusoidales en 3 ejes, con aceleraciones de 10 veces la aceleración de la gravedad (g) en las frecuencias naturales del panel solar, y ensayos de vibraciones de amplitud baja y aleatoria, a frecuencias por debajo de las frecuencias naturales. La Figura 5 muestra los paneles

solares en los procesos de verificación eléctrica e inspecciones visuales luego de los ensayos dinámicos y de termovació, durante la campaña de aceptación. Antes y después de cada ensayo se realizó una verificación eléctrica y la inspección visual de los paneles con lupa y por electroluminiscencia.

5. 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 (Coarse Sun Sensors: CSS, por sus siglas en inglés) y son una parte fundamental del sistema de orientación del satélite. En el SAOCOM los paneles solares poseen 6 sensores solares gruesos, dos por cada panel individual (uno de ellos es redundante), 4 en el cuerpo del satélite y 2 en la antena SAR que fueron diseñados y fabricados en la CNEA (Tamasi et al. (2009).



Fig. 5. Verificación eléctrica (arriba) e inspección visual (abajo) previo y posterior a los ensayos.

La figura 6 muestra una fotografía de un par de CSS montados en uno de los paneles solares de vuelo, durante el ensayo de vibraciones.

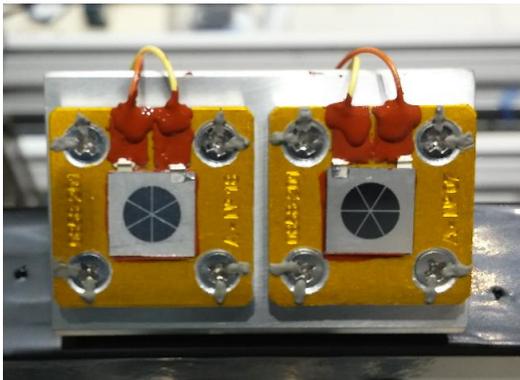


Fig. 6. Sensores solares gruesos montados en uno de los paneles del SAOCOM.

6. ESTIMACIÓN DE LA POTENCIA DE LOS PANELES EN CONDICIONES DE VUELO

Se realizaron los cálculos para estimar la potencia de los paneles solares del SAOCOM 1A en condiciones de vuelo. Dicha estimación fue obtenida mediante la simulación de la interconexión de las celdas solares ensambladas y medidas en la CNEA. Se estimó la potencia del sistema al comienzo

de su vida útil (BOL) en condiciones estándar (28°C, incidencia normal de la radiación, 1367 W/m²), en EOL 5 años con temperatura de operación de 53°C y EOL en condiciones orbitales para diciembre (período con eclipses de mayor duración, 20 minutos). Mediante el algoritmo descrito en Godfrin et al. 2007, se transformó la curva I-V del sistema de potencia utilizando los factores y coeficientes calculados, obteniéndose la curva I-V en EOL (5 años), 53°C con incidencia normal de la radiación solar. En cada una de las curvas se indica el punto de máxima potencia (figura 7). Finalmente, se consideraron los factores de corrección propios de la órbita en diciembre para obtener la estimación de la potencia en condiciones de vuelo, EOL (5 años) (Iqbal M., 1983). Los resultados obtenidos se muestran en la Tabla 1.

7. CONCLUSIONES

El buen acuerdo de las verificaciones funcionales respecto de simulación del comportamiento eléctrico del modelo de vuelo, permite concluir que los procesos y herramientas de cálculo desarrolladas en estos años son adecuados para la integración y el análisis de paneles solares espaciales.

Los paneles de vuelo del SAOCOM 1A sometidos a los ensayos a nivel componente pasaron los criterios de aceptación tanto para verificación funcional como la inspección visual. Quedan por analizar los ensayos a nivel sistema que serán realizados a principio del próximo año.

El contenedor fue utilizado para transportar los paneles de vuelo tanto en viajes terrestres (Buenos Aires - Bariloche) cumpliendo con los requerimientos.

Esto permitió que los paneles lleguen a destino en las mismas condiciones que se encontraban al salir del Laboratorio de Integración, esto fue confirmado mediante las inspecciones visuales y verificaciones eléctricas realizadas luego del transporte.

Si bien está previsto la observación de anomalías a lo largo de los ensayos de aceptación o posibles accidentes, en todos los casos las mínimas anomalías observadas fueron subsanadas y los paneles pasaron exitosamente los ensayos de aceptación a nivel componente. Queda esperar los resultados a nivel sistema para confirmar su aceptación para su traslado a la base de lanzamiento y puesta en órbita en Vandenberg Air Force Base, California, Estados Unidos.

Tabla 1. Parámetros eléctricos del sistema y factores de corrección propios del ambiente espacial y de la órbita en condiciones orbitales, en diciembre.

	V _{ca} [V]	I _{cc} [A]	P _{dmp} [W]	V _{dmp} [V]	I _{dmp} [W]
BOL condiciones estándar	83.2	53.8	3659	73.7	49.6
Factor de daño por radiación:	0.954	1.000		0.956	0.996
Variación por temperatura [mX/°C]	-175.7	32.48		-182.4	25.31
EOL (5años), 53°C, incidencia normal	75.0	54.6	3301	65.9	50.1
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		1.034			1.034
Ángulo de incidencia de la radiación solar 31.4°		0.854			0.854
Eclipses		0.796			0.796
EOL (5 años), condiciones orbitales, diciembre	75.0	37.3	2250	65.9	34.1

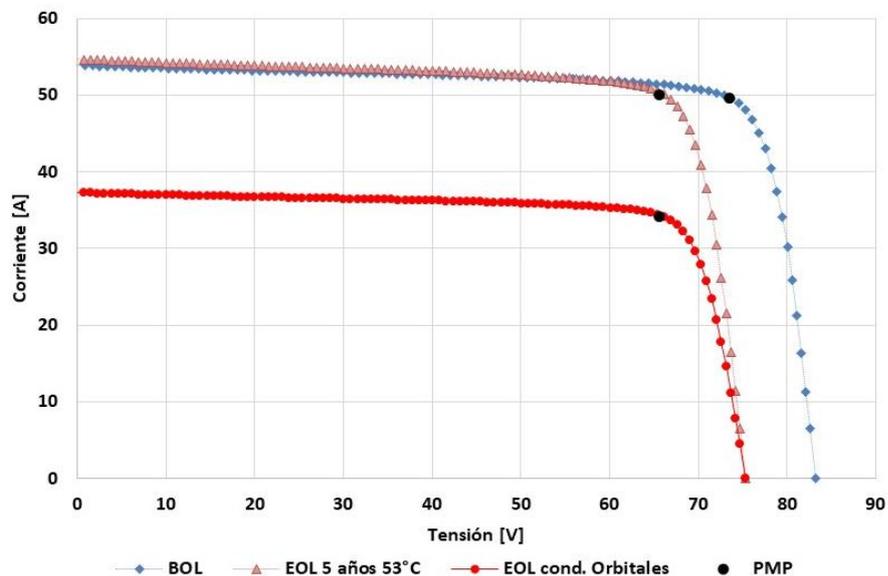


Fig. 7. Curva IV estimada en BOL, EOL (5años) y EOL en condiciones orbitales

REFERENCIAS

Alurralde, M., Barrera, M., Bolzi, C. G., Bruno, C. J., Cabot, P., Carella, E., Franciulli, C. D. (2008). Modelos de ingeniería y calificación de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente*, 12(04.15).

Alurralde, M., Barrera, M., Bolzi, C. G., Bruno, C. J., Cabot, P., Carella, E., Godfrin, E. M. (2009). Flight models for the Aquarius/SAC-D satellite mission. In *Proceedings of the 24th European Photovoltaic Solar Energy Conference*, Hamburg, Germany (p. 695).

Bolzi, C. G., Merino, L. M., Tamasi, M. J. L., Plá, J. C., Durán, J. C., Bruno, C. J. Quintero, L. B. (1997). Elaboración y caracterización de celdas y paneles

- solares de silicio cristalino para su ensayo en el satélite SAC-A. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* **1**, 2, 1.
- Bolzi, C. G., Bruno, C. J., Godfrin, E. M., Martínez Bogado, M. G., Merino, L. M., Plá, J. C., Durán, J. C. (2000). Primera experiencia de celdas solares argentinas en el espacio: elaboración, caracterización y análisis de datos de telemetría del satélite SAC-A. *Energías Renovables y Medio Ambiente*, **8**, 1-4.
- Bolzi, C.G., Bruno, C.J., Durán, J.C., Godfrin, E.M., Martínez Bogado, M.G., Merino, L.M., Plá, J.C., Tamasi, M.J.L., Barrera M., (2002). First experiment of Argentine solar cells in space: modules fabrication, characterisation, and telemetry data analysis from SAC-A satellite. *Solar Energy Materials and Solar Cells*, **73**(3), 269-280.
- Godfrin E.M., Fernández Slezak D., Durán J.C. (2007). Modelo sencillo para la generación de curvas I-V de celdas y paneles solares en el ambiente espacial a partir de mediciones en laboratorio”. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* **11**, 04.71.
- Iqbal M. (1983). An introduction to solar radiation, Toronto, Academic Press
- Tamasi, M. J. L., Bogado, M. M., Bolzi, C. G., Prario, I., & Alurralde, M. (2009). Sensores fotovoltaicos para la misión satelital AQUARIUS-SAC-D: desarrollo y ensayos ambientales. *Energías Renovables y Medio Ambiente* , **23**, 19-26.
- Tamasi, M., Bolzi, C. G., Olima, J., Perez, J. I., & Muñoz, S. (2015). Detección de fisuras en celdas solares III-V de triple juntura por electroluminiscencia. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente*, **19**, 04.23-04.27.