

## INTEGRACIÓN Y ENSAYOS DE LOS PANELES SOLARES DE VUELO PARA LA MISIÓN SATELITAL AQUARIUS/SAC-D

M. Alurralde<sup>1</sup>, M. Barrera<sup>1,2</sup>, C.G. Bolzi<sup>1</sup>, C.J. Bruno<sup>1</sup>, P. Cabot<sup>3</sup>, E. Carella<sup>3</sup>, J. Di Santo<sup>4</sup>, J.C. Durán<sup>1</sup>, J. Fernández Vázquez<sup>1</sup>, A. Filevich<sup>4</sup>, E.M. Godfrin<sup>1</sup>, V. Goldbeck<sup>5</sup>, L. González<sup>4</sup>, A. Iglesias<sup>6</sup>, M.G. Martínez Bogado<sup>1,2</sup>, E. Mezzabolta<sup>4</sup>, A. Moglioni<sup>3</sup>, S. Muñoz<sup>4</sup>, S. Nigro<sup>1</sup>, J.M. Olima<sup>4</sup>, J. Plá<sup>1,2</sup>, M.C. Raffo Calderón<sup>6</sup>, D. Raggio<sup>4</sup>, C. Rinaldi<sup>4</sup>, S. Rodríguez<sup>1</sup>, H. Socolovsky<sup>4</sup>, M.J.L. Tamasi<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Gerencia Investigación y Aplicaciones - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

<sup>2</sup>Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas (CONICET)

<sup>3</sup>Departamento de Ensayos No Destructivos y Estructurales - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

<sup>4</sup>Personal contratado

<sup>5</sup>Departamento de Materiales - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

<sup>6</sup>Gerencia Química - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

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

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

**RESUMEN:** Se desarrollaron los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D en el marco de un contrato de asistencia tecnológica entre la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA) y la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE). El modelo de vuelo consta de 2 paneles solares, de 2338 mm × 2154 mm cada uno, y fue integrado utilizando celdas solares de triple juntura provistas por Emcore, utilizando procedimientos previamente calificados. Los paneles cuentan, además, con doce sensores de posición diseñados y elaborados en la CNEA. El contenedor para el transporte de los paneles fue también desarrollado en la CNEA. Los paneles solares pasaron exitosamente los ensayos ambientales de aceptación realizados recientemente en el *Laboratório de Integração e Testes (LIT)* del *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)*, en Brasil.

**Palabras clave:** aplicaciones espaciales, misiones satelitales, paneles solares, ensayos ambientales, sensores, contenedor.

### INTRODUCCIÓN

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 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 No 23.877 de Innovación Tecnológica. En particular, en marzo de 2007 se suscribió el contrato para 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 (ver. <http://aquarius.nasa.gov/>).

Durante los años 2008 y 2009 se integraron dos modelos de calificación de paneles solares, basados en celdas avanzadas de triple juntura (ATJ) provistas por la empresa Emcore, con las siguientes características: un modelo de ingeniería, de 900 mm × 570 mm, y un modelo de ingeniería y calificación (*Engineering Qualification Model*, EQM), de las mismas dimensiones que una de las alas del modelo de vuelo (2338 mm × 2154 mm). Estos paneles solares pasaron satisfactoriamente la campaña de calificación consistente en una serie de ensayos ambientales (mecánicos y de ciclado térmico en vacío), permitiendo iniciar de la integración de los paneles solares de vuelo (Durán et al., 2005; Alurralde et al., 2008).

En este trabajo se presentan el diseño, fabricación, caracterización y ensayo de los paneles solares de vuelo y su aceptación a nivel componente antes de la integración al satélite.

### DISEÑO DEL MODELO DE VUELO Y SIMULACIÓN NUMÉRICA

El modelo de vuelo (“*Flight Model*”, FM) para la misión satelital Aquarius/SAC-D consta de dos paneles solares con un área total aproximada de 9 m<sup>2</sup> y 2574 celdas avanzadas de triple juntura (ATJ, por “*Advanced Triple Junction*”), provistas por la empresa Emcore de EE.UU.. Las celdas solares se conectan entre sí en serie formando cadenas de 18 celdas, las cuales a su vez se interconectan en paralelo, formando módulos de 5, 6 o 7 cadenas cada uno.

El satélite posee dos paneles denominados +X y -X. Cada panel 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.

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/m<sup>2</sup>, 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 1 se muestran los valores de los parámetros eléctricos de los Paneles +X y -X y del FM en condiciones normalizadas al comienzo de la vida útil (“Beginning Of Life” (BOL), AM0, 1367 W/m<sup>2</sup>, 28°C). P<sub>pmp</sub> indica potencia en el punto de máxima potencia.

|           | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | V <sub>pmp</sub><br>[V] | I <sub>pmp</sub><br>[A] | P <sub>pmp</sub><br>[W] |
|-----------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| +X        | 46,8                   | 35,4                   | 39,1                    | 33,3                    | 1300                    |
| -X        | 46,5                   | 33,8                   | 39,0                    | 31,7                    | 1237                    |
| <b>FM</b> | <b>46,6</b>            | <b>69,2</b>            | <b>39,0</b>             | <b>65,0</b>             | <b>2537</b>             |

Tabla 1: Valores de los parámetros eléctricos, obtenidos mediante simulación, de los Paneles +X, -X y del FM, en BOL, en condiciones normalizadas.

Se realizó una estimación de la potencia del FM para una órbita completa al final de la vida útil (“End Of Life” (EOL), 5 años), para el peor caso (junio, máxima duración de los eclipses); detalles sobre este cálculo se pueden ver en Godfrin et al. (2009). La Tabla 2 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 <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | V <sub>pmp</sub><br>[V] | I <sub>pmp</sub><br>[A] | P <sub>pmp</sub><br>[W] | I <sub>w</sub><br>[A] | P <sub>w</sub><br>[W] |
|-----------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-----------------------|-----------------------|
| +X        | 42,0                   | 34,0                   | 34,8                    | 31,6                    | 726                     | <b>31,8</b>           | <b>725</b>            |
| -X        | 41,7                   | 32,5                   | 34,6                    | 30,2                    | 690                     | <b>30,3</b>           | <b>690</b>            |
| <b>FM</b> | <b>41,8</b>            | <b>66,5</b>            | <b>34,7</b>             | <b>61,9</b>             | <b>1416</b>             | <b>62,1</b>           | <b>1415</b>           |

Tabla 2: Valores de los parámetros eléctricos, obtenidos mediante simulación, 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<sub>w</sub> = 34,5V.

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:

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

donde V<sub>wbornes</sub> es la tensión de trabajo en los bornes de la batería y F es un coeficiente que tiene en cuenta la posible degradación de la potencia por diferentes factores ambientales (radiación ultravioleta, micrometeoritos, contaminación) y por características de la órbita (excentricidad de la órbita, ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles, duración de los eclipses). Para mayor detalle, puede verse Godfrin et al. (2009). La estimación de potencia media orbital realizada (1350 W, para el caso más desfavorable en EOL), satisface el requerimiento de potencia de la misión (AS-223-0101, 2007), el cual indica que al cabo de 5 años el FM debe proveer 1320 W en promedio sobre cada órbita, en los bornes de la batería.

## INTEGRACIÓN, CARACTERIZACIÓN Y ENSAYO DEL MODELO DE VUELO

La integración del Modelo de Vuelo de los paneles solares fue realizada en el Laboratorio de Integración de Paneles Solares Espaciales del Centro Atómico Constituyentes de la CNEA (LIPSE-CAC-CNEA). 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 (ver, por ej., NASA, 2004, y ESA, 2004). En la presente sección se describen brevemente los diferentes procedimientos y los resultados de algunos ensayos de control de calidad asociados a la integración de los paneles solares de vuelo. Se puede ver información más detallada de los procedimientos en publicaciones previas (Alurralde et al., 2005; Alurralde et al., 2007; Durán et al., 2005).

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 6 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 soldadura por resistencia (*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. Se soldaron aproximadamente 2900 celdas y se ensayaron alrededor de 250 celdas (~9%) durante la integración del FM. Los resultados de los ensayos de tracción sobre cada pata del interconector se muestran en la Figura 1.

Todos estos ensayos superaron el requerimiento mínimo fijado (300 g).

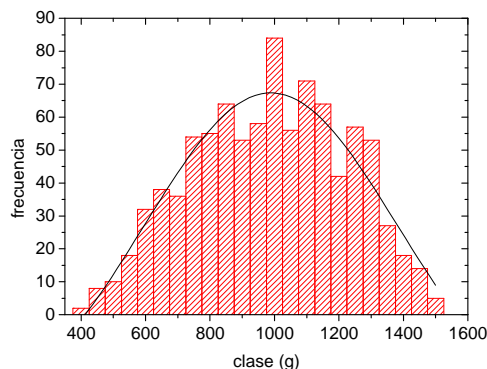


Figura 1: Histograma del ensayo de tracción correspondiente al proceso de soldadura.

Cada celda solar lleva un vidrio protector pegado con un adhesivo siliconado transparente apto para uso espacial (Dow Corning 93-500). El proceso de pegado se realizó en una cámara de vacío para minimizar la posibilidad de la formación de burbujas en el adhesivo. Para tal fin, se desarrollaron tres dispositivos: un sistema de alineación para el vidrio y la celda solar, un distribuidor de adhesivo y la cámara de vacío. El control de calidad se basó en inspección visual 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 6 clases según la corriente de cortocircuito y la corriente correspondiente a la tensión de trabajo. De acuerdo con esta clasificación se formaron subcadenas de 6 celdas soldadas en serie.

Se utilizaron distintos procesos para el pegado de componentes (subcadenas, buses y colectores, componentes eléctricos, cables). Las subcadenas se pegaron utilizando máscaras y métodos para extender el adhesivo que previenen la formación de burbujas en el mismo. Finalizado el pegado de las subcadenas y buses se realizó el soldado de 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.

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 ( $T = 22,5^{\circ}\text{C} \pm 1^{\circ}\text{C}$ ), obteniendo alrededor de 10 pares I-V entre la tensión de circuito abierto,  $V_{ca}$ , y la corriente de cortocircuito,  $I_{cc}$ . A modo de ejemplo, la Figura 2 muestra la comparación de las curvas I-V obtenidas por simulación, por simulación corregida por temperatura y mediante la medición eléctrica para uno de los módulos de 6 cadenas en paralelo.

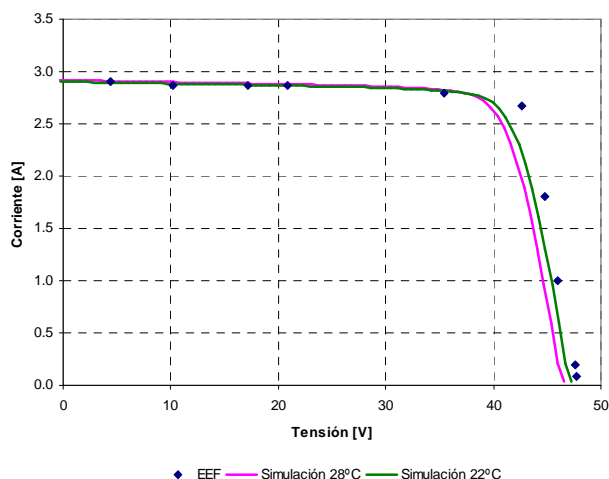


Figura 2: Curvas I-V de la simulación de un módulo del FM, de la simulación corregida por temperatura y del ensayo eléctrico funcional (EEF).

Las diferencias encontradas entre la simulación y la medición eléctrica están asociadas a que las condiciones experimentales de iluminación en el EEF no corresponden a condiciones estándar. La simulación teórica fue realizada utilizando las curvas I-V de cada celda solar medidas en condiciones normalizadas (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 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.

La Figura 3 muestra a ambos paneles solares, +X y -X, en el Laboratorio de Integración en la CNEA.

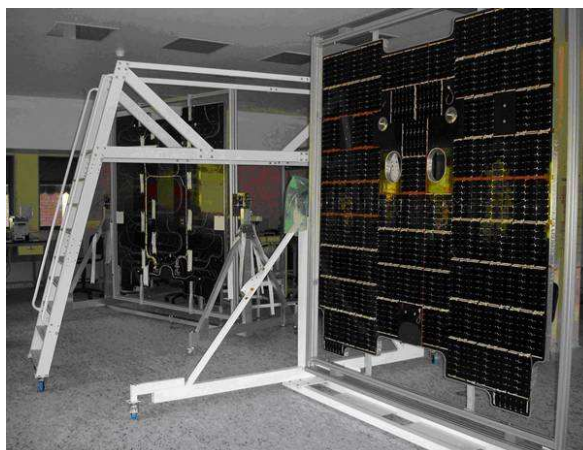


Figura 3: Paneles +X y -X en el Laboratorio de Integración de Paneles Solares Espaciales (LIPSE-CAC-CNEA).

### SENSORES SOLARES GRUESOS DE LOS PANELES DE VUELO

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. En el SAC-D los paneles solares poseen 12 sensores gruesos que fueron diseñados y fabricados en la CNEA. Para más detalle sobre el proceso de elaboración ver Tamasi et al. (2009). En la Figura 4 se muestra un esquema con la ubicación de los sensores gruesos en los paneles solares del SAC-D.

La calificación de estos dispositivos se realizó con la integración de 10 sensores solares gruesos a los modelos de calificación. La conexión eléctrica fue realizada soldando interconectores de Kovar plateados a ambos contactos de los sensores, los cuales llevan además una cubierta de vidrio de 100  $\mu$ m de espesor.

Con los mismos procesos de fabricación ya calificados (Alurralde et al., 2008), se integraron los 12 sensores a los paneles del SAC-D. Una vez integrados a los paneles, se verificó el correcto funcionamiento de los mismos mediante luz pulsada. La Figura 5 muestra una fotografía de un par de CSS montados en uno de los paneles solares de vuelo, durante el ensayo de vibraciones.

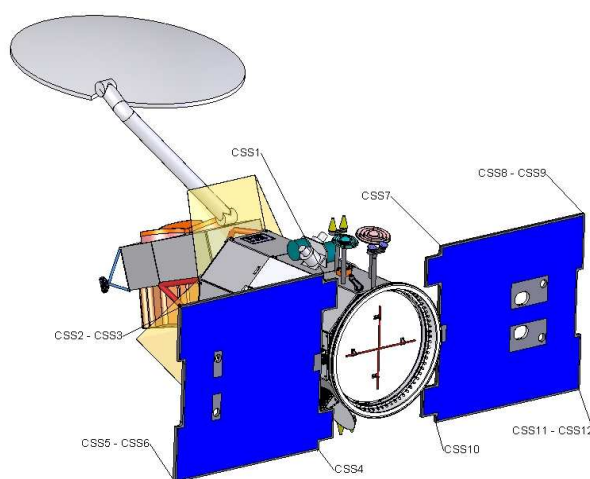


Figura 4: Disposición de los sensores de posición (CSS1 a CSS12) en el satélite SAC-D en los paneles solares.

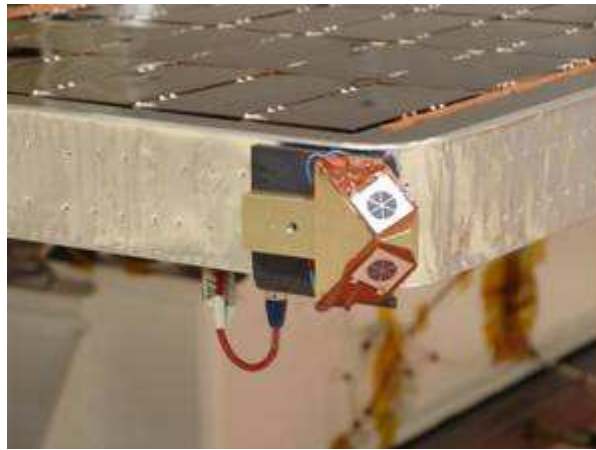


Figura 5: CSS montados en el panel +X del SAC-D durante el ensayo de vibración

### CONTENEDOR PARA TRANSPORTE DE LOS PANELES SOLARES

Los contenedores para transportar los paneles solares a los laboratorios donde se realizan los ensayos (INVAP, en Bariloche, y el LIT, en Brasil) y a la base de lanzamiento en la NASA, EE.UU., fueron desarrollados en la CNEA. Para su diseño, se tuvieron en cuenta cuestiones ambientales y mecánicas asociadas con los traslados. En la Figura 6 se muestra una foto del contenedor sin la tapa y con los dos paneles montados en sus soportes, y otra foto con el contenedor cerrado.



Figura 6: Contenedor de transporte con los paneles solares del SAC-D (izquierda) y cerrado (derecha).

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 doble piso para permitir el transporte de ambos paneles simultáneamente.

Para soportar las cargas verticales, laterales y axiales se utilizaron amortiguadores-aisladores del tipo multidireccional para las cargas cuasi-estáticas como las de choque debidas al medio de transporte utilizado. El contenedor cuenta con una válvula automática para compensar las diferencias de presión originadas durante el transporte por medios aéreos de manera de proteger la integridad estructural del mismo.

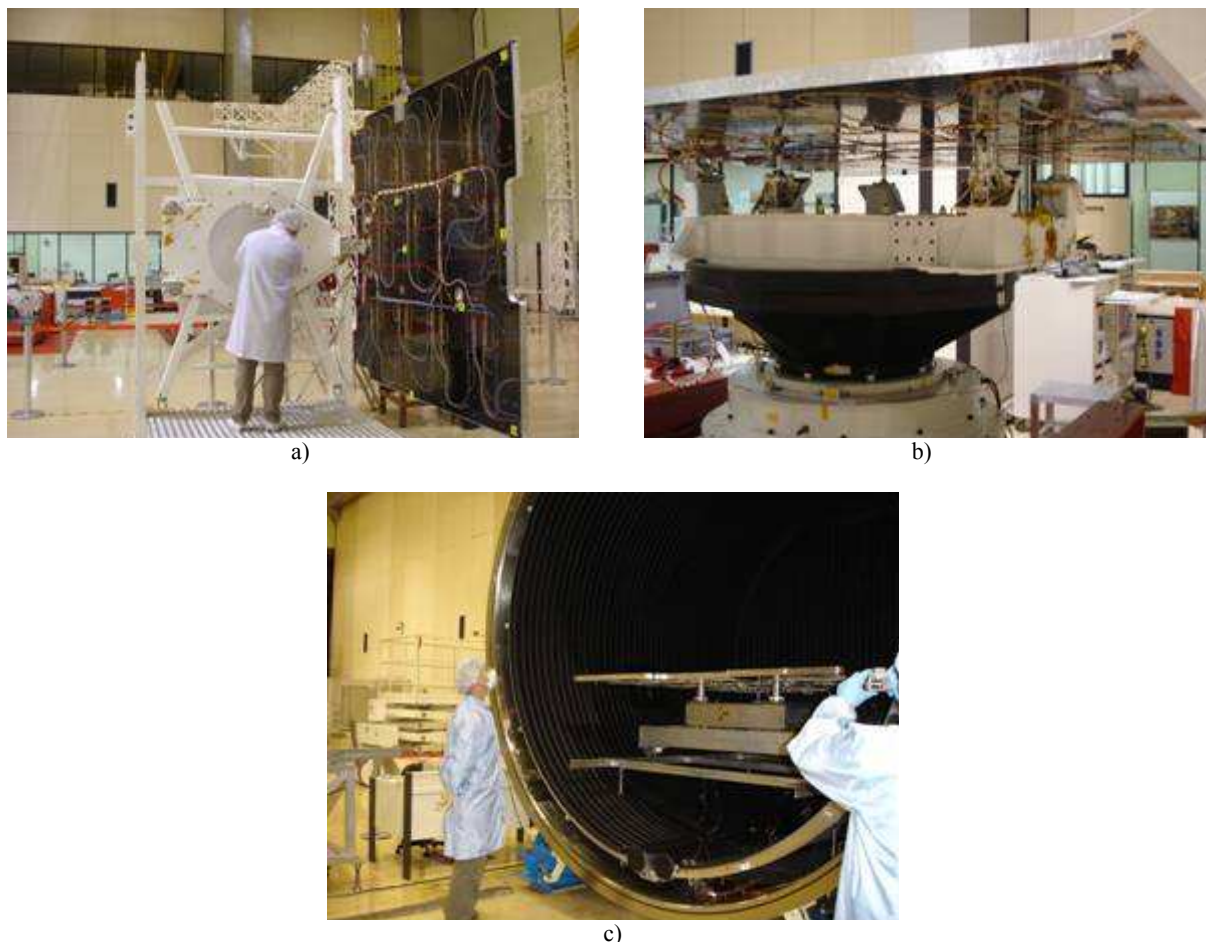
Para verificar las condiciones durante el transporte, se colocaron 6 testigos de aceleraciones. Dos sobre el chasis del contenedor calibrados a 15g y los otros cuatro sobre el bastidor que soporta el panel, por encima de los amortiguadores, calibrados a 5 y 10g y registradores programables de humedad y temperatura.

### ENSAYOS AMBIENTALES

Los paneles solares de vuelo fueron sometidos a ensayos ambientales (mecánicos y de ciclado térmico en vacío) de aceptación, a nivel componente (o sea, no montados en el satélite), en el *Laboratório de Integração e Testes (LIT)* del *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)*, en Brasil. Se realizó también un ensayo de despliegue para comprobar la integridad y funcionalidad del mecanismo de apertura del panel. En breve se llevarán a cabo los ensayos de aceptación correspondientes a nivel sistema, con los paneles solares integrados al satélite.

El ensayo térmico constó de 15 ciclos entre  $-85^{\circ}\text{C}$  y  $+100^{\circ}\text{C}$ , a una presión media de  $1 \times 10^{-5}$  torr, y tuvo una duración total de 5 días. Cada ciclo del ensayo de termovacío duró aproximadamente 8 hs. Los ensayos mecánicos incluyeron vibraciones sinusoidales en 2 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 7 muestra uno de los paneles montado en la cámara térmica y en el ensayo de vibraciones en el laboratorio del INPE en Brasil, durante la campaña de aceptación.



*Figura 7: Panel solar del SAC-D durante los ensayos de a) apertura, b) vibración y c) termovacío.*

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 aceptación de los paneles solares para la misión Aquarius/SAC-D a nivel componente.

## **CONCLUSIONES**

Los procesos y herramientas de cálculo desarrolladas en estos años han demostrado ser adecuados para la integración y el análisis de paneles solares espaciales. La simulación del comportamiento eléctrico del modelo de vuelo está en buen acuerdo con las verificaciones funcionales. Los procesos utilizados en la integración de los paneles fueron realizados bajo un estricto control de calidad.

Los paneles de vuelo del SAC-D 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 están siendo realizados en el LIT, Brasil.

El contenedor fue utilizado para transportar los paneles de vuelo, por el momento, en viajes terrestres (Buenos Aires - Bariloche y Bariloche - San José dos Campos, Brasil) llegando los paneles sin problemas a destino.

## **AGRADECIMIENTOS**

Los autores agradecen la colaboración de profesionales, técnicos y personal administrativo de numerosos sectores y laboratorios del Centro Atómico Constituyentes que hicieron posible la ejecución del presente proyecto. Cabe mencionar muy especialmente a: F. Antonuccio (infraestructura); S. Francesia, T. Gelabert, G. Mastrogiacomo y A. Torena (apoyo administrativo contable); D. Simoncelli, C. Piñeyro y H. Zárate (Talleres Especiales); J. García (Grupo Energía Solar); A. Martín Ghiselli y N. Fuentes (Proyecto Antena SAR). Asimismo agradecen a profesionales y técnicos de la CONAE e INVAP S.E., muy particularmente a J. Vega, por su apoyo durante el desarrollo del proyecto y al personal del LIT-INPE por su colaboración durante la campaña de ensayos ambientales en Brasil. Cabe mencionar también la participación de D. Fernández Slezak (Facultad de Ciencias Exactas y Naturales, UBA) en las tareas de simulación.

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 PICT2006 N° 586, 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., Plá J., Prario I., Raffo Calderón M.C., Raggio D., Rinaldi C., Rodríguez S. E., Socolovsky H. P., Tamasi M.J.L. (2008). Modelos de ingeniería y calificación de los paneles solares para la misión satelital AQUARIUS/SAC-D. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* Vol. 12, pág. 04.15-04.22.

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*, Milán, Italia, pág. 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. *Proceedings of the 20th European Photovoltaic Solar Energy Conference*, Barcelona, España, pág. 538.

AS-223-0101 L2B-Aquarius/SAC-D Mission System Requirements Document, CONAE (2007). Documento reservado.

CONAE. <http://www.conae.gov.ar>

Durán J.C., Bolzi C.G., Bruno C.J., Cabot P., Carella E., Fernández Vázquez J., Godfrin E.M., Goldbeck V., Martínez Bogado M.G., Moglioni A., Plá J., Rodríguez S.E., Tamasi M.J.L., Alurralde M., Antonuccio F., Barrera M., Di Santo J., Filevich A., Franciulli C.D., Iglesias A., Mezzabolta E., Nigro S.L., Prario I., Raffo Calderón M., Vertanessian A. (2005). Desarrollo tecnológico de paneles fotovoltaicos para satélites artificiales argentinos. *Energías Renovables y Medio Ambiente*, Vol. 17, pág. 1-10.

Emcore ID EWRP036, Technical Report (2002).

ESA (European Space Agency) (2004). Space engineering - Photovoltaic assemblies and components, document ECSS-E-20-08A.

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*, Milán, Italia, pág. 692.

Godfrin E.M., Fernández Slezak D., Durán J.C. (2009). Misión satelital AQUARIUS/SAC-D: simulación y estimación de la potencia del modelo de vuelo de los paneles solares. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* Vol. 13, 04.37-04.46.

<http://aquarius.nasa.gov/>

NASA. (2004). Solar Array Design, Development, and Evaluation for In House Spacecraft, Directive N° 563-PG-8700.2.2A. Procedures and Guidelines.

Tamasi M., Martínez Bogado M., Bolzi C., Prario I., Alurralde M. (2009). Sensores fotovoltaicos para la misión satelital AQUARIUS-SAC-D: desarrollo y ensayos ambientales. *Energías Renovables y Medio Ambiente* Vol. 23, pág. 19-25.

## ABSTRACT

The solar array for Aquarius/SAC-D satellite mission was developed within the frame of a contract between the National Atomic Energy Commission (CNEA) and the National Commission for Space Activities (CONAE). The flight model has 2 solar panels, 2338 mm × 2154 mm each, and has been integrated with advanced triple junction solar cells, from Emcore, using procedures previously qualified. The panels have 12 coarse solar sensors designed and manufactured at CNEA. The container for transport has also been developed at CNEA. The flight model solar array has successfully withstood the acceptance environmental test recently performed at *Laboratório de Integração e Testes (LIT)* of the *Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE)*, Brazil.

**Keywords:** space applications, satellite missions, environmental tests, sensors, container.