

SENSORES FOTOVOLTAICOS PARA LA MISIÓN SATELITAL AQUARIUS-SAC-D: DESARROLLO Y ENSAYOS AMBIENTALES*

M.J.L. Tamasi¹, M.G. Martínez Bogado¹, C.G. Bolzi², I. Prario², M. Alurralde²

¹ Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, CONICET

² Gerencia de Investigación y Aplicaciones - Centro Atómico Constituyentes - CNEA

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

Tel. (54-11) 6772-7837, Fax (54-11) 6772-7121, E-mail: tamasi@tandar.cnea.gov.ar, www.tandar.cnea.gov.ar

Recibido:10-03-09 ; Aceptado:13-04-09.

RESUMEN.- Los sensores primarios o sensores gruesos de posición de un satélite son utilizados para orientar los paneles al Sol, como parte del sistema de control de actitud del satélite y formando parte fundamental del sistema de orientación con respecto al Sol. En este trabajo se presenta la integración completa y ensayos de calificación de los sensores de radiación a los paneles de ingeniería. La caracterización eléctrica se realizó mediante la medición de la curva corriente-tensión (I-V) y electrónicamente a través de la medición de respuesta espectral y la determinación de la vida media de los portadores minoritarios empleando la técnica OCVD modificada. Estas caracterizaciones se realizaron antes y después del ensayo de daño por radiación con protones de 10 MeV incidencia normal y con una fluencia del orden de 10^{11} p/cm².

Asimismo, se presentan los resultados de los ensayos de vibración y termovació que se realizaron sobre el modelo de ingeniería de los paneles solares del SAC-D sobre los cuales estaban montados los sensores de posición fabricados en CNEA.

Palabras claves: sensores primarios, silicio, daño por radiación, aplicaciones espaciales.

THEORETICAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF RADIATION DAMAGE ON SILICON SOLAR CELLS BY 10MeV PROTONS

ABSTRACT.- The electrical power is one of the key resources of the space systems. Reason for which, the photovoltaic solar generator have been and will continue being the best option like source of power for satellites of low and geostationary orbit. In order to orient the panels to the sun, course sun sensors are used like part of the system of control of attitude of the satellite and comprising fundamental of the system of direction with respect to the Sun. In this work one appears the design, manufacture and qualification tests such as mechanical tests on contacts and of damage by radiation. Electrical and electronic characterization through I-V curved, spectral response measurement and determination of the effective lifetime of the minority carriers using modified OCVD technique were carried out. These characterizations were before made and after radiation damage using 10 MeV protons' at normal incidence and a fluence around 10^{11} p/cm². The environmental test is carried out in the engineering qualification model of SAC-D solar panel

Keywords: course sun sensors, silicon, radiation damage, space applications

1. INTRODUCCIÓN

Un satélite artificial consta básicamente de dos partes que corresponden a dos funciones bien diferenciadas: el equipamiento encargado de cumplir con la misión específica y la plataforma de servicios, la cual incluye el subsistema de generación, almacenamiento y distribución de energía a todos los componentes del satélite.

Los sensores fotovoltaicos, en general, pueden utilizarse en cualquier situación donde la excitación de entrada sea radiación luminosa, en el intervalo de longitudes de onda donde éstos son sensibles, entregando a la salida una señal eléctrica. En particular en su utilización terrestre, los radiómetros fotovoltaicos están muy difundidos para la medición de radiación solar debido a su bajo costo (Bolzi et.

al 2002) comparado con los piranómetros basados en termopilas. En un satélite para orientar los paneles solares se utilizan sensores primarios o sensores gruesos de posición en general de a pares. La señal de estos sensores previamente calibrada permiten el control de actitud del satélite, siendo una parte fundamental del sistema de orientación con respecto al Sol.

El objetivo de este trabajo es presentar la integración, ensayos y caracterización de sensores de radiación de silicio cristalino (course sun sensors. CSS) para la misión satelital Aquarius/SAC-D según los requerimientos de esta misión. En la Fig. 1 se muestra el esquema de los paneles y la disposición de los sensores ubicados en las esquinas.

* Trabajo financiado fundamentalmente por la CNEA y la CONAE. Cuenta también con aportes de la Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnológica (PICT 2006 N° 586).

Este trabajo forma parte del Subproyecto Paneles Solares como parte del proyecto Aquarius-SAC-D que se encuentra enmarcado dentro del convenio CNEA-CONAE para el desarrollo, integración y ensayo de paneles solares para misiones satelitales (Alurralde et al, 2005). El desarrollo tecnológico de estos sensores y su fabricación en el país reduciría costos importantes en la fabricación del panel solar.

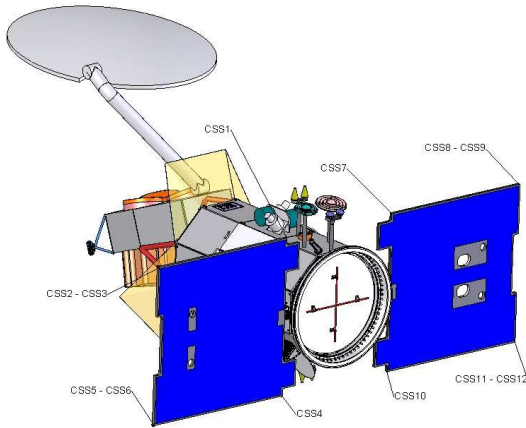


Fig. 1. Disposición de los sensores de posición (CSS1 a CSS12) en el satélite SAC-D en los paneles solares.

2. DISEÑO DE SENSORES DE POSICIÓN

En base a los requerimientos de tamaño y de corriente de cortocircuito (entre 14 y 20 mA) de los sensores gruesos de posición se realizaron dispositivos cuadrados de 12mm de lado. El área activa del dispositivo es circular de 50 mm² (8 mm de diámetro). Con el fin de definir de manera precisa y repetitiva se confeccionaron las máscaras para la fotolitografía con 6 dedos metálicos dispuestos en forma radial con un ancho de 100 μm. Las máscaras fueron diseñadas para cortar los sensores con la máquina de corte de obleas disponible en CNEA. El diseño del sensor es el que se observa en la Fig. 2.

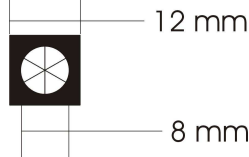


Fig. 2. Diseño del sensor de radiación.

3. ELABORACIÓN DE LOS SENSORES

El proceso de elaboración de los sensores de silicio es similar a la elaboración de dispositivos fotovoltaicos (Barrera et. al. 2004). El mismo involucró limpiezas, formación de las juntas y el empleo de técnicas fotolitográficas para deposición de contactos metálicos. Se difundieron obleas de silicio tipo p, marca Siemens, resistividad 2 Ω cm según el proceso utilizado para la formación de la junta por Basore et. al (1994) a 870°C para lograr una estructura n⁺pp⁺ simultáneamente (Tamasi et. al, 2007).

Para la deposición de los contactos metálicos se evaporó en cámara de alto vacío una multicapa de Ti-Pd-Ag. Se engrosaron electroquímicamente para lograr un espesor apropiado para la soldadura de los interconectores y se realizó el sinterizado de los contactos en ambiente de una mezcla de H₂-N₂ a 400°C.

4. CARACTERIZACIÓN ELÉCTRICA

Se midió la curva corriente-tensión (I-V) de los sensores con control de temperatura y una irradiancia equivalente a 1367 W/m². Luego de una selección previa e inspección visual se caracterizaron 120 sensores elaborados, presentándose las curvas resultantes en el gráfico de la Fig. 3.

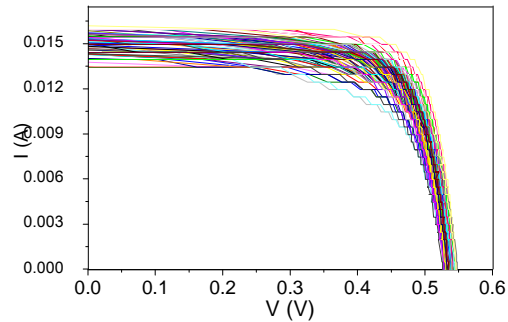


Fig. 3. Curvas I-V del conjunto de sensores fabricados.

Como puede observarse en la Fig. 3 se logró una buena homogeneidad en las curvas y en la Tabla 1 se muestra el promedio y la desviación estándar de la corriente de cortocircuito (I_{cc}), la tensión a circuito abierto (V_{ca}) y el factor de forma (FF) (Godfrin et. al, 2007), mostrando la poca dispersión entre los dispositivos seleccionados.

Tabla 1: Valor promedio y desviación estándar de la I_{cc}, V_{ca} y FF.

	I _{cc} (mA)	V _{ca} (mV)	FF
promedio	15,2	537	0,72
desv. est	0,6	8	0,05

5. ENSAYOS MECÁNICOS DE LOS CONTACTOS

Los ensayos mecánicos de tracción se realizan a 45° sobre el interconector. Para ello se realiza la soldadura de una cinta de plata de 30 μm sobre los contactos, frontal y posterior de los sensores. La carga para superar el ensayo debe ser de 500 g, dicho valor de carga está en buen acuerdo con el aportado por los fabricantes de celdas solares de uso espacial (Emcore Photovoltaics, 2005; Spectrolab Inc.). La caracterización de los contactos eléctricos de los sensores se detalla en Tamasi et. al (2007).

Se efectuaron 28 ensayos de los cuales 27 superaron la carga del ensayo y una muestra se rompió la cinta del interconector a los 440 g sin despegar la soldadura.

6. CICLADO TÉRMICO

El sistema utilizado (Vertanessián, 2008) permite ciclado térmico por contacto y se basa en el transporte mediante un sistema mecánico de las muestras montadas sobre un portamuestras, desde una fuente caliente (a 150 °C aproximadamente) a una fuente fría (a -170 °C aproximadamente) y viceversa. El portamuestras de Cu se pone en contacto térmico con cada fuente respectivamente y la transferencia de calor del portamuestras a las fuentes se produce por conducción. Se realizaron en una primera etapa del ensayo en total 111 ciclos térmicos entre -100 °C y 100 °C sobre 6 sensores gruesos. El período aproximado de ciclado fue de 3,3 min.

Los sensores fueron pegados sobre un sustrato de aluminio de 1,5 mm de espesor con Kapton (Fig. 4) y luego montados en el portamuestras, mediante soportes atornillados para efectuar una leve presión entre sustrato de Al y portamuestras. Se utilizó grasa siliconada entre los mismos para mejorar el contacto térmico.

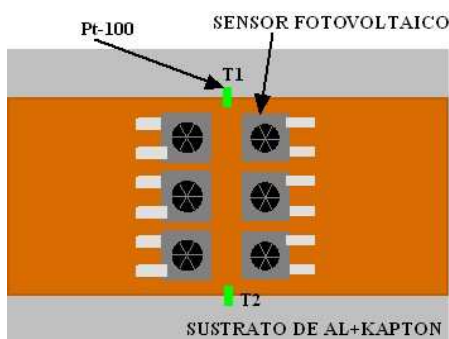


Fig. 4. Esquema del montaje de los sensores para realizar el ensayo de ciclado térmico.

La temperatura de los sensores se midió utilizando termorresistencias (tipo Pt-100) ubicadas a ambos lados del sustrato y cercanas a los sensores. Se midió también la tensión sobre una resistencia conectada en serie a uno de los sensores que se iluminaba con una lámpara, a modo de control de funcionamiento de los dispositivos, sin registrarse anomalías durante todo el ensayo. Como la posición del sensor respecto de la lámpara variaba durante el pasaje del portamuestras desde la fuente fría a la caliente y viceversa, la intensidad lumínica era variable, registrándose en consecuencia una tensión variable, dependiente además de la temperatura del sensor.

El ensayo se realizó dentro de una cámara de ciclado térmico en atmósfera seca de N₂ para evitar la condensación de agua sobre la fuente fría. El total de N₂ líquido consumido para la refrigeración del bloque frío y para generar la atmósfera libre de humedad en la cámara fue de 120 l aproximadamente.

El ensayo se inició desde temperatura ambiente y se registraron durante todo el ciclado las temperaturas medidas en el soporte de las muestras (Fig. 4) y en las fuentes fría y caliente del sistema.

En la Fig. 5 se muestra un detalle de las temperaturas medidas en el sustrato de las muestras, y la corriente generada obtenida a partir de la tensión medida sobre una resistencia conectada a un sensor. Esta última presenta una

variación debida al cambio de temperatura del sensor y además una variación extra debida a la variación de intensidad ya mencionada.

Se midió la curva I-V con irradiancia equivalente a 1367 W/m² antes y después del ensayo. Los valores de corriente de cortocircuito, que es la medición de interés del sensor y la tensión de circuito abierto a modo de ejemplo se indican en la Tabla 2.

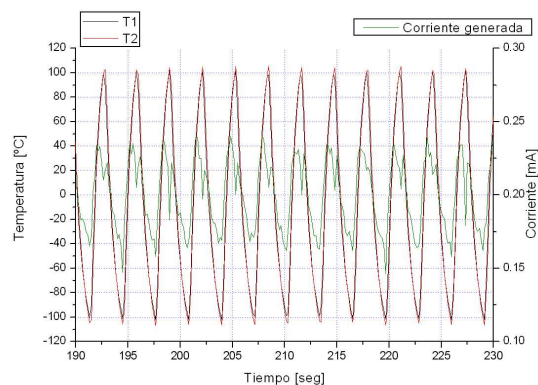


Fig. 5. Detalle de temperaturas medidas sobre el sustrato y corriente generada por uno de los sensores.

Tabla 2: Características eléctricas de los sensores antes y después de los 111 ciclos.

Sensor	Antes del ensayo		Después del ensayo	
	V _{ca} (mV)	I _{cc} (mA)	V _{ca} (mV)	I _{cc} (mA)
sp97	523	15,5	527	15,5
sp101	523	15,0	526	15,5
sp130	528	16,0	531	16,0
sp132	528	15,5	530	16,0
sp100	529	15,5	532	15,5
sp105	528	15,0	530	15,5

Los errores pueden estimarse para I_{cc} en ± 4 %; y para V_{ca} en ± 0,8 %, con lo cual no presenta diferencia después del ciclado térmico. La diferencia existente en V_{ca} se debe a la variación de temperatura durante la medición en la base utilizada para el ensayo.

7. DAÑO POR RADIACIÓN

7.1. Desarrollo experimental.

Estos ensayos permiten estudiar la degradación de los parámetros eléctricos y electrónicos de celdas solares de silicio cristalino bajo los efectos de la irradiación con protones o electrones. En el Centro Atómico Constituyentes de la CNEA se dispone de las instalaciones y equipamiento necesarios para la realización de irradiaciones con protones, lo que facilita la realización del experimento debido a que en general estos ensayos son muy costosos.

En órbita existe un campo de protones y electrones que abarca un amplio espectro de energías (Barth et al., 2003). Para establecer la fluencia equivalente necesaria para producir en laboratorio (con protones de 10 MeV) la misma degradación de los parámetros eléctricos que aquella que se

produciría en órbita durante la vida útil del satélite se utilizó el método estándar utilizado en caracterización de celdas solares por el Laboratorio de Propulsión de Aeronaves, JPL (*Jet Propulsion Laboratory*) (Tada et al., 1982). Con este método se obtuvo una fluencia equivalente de $1,8 \cdot 10^{11}$ p/cm² correspondiente a 5 años de misión, datos estos, simulados con el programa Spenvis (Spenvis, 2006). Se seleccionaron dos pares de sensores de silicio (sensores 1 y 2 y sensores 3 y 4, respectivamente) eléctricamente similares. Se irradiaron 4 sensores de posición con el haz externo del acelerador TANDAR (CNEA-CAC) utilizando protones de 10 MeV, con incidencia normal.

Los cuatro dispositivos se montaron en la cámara para ensayos de daño por radiación (Alurralde et al., 2004) como se muestra en la Fig. 6.

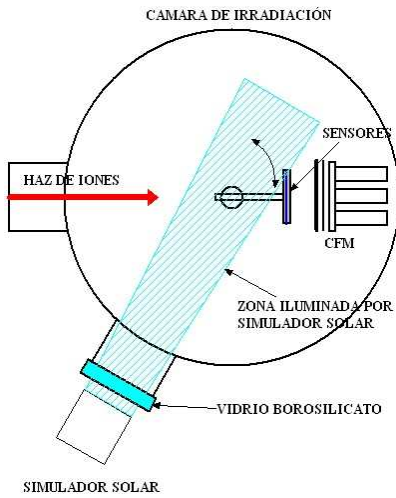


Fig. 6. Montaje experimental para la irradiación de sensores en la cámara de ensayos.

La irradiación se realizó en tres etapas, utilizando fluencias parciales y midiendo *in-situ* las curvas I-V para cada etapa, hasta obtener la fluencia final. Para medir las curvas se movía el portamuestras de manera tal de iluminar los sensores con el simulador solar y luego se posicionaban nuevamente para irradiar normalmente con el haz de protones. Se midió la carga con una copa de Faraday (CFM) y un electrómetro en tres etapas distintas, para obtener la fluencia irradiada en cada etapa (ver Tabla 3).

Tabla 3: Fluencias irradiadas en cada etapa

Etapa	Fluencia irradiada [p/cm ²]	Fluencia acumulada [p/cm ²]
1	$2,4 \cdot 10^9$	$2,4 \cdot 10^9$
2	$2,2 \cdot 10^{10}$	$2,4 \cdot 10^{10}$
3	$1,6 \cdot 10^{11}$	$1,8 \cdot 10^{11}$

7.2. Caracterización eléctrica: curva I-V

La caracterización eléctrica y electrónica de los sensores de posición se realizó antes y después de los ensayos de daño por radiación y las curvas resultantes se presentan en las Figuras 7 y 8.

Estas mediciones se realizaron con temperatura e irradiancia controladas (28°C y 1367W/m² respectivamente).

A partir de las curvas de las Figuras 7 y 8 se hallaron los valores de I_{cc}, V_{ca} y potencia máxima (P_{max}) antes y después de la irradiación (Godfrin et al, 2007). En la Tabla 4 se muestran los cocientes entre los valores finales e iniciales para los cuatro sensores. Se puede observar que la I_{cc} es el valor que más se degrada, este resultado está en buen acuerdo con experimentos anteriores realizados sobre celdas solares de Si con el mismo proceso de fabricación (Tamasi et. al, 2002).

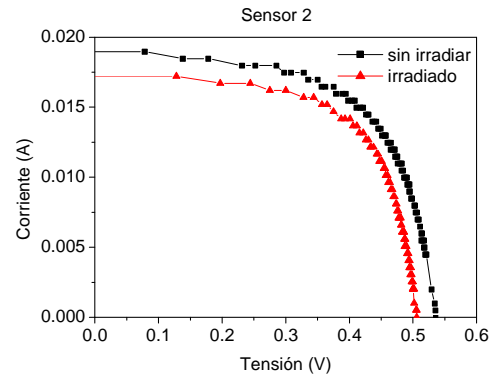
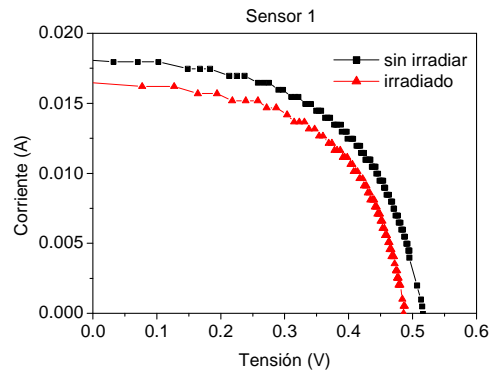
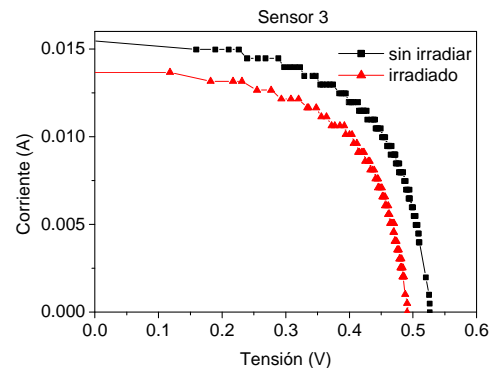


Fig. 7. Curvas I-V de sensores de posición antes y después de la irradiación de los sensores 1 y 2.



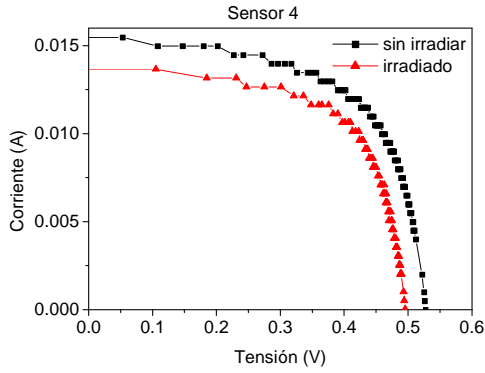


Fig. 8. Curvas I-V de sensores de posición antes y después de la irradiación de los sensores 3 y 4.

Tabla 4: Degradación en las propiedades eléctricas de los sensores (superíndice 0 corresponde a medición previa a la irradiación y superíndice 1 corresponde a la medición posterior)

Sensor	I_{cc}^1/I_{cc}^0	V_{ca}^1/V_{ca}^0	P_{max}^1/P_{max}^0
1	0,91	0,94	0,87
2	0,90	0,95	0,90
3	0,88	0,93	0,84
4	0,88	0,94	0,86

Además de estas mediciones a partir de las curvas I-V obtenidas *in-situ* en cada etapa se hallaron los parámetros I_{cc} y V_{ca} (Tamasi et. al, 2007). La degradación en I_{cc} obtenida a partir de la curva medida en laboratorio coincide con la medida *in-situ* para los sensores 2 y 3. En el caso de la degradación en V_{ca} , los valores medidos en laboratorio son similares a los medidos *in-situ* para algunos sensores pero la medición más confiable es la realizada en el laboratorio en condiciones normalizadas.

7.3. Caracterización electrónica: respuesta espectral y vida media efectiva de los portadores minoritarios

Para la medición de la respuesta espectral se empleó un equipo diseñado y fabricado en el Grupo Energía Solar que cumple con la Norma IRAM Argentina 210013-14 y la ASTM N° E 297. En las Figuras 10 y 11 se muestran las curvas de respuesta espectral de los sensores seleccionados antes y después de la irradiación.

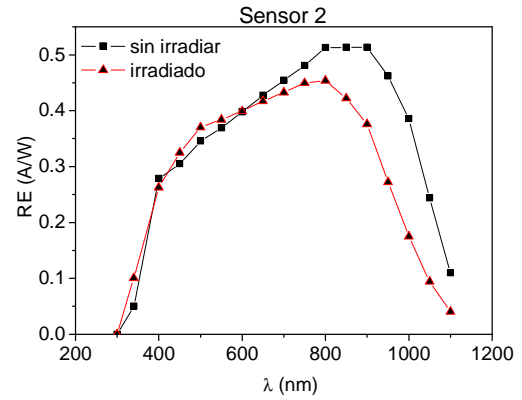
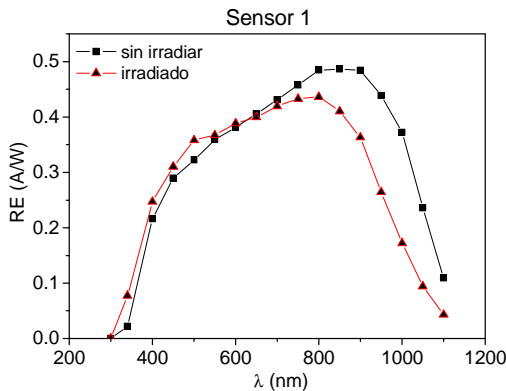


Fig. 9. Comparación de las curvas de respuesta espectral de los sensores 1 y 2 antes y después de la irradiación.

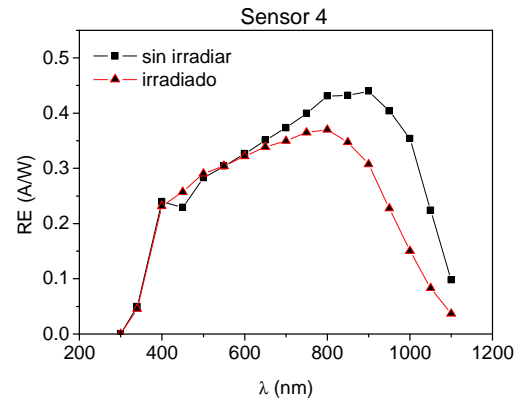
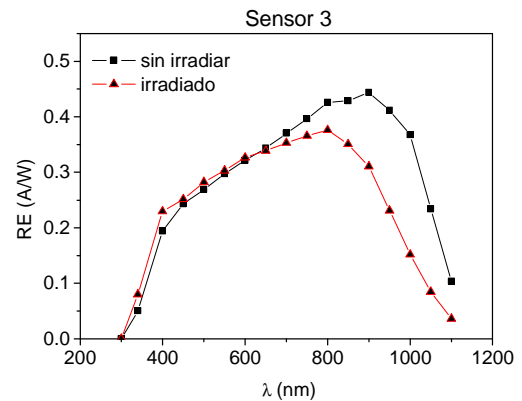


Fig. 10. Comparación de las curvas de respuesta espectral de los sensores 3 y 4 antes y después de la irradiación.

Se calculó la corriente de cortocircuito a partir de la curva de respuesta espectral y se la comparó el valor obtenido de la curva I-V. En la Tabla 5 se presentan los resultados, observándose un buen acuerdo entre ellos.

Tabla 5: Valores de I_{cc} obtenidos a partir de la curva I-V y de la curva de respuesta espectral.

Sensor	Icc obtenida de la curva I-V (mA)		Icc obtenida de la curva de Respuesta espectral (mA)	
	antes	después	antes	después

1	18,1	16,8	18,5	16,1
2	19,2	17,3	17,3	16,7
3	15,6	13,8	15,4	13,5
4	15,6	13,8	15,2	13,6

La determinación del tiempo de vida media efectiva de los portadores minoritarios (τ_{ef}) se realiza empleando la técnica OCVD modificada (Bruno et al., 1999). En la Tabla 6 se comparan los valores de τ_{ef} medidos antes y después de la irradiación.

Si se comparan los tiempos de vida media efectivos de los sensores sin irradiar, se observa que los sensores 1 y 2 tienen valores más altos que los 3 y 4, esto puede deberse a que estos dos grupos pertenecen a procesos de difusión diferentes. Sin embargo después de la irradiación, los valores son similares para todos los sensores (entre 0,7 μ s y 1,5 μ s).

Tabla 6: Tiempos de vida media efectiva de los portadores minoritarios de los sensores gruesos.

Sensor	τ_{ef} medido antes (μ seg)	τ_{ef} medido después(μ seg)	Degradación (%)
1	5,6	0,7	88
2	8,9	1,2	87
3	3,5	0,9	74
4	3,2	1,5	53

Por otra parte, cabe destacar que los valores de τ_{ef} obtenidos después de la irradiación se encuentran en el límite de resolución del equipo de medición.

8. INTEGRACIÓN DE LOS SENSORES AL MODELO DE INGENIERÍA

Con el fin de completar la calificación de los estos dispositivos, se integraron 10 sensores solares gruesos a dos paneles de ingeniería:

- EM#3 (*Engineering Model #3*): panel de ensayos de 1 m² de área
- EQM (*Engineering Model Qualification*): panel de ingeniería del SAC-D de 5 m²

Los sensores de ambos paneles fueron montado sobre las bases que se observan en la Fig. 11. Las mismas se colocaban sobre soportes de fibra de carbono que fueron integradas a los paneles como se observa en la Fig.12 y 13.

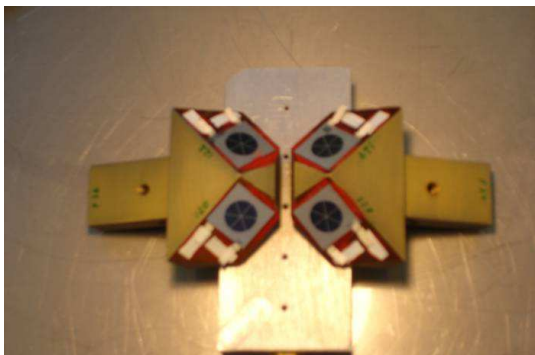


Fig. 11. Bases utilizados con sensores ya integrados.

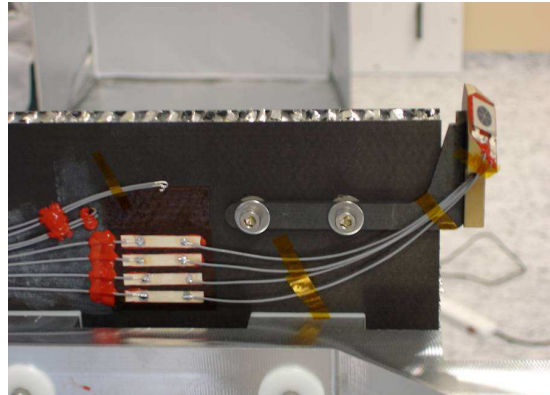


Fig. 12: Sensores montados en los paneles EM#3.

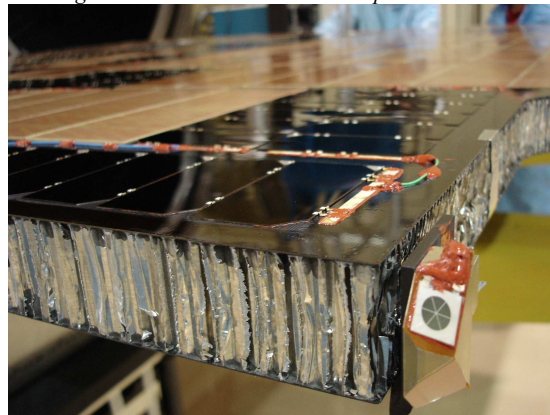


Fig. 13. Sensores montados en el panel EQM.

La conexión eléctrica fue realizada por intermedio interconectores de Kovar plateados soldando a los contactos frontal y posterior. A su vez llevan una cubierta de vidrio, dopado con Ce, de 100 μ m de espesor empleando el mismo procedimiento que se utiliza con las celdas del panel (Alurralde et. al, 2008).

9. ENSAYOS AMBIENTALES

Tanto el EM#3 como el EQM fueron sometidos a ensayos de calificación en el Laboratorio de Integração e Testes (LIT) del Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), en Brasil. Los ensayos realizados sobre ambos paneles 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. 14 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 (Alurralde et. al 2008).

Antes y después de los ensayos ambientales se realizó una inspección visual completa y una verificación funcional eléctrica, no observándose diferencias luego de completados los ensayos.

10. CONCLUSIONES

El desarrollo tecnológico de sensores producirá un impacto relevante en uno de los temas fundamentales de una misión satelital como lo es la fabricación de componentes y subsistemas en el país y la posibilidad de adaptación a las distintas misiones o requerimientos espaciales. Asimismo, permitirá el reemplazo de componentes comerciales de la industria espacial, de muy alto costo, por otros estándar de tecnología nacional.

La experiencia previa adquirida en la fabricación de dispositivos fotovoltaicos en el Grupo Energía Solar permitió la adaptación de las celdas solares convencionales a sensores desarrollados *ad hoc* para cada misión satelital. La introducción de mejoras en el proceso de fabricación permitió la producción de una gran cantidad de sensores con características eléctricas muy similares, permitiendo elegir una gran cantidad de pares de sensores similares eléctricamente.



Fig. 14: EQM montado en el modelo estructural del SAC-D en el LIT-INPE (Brasil), durante la campaña de calificación.

En la primera etapa del ensayo de ciclado térmico no observaron diferencias en cuanto a la inspección visual y a las características eléctricas de los sensores. El comportamiento de las características eléctricas medidas durante el ensayo no presenta ninguna anomalía y coincide la respuesta de la corriente con el cambio de posición de la muestra respecto a la lámpara. La evaluación general del ensayo fue satisfactoria y permite continuar con el mismo.

Con respecto a los ensayos de daño por radiación, la degradación de las características eléctricas y electrónicas se encuentra en buen acuerdo con resultados de experiencias anteriores en celdas de silicio de tecnología de fabricación similar (Tamasi et. al, 2002). Estas experiencias de daño por radiación sobre sensores fabricados en CNEA son los primeros ensayos realizados.

La campaña de calificación de los paneles solares del SAC-D y el EM#3 fue exitosa, todos los componentes del panel solar fueron verificados eléctricamente y por inspección visual antes y después de todos los ensayos no encontrándose ni diferencias funcionales ni fisuras o defectos como resultado de dichos ensayos. En consecuencia, se ha completado el proceso de calificación de los sensores y paneles solares para la misión Aquarius/SAC-D, lo que habilita para iniciar la integración de los paneles solares de vuelo.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a Cristián Bruno por el apoyo constante en cuanto a las mediciones eléctricas; a Javier Fernández Vázquez por su colaboración en integración y caracterización; a José Di Santo por la colaboración con la máquina de tracción; a Elena Godfrin por la colaboración en la clasificación y a M. Barrera, S.Rodríguez, J.Pla por la colaboración en la fabricación de los sensores.

Los autores agradecen el apoyo de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) a través del proyecto Aquarius/SAC-D actualmente en ejecución.

REFERENCIAS

- Alurralde M., Filevich A., Prario I. and Vertanessian A.. An irradiation facility to simulate the space environment. Radiation Effects on Components and Systems Proceedings. Sept. 2004.
- Alurralde M, Antonuccio F., 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., E.M. Godfrin, V. Goldbeck, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, S.E. Rodríguez, M.J.L. Tamasi, A. Vertanessian. (2005) Fabricación y ensayo de paneles solares para uso espacial módulo de ingeniería para la misión Aquarius/SAC-d. Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 9, 04.07.
- 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., González L., Iglesias A., Martínez Bogado M.G., Mezzabolta E., Moglioni A., Muñoz S., Nigri C., Nigro S.L, Plá J., Prario I., Raffo Calderón M.C., Raggio D.,

- Rinaldi C., Rodríguez S.E., Socolovsky H., 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* **12**, 04.15.
- Basore P., Gee M.J., Buck M.E., Schubert W.K. y Ruby D.S. (1994) Simplified High-Efficiency Silicon Cells. *Solar Energy Materials and Solar Cells*. 91.
- Barrera M., Bolzi C.G., Corvalán D., Martínez Bogado M.G., Plá J., Tamasi M.J.L. (2004). Últimos desarrollos en celdas solares de silicio en CNEA. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente*, Vol. 8, pp. 4.19.
- Barth J. L., Dyer C. S., and Stassinopoulos E. G. Space, Atmospheric and Terrestrial Radiation Environments. *IEEE Trans. on Nuclear Science*, vol. 50, No 3, June 2003.
- Bolzi C.G., Tamasi M.J.L., Martínez Bogado M.G., Plá J.C. (2002). Radiómetros fotovoltaicos de bajo costo desarrollados en la C.N.E.A.: prototipo comercial. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* 6, 11.01.
- 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, characterization, and telemetry data analysis from SAC-A satellite. *Solar Energy Materials and Solar Cells* 73.
- Bruno C.J., Martínez Bogado M.G., Plá J.C. and Durán J.C. (1999). Determination of minority carrier lifetime in solar cells: a novel biased OCVD technique. *Physica Status Solidi (a)* 174, 231.
- Emcore Photovoltaics, (2005).
- 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.
- ISO/TC 20/SC 14N213. ISO/CD 23038. Space systems-space solar cells-electron and proton irradiated test methods. ISO/TC 20/SC 14/WG1
- Martínez Bogado M.G. (2004). Tesis de doctorado: Diseño, elaboración, caracterización y ensayos de dispositivos fotovoltaicos para usos espaciales. Universidad Nacional de General San Martín, Comisión Nacional de Energía Atómica, Instituto de Tecnología "Prof. Jorge A. Sábato".
- Norma ASTM N° E 1021-84. Standard methods for measuring the spectral response of photovoltaic cell, (1984).
- Norma ASTM N° E 297-84. Solar simulation for photovoltaic application testing, (1984).
- Norma Argentina IRAM 210013-14. Método normalizado para la medición de la respuesta espectral de celdas fotovoltaicas (1997).
- Spectrolab Inc., (2003).
- Spennis: The Space Environment Information System <http://www.spennis.oma.be>
- Tada H.Y., Carter J.R., Anspaugh B.E. y Downing R.G. (1982) *Solar Radiation Handbook*. JPL Publication 82, pág 69.
- Tamasi, M.J.L., Martínez Bogado M.G, Plá J.C., Alurralde M.A. (2002). Estudio teórico-experimental de daño por radiación con protones de 10 MeV en celdas solares de silicio cristalino. *Energías Renovables y Medio Ambiente (ERMA)* 11, 19.
- Tamasi M. J. L., Martínez Bogado M. G., Rodríguez S. E., Prario I., Socolovsky H. P., Plá J. C., Alurralde M. A., Nigri C., Filevich A. (2007) Diseño, fabricación, caracterización y ensayos de sensores para la misión satelital Aquarius-SAC-D. *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* **11**, 04.01.
- Vertanessian A. (2008) Tesis Doctoral en Ciencia y Tecnología, UNSAM, Contribución al estudio experimental de la degradación de materiales de uso espacial producida por la radiación existente en órbitas de baja altura y por las condiciones ambientales en vuelo.