

DISEÑO, FABRICACIÓN, CARACTERIZACIÓN Y ENSAYOS DE SENSORES FOTOVOLTAICOS PARA LA MISIÓN SATELITAL AQUARIUS-SAC-D*

**M. J. L. Tamasi^{1,2}, M. G. Martínez Bogado^{1,2}, S. E. Rodríguez², I. Prario², H. P. Socolovsky²⁺, J. C. Plá^{1,2},
M. A. Alurralde², C. Nigri²⁺, A. Filevich^{1,2}**

¹Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, CONICET

²Grupo Energía Solar – Gerencia de Investigación y Aplicaciones–Centro Atómico Constituyentes –CNEA
Av. General Paz 1499 (1650) San Martín, Pcia. de Buenos Aires, Argentina. Tel. (011) 6772-7837,
mbogado@tandar.cnea.gov.ar

RESUMEN: La potencia eléctrica es uno de los recursos claves de los sistemas espaciales. Razón por la cual, los generadores solares fotovoltaicos han sido y continuarán siendo la mejor opción como fuente de potencia para satélites de órbita baja y geoestacionaria. Para orientar los paneles al sol se utilizan sensores primarios o sensores gruesos de posición, 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 el diseño, fabricación y ensayos de calificación tales como ensayos mecánicos sobre contactos y de daño por radiación. Se caracterizaron eléctricamente 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.

Palabras clave: sensores de posición, silicio, daño por radiación, usos espaciales

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 el diseño, fabricación, caracterización y ensayos de sensores de radiación de silicio cristalino para la misión satelital Aquarius/SAC-D y calificarlos según los requerimientos de esta misión. La disposición de los sensores en los paneles solares se muestra en la Figura 1.

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.

* Trabajo financiado fundamentalmente por la CNEA y la CONAE. Cuenta también con aportes de la Agencia Nacional de Promoción Científica y Tecnológica (PICT 2003 N° 10-14327).

+ Becario PICT 2003 N° 10-14327

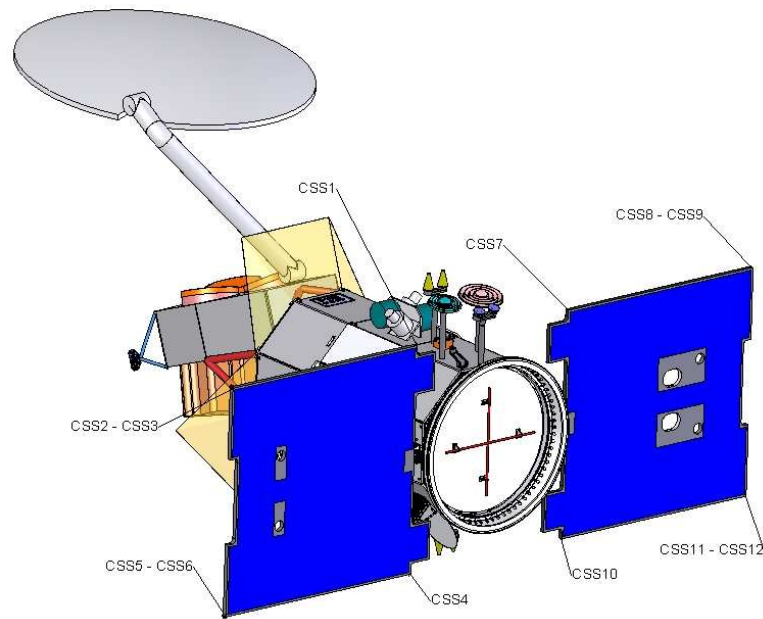


Figura 1: Disposición de los sensores de posición (CSS1 a CSS12) en el satélite SAC-D ubicados en los paneles solares.

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 12 mm de lado. El área activa del dispositivo es circular de 50 mm^2 (8 mm de diámetro). Con el fin de definir de manera precisa y repetitiva se confeccionaron las máscaras para la fotolitografía sobre película fotográfica. Se decidió confeccionar los sensores con 6 dedos metálicos dispuestos en forma radial con un ancho de $100 \mu\text{m}$. Las máscaras fueron diseñadas para cortar los sensores con la máquina de corte de obleas disponible en CNEA, con una separación de 0,40 mm entre sensores en las primeras pruebas. El diseño del sensor es el que se observa en la Figura 2.

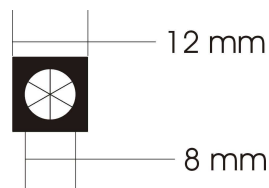


Figura 2: Diseño del sensor de radiación.

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 junturas y el empleo de técnicas fotolitográficas para deposición de contactos metálicos. Se difundieron obleas de silicio tipo p, marca Siemens, resistividad $2 \Omega\text{cm}$, con pulido químico y se evaporó Al (pureza 99,999%) en cámara de vacío, previamente a la difusión.

El proceso utilizado para la formación de la juntura fue la difusión en un paso (Basore et. al.,1994) a 870°C para lograr una estructura n^+pp^+ simultáneamente. Se realizó la fotolitografía con la máscara diseñada y se evaporó una multicapa de Ti-Pd-Ag para los contactos metálicos en cámara de alto vacío.

Luego de remover el metal excedente se engrosaron los contactos electroquímicamente para lograr un espesor apropiado para la soldadura de los interconectores (alrededor de $6\mu\text{m}$). El recocido de los contactos eléctricos se realiza en el horno de difusión en ambiente de una mezcla de $\text{H}_2\text{-N}_2$ durante 20 minutos a 400°C .

CARACTERIZACIÓN ELÉCTRICA

Se midió la curva corriente-tensión (I-V) de los sensores con control de temperatura y una irradiancia equivalente a 1367 W/m^2 . Se caracterizaron 120 sensores elaborados y se presenta las curvas resultantes en el gráfico de la Figura 3.

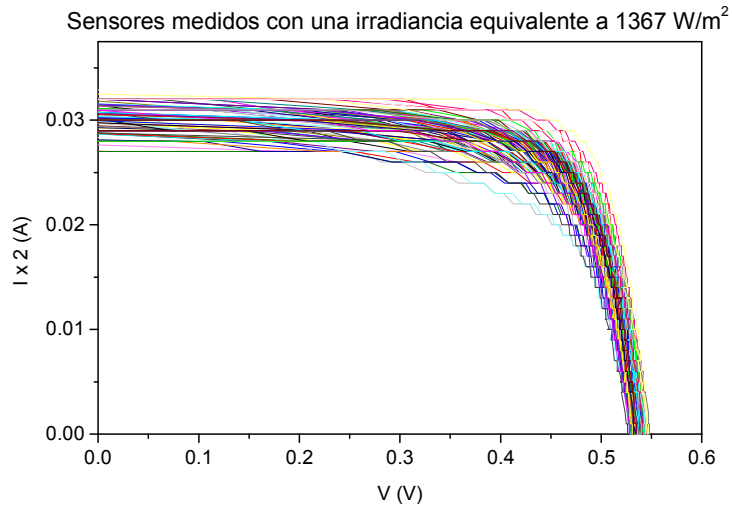


Figura 3: Curvas I-V del conjunto de sensores fabricados.

Como puede observarse en la Figura 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).

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

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

El conjunto elaborado presenta poca desviación en la corriente de cortocircuito, esto se debe fundamentalmente a que se cortaron con precisión mediante sierra semiautomática.

ENSAYOS MECÁNICOS DE LOS CONTACTOS

Para caracterizar los contactos eléctricos de los sensores, se realizaron ensayos mecánicos de tracción 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 con aporte de una aleación de estaño. (Figura 4).



Figura 4: Esquema del sensor con el interconector de plata soldado en la cara frontal.

El sensor así configurado se coloca en el portamuestra, se sujeta el interconector a 45° y se tracciona. La carga para superar el ensayo debe ser de 500 gr., 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.). Se ejerce una fuerza sobre el extremo libre del interconector hasta que ocurra alguno de los siguientes sucesos:

1. se despegue el contacto,
2. se rompa la cinta de plata,
3. se rompa la muestra,
4. se zafe la cinta de plata de la sujeción,
5. o se detiene el ensayo debido a que superó la carga requerida para la aprobación del ensayo.

La muestra resulta rechazada si ocurre alguno de los tres primeros puntos (1, 2 o 3) sin superar la carga máxima esperada. Se seleccionaron entre 2 y 4 muestras de cada oblea y de dos procesos de difusión distintos. Los resultados de los ensayos son los que se presentan en la Figura 5.

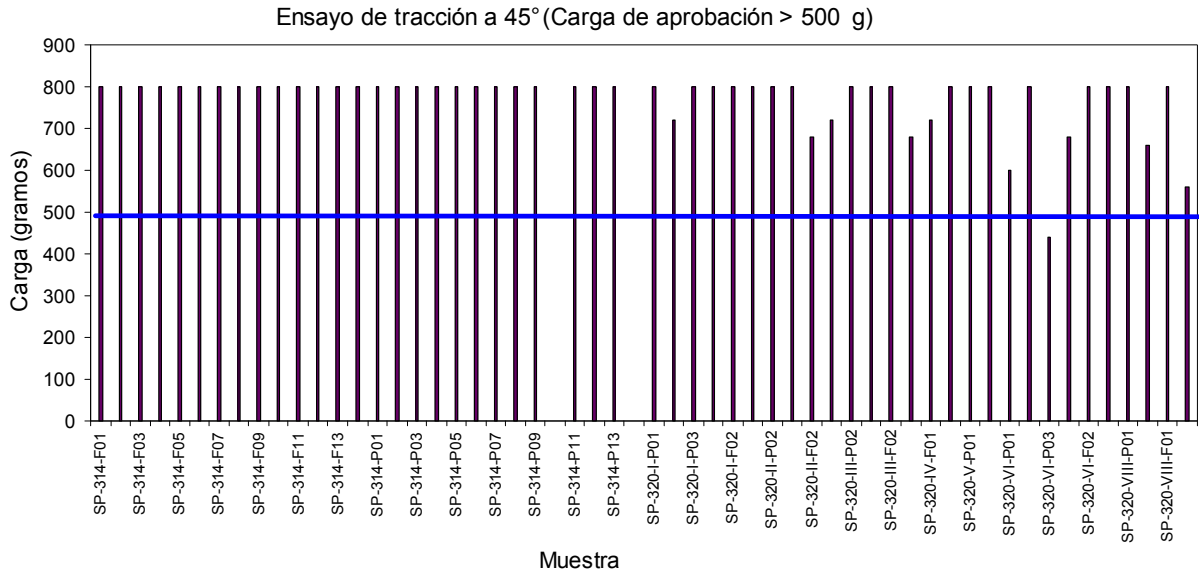


Figura 5: Histograma de la carga soportada en función de las muestras. Se observa el límite para superar el ensayo.

El resultado de los 56 ensayos efectuados muestra que el 95% superó la carga requerida para la aprobación del ensayo y sólo un 5% no lo superó por despegue de la soldadura.

ENSAYO DE CALIFICACIÓN EN AMBIENTE ESPACIAL

Para este experimento se seleccionaron dos pares de sensores (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.

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).

Los cuatro dispositivos se montaron en la cámara EDRA para ensayos de daño por radiación (Alurralde et al., 2004) como se muestra en la Figura 6. La irradiación se realizó en tres etapas, irradiando con 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, para obtener la fluencia irradiada en cada etapa (ver Tabla 2).

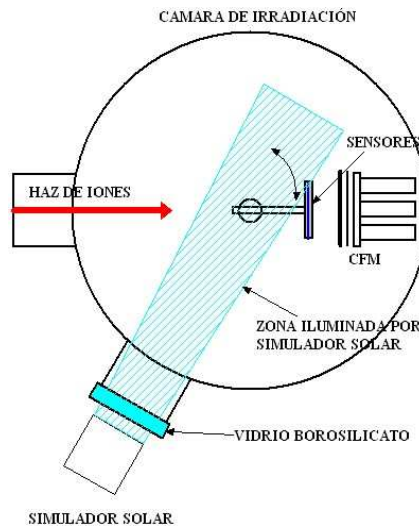


Figura 6: Montaje experimental para la irradiación de sensores en la cámara EDRA.

Etapa	Fluencia irradiada [p/cm ²]	Fluencia acumulada [p/cm ²]
1	2,4 10 ⁹	2,4 10 ⁹
2	2,2 10 ¹⁰	2,4 10 ¹⁰
3	1,6 10 ¹¹	1,8 10 ¹¹

Tabla 2: Fluencias irradiadas en cada etapa.

A partir de las curvas I-V medidas *in-situ* se hallaron los parámetros I_{cc} y V_{ca} . Los valores se normalizaron a 28°C debido a que durante la irradiación las muestras no contaban con un soporte con control de temperatura. Los resultados se muestran en la Figura 7, donde se observa la degradación de I_{cc} y V_{cc} para los 4 sensores irradiados. Además se incluye la degradación de los parámetros medidos en laboratorio con una irradiancia equivalente a 1367 W/m² a 28 °C, antes y después de la irradiación.

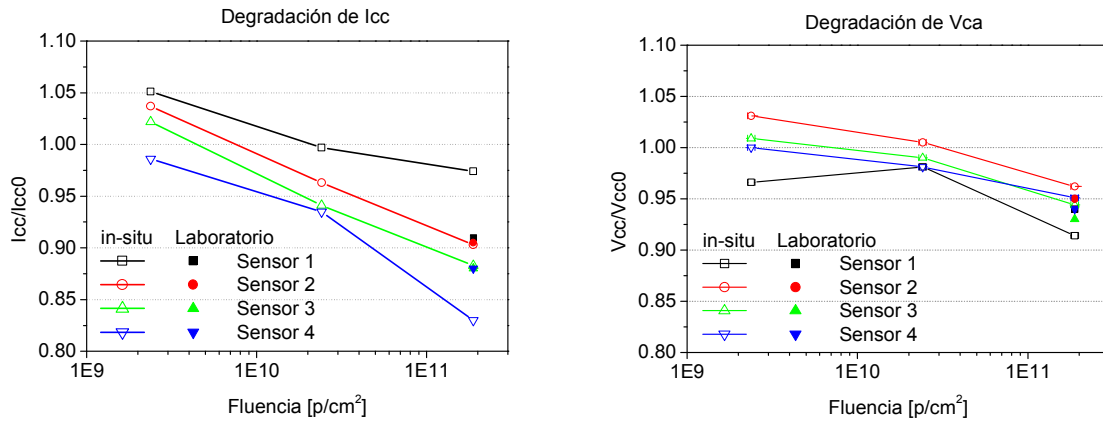


Figura 7: Degradación de I_{cc} y V_{ca} medida *in-situ* en función de la fluencia acumulada en cada irradiación. Se incluye también la degradación medida en laboratorio para la máxima fluencia irradiada.

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 los sensores 1, 2 y 3. La diferencia entre estos valores puede atribuirse a que las mediciones en el laboratorio se realizan de manera normalizada.

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 8 y 9. Estas mediciones se realizaron con temperatura e irradiancia controladas (28 °C y 1367 W/m² respectivamente).

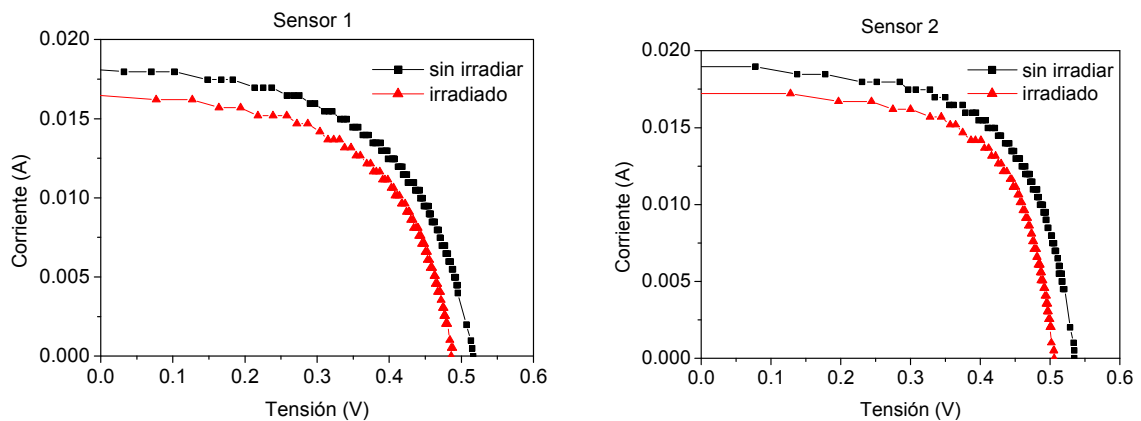


Figura 8: Curvas I-V de sensores de posición antes y después de la irradiación de los sensores 1 y 2.

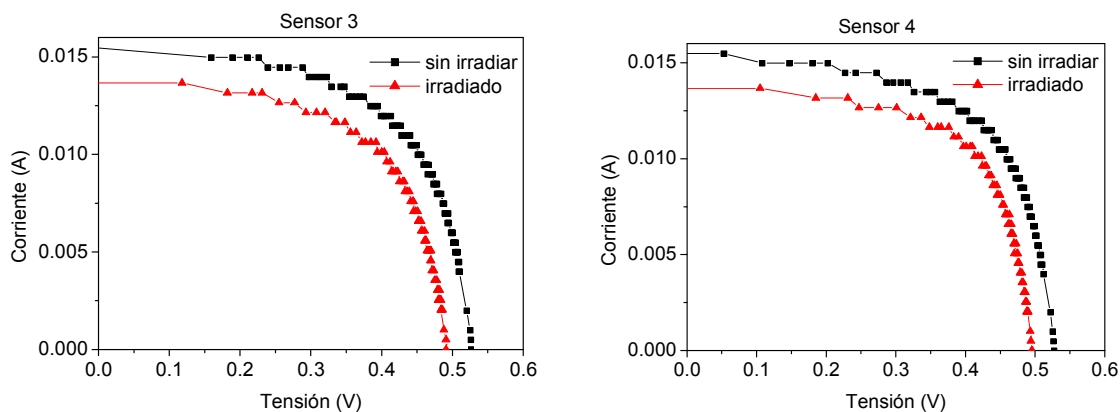


Figura 9: Curvas I-V de sensores de posición antes y después de la irradiación de los sensores 3 y 4.

A partir de las curvas de las Figuras 8 y 9 se hallaron los valores de I_{cc} , V_{ca} y potencia máxima ($P_{máx}$) antes y después de la irradiación. En la Tabla 3 se muestran los cociente entre los valores finales e iniciales para los cuatro sensores. Se puede observar que la I_{cc} es la característica eléctrica 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).

Sensor	$I_{cc}(\text{después})/I_{cc}(\text{antes})$	$V_{ca}(\text{después})/V_{ca}(\text{antes})$	$P_{max}(\text{después})/P_{max}(\text{antes})$
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

Tabla 3: Degradación en las propiedades eléctricas de los sensores.

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 y N° E1021-84. En las Figuras 10 y 11 se muestran las curvas de respuesta espectral de los sensores seleccionados antes y después de la irradiación.

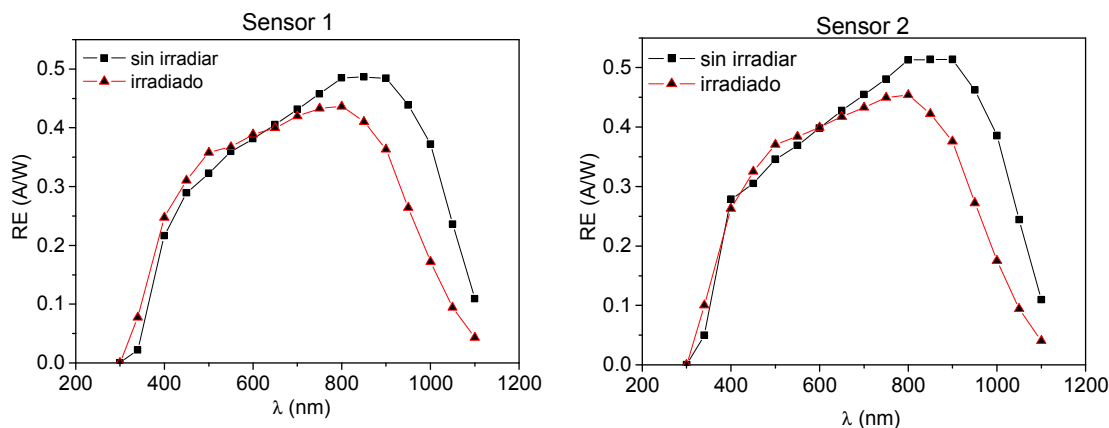


Figura 10: Comparación de las curvas de respuesta espectral de los sensores 1 y 2 antes y después de la irradiación.

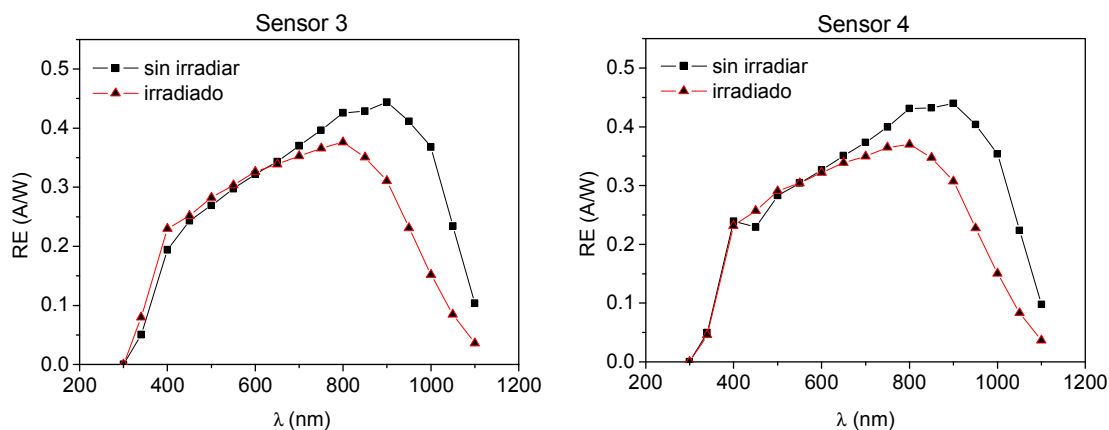


Figura 11: Comparación de las curvas de respuesta espectral de los sensores 3 y 4 antes y después de la irradiación.

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 4 se presentan los resultados, observándose un buen acuerdo entre ellos.

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

Tabla 4: Valores de Icc obtenidos a partir de la curva I-V y de la curva de respuesta espectral.

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 5 se comparan los valores de τ_{ef} medidos antes y después de la irradiación.

Sensor	τ_{ef} medido antes (μseg)	τ_{ef} medido después (μseg)	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

Tabla 5: Tiempos de vida media efectiva de los portadores minoritarios de los sensores gruesos.

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 μs y 1,5 μs).

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.

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 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.

En el presente trabajo se fabricaron sensores gruesos de Si con curvas I-V muy similares. Las mejoras introducidas en el proceso de corte (con sierra semiautomática) se ven reflejadas en la homogeneidad de las características eléctricas.

Los ensayos de soldadura permiten, además de calificar el proceso en sí, verificar la robustez de los contactos metálicos y en el caso de haber algún problema en el mismo retirar el lote de fabricación completo. El número de muestras que pasaron el ensayo representa un porcentaje alto del conjunto fabricado.

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. Estas experiencias de daño por radiación sobre sensores fabricados en CNEA son los primeros ensayos realizados. Restaría realizar simulaciones teóricas para completar la caracterización y el estudio de degradación de los mismos, así como irradiación con electrones para obtener los coeficientes de daño característicos.

AGRADECIMIENTOS

Los autores agradecen a M. Barrera por la colaboración en la fabricación de los sensores, Cristián Bruno y a Javier Fernández Vázquez por la ayuda brindada en la mediciones eléctricas, a José Di Santo por la colaboración con la máquina de tracción y al personal de Invap involucrado en el satélite Aquarius/SAC-D.

REFERENCIAS

- 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., Godfrin E.M., Goldbeck V., Iglesias A., Martínez Bogado M.G., Mezzabolta E., Moglioni A., Nigro S.L., Plá J., Prario I., Raffo Calderón M.C., Rodríguez S.E., Tamasi M.J.L., Vertanessian A. (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, Vol. 9, pp. 4.07.
- Alurralde M., Filevich A., Prario I. and Vertanessian A. (2004). An irradiation facility to simulate the space environment. Radiation Effects on Components and Systems Proceedings.
- 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.
- 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, 32, pág. 91.
- Barth J. L., Dyer C. S., and Stassinopoulos E. G. (2003). Space, Atmospheric and Terrestrial Radiation Environments. IEEE Trans. on Nuclear Science, vol. 50, No 3.
- 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, 11.01-11.02
- 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).
- 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. Sabato".
- 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. (2006). <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., et. al (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.

ABSTRACT:

Electrical power is one of the main resources of the space systems. That is way, photovoltaic solar generator have been and will continue being the best choice as source of power for low and geostationary satellites. In order to orient the panels to the sun, coarse sun sensors are used as part of control system of satellite attitude, been a fundamental part of sun tracking system. In this work one appears the design, manufacture and qualification tests such as mechanical tests on contacts and radiation damage. 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 made before and after irradiation damage using 10 MeV protons' at normal incidence and a fluence around 10^{11} p/cm².

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