

## RESEÑA DEL DESARROLLO DE SENSORES SOLARES EN CNEA PARA MISIONES SATELITALES

C.G. Bolzi, M.G. Martínez Bogado<sup>1</sup>, M.J.L. Tamasi<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Consejo Nacional de Investigaciones Científicas y Técnicas, CONICET  
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: 11-4-13; Aceptado:10-6-13.*

**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 forman parte fundamental del sistema de orientación. En este trabajo se presenta una reseña de la historia del desarrollo de estos sensores en el Departamento Energía Solar de la Comisión Nacional de Energía Atómica para las misiones satelitales argentinas y vectores como SAC-A, VS-30 y Aquarius/SAC-D y en particular los sensores elaborados para el satélite brasileño Amazonia-1.

Asimismo, se presenta el equipamiento disponible y las capacidades existentes en los laboratorios de la CNEA para realizar estos sensores desde su diseño y fabricación hasta su integración y ensayos ambientales (mecánicos, termovacío y daño por radiación) o caracterización de los dispositivos desde el punto de vista eléctrico y electrónico para su calificación según los requerimientos espaciales.

**Palabras claves:** Sensores solares; silicio; satélite, control de actitud, ensayos de calificación

## OVERVIEW OF DEVELOPMENT OF COARSE SUN SENSORS AT CNEA FOR SATELLITAL MISSIONS

**ABSTRACT.**— The primary sensors or coarse position sensors of a satellite are used to orient the panels to the sun as part of the attitude control and are the fundamental part of the satellite guidance system. This paper presents an overview of the development of these sensors at the Solar Energy Department of the Atomic Energy Commission (CNEA) for satellite missions Argentine SAC-A, VS-30, Aquarius/SAC-D and particular sensors developed for the Brazilian satellite Amazonia-1. The available equipment and existing facilities at CNEA are presented, as well as the sensors design, manufacturing, integration, tests (mechanical, termovacuum and radiation damage) and electrical and electronical device characterization for qualification according to space requirements.

**Keywords:** course sun sensors, silicon, satellite, attitude control, qualification test

### 1. INTRODUCCIÓN

El sistema de control de actitud es una parte importante del subsistema de un satélite. Por un lado debe tener cierta precisión y por otra parte, debe ser un sistema muy robusto y confiable para asegurar el éxito de la misión. Para orientar un satélite o un cohete al Sol se utilizan sensores primarios o sensores solares gruesos (*coarse sun sensor*: CSS) en general apareados o dispuestos en un arreglo de sensores. La señal de salida de los sensores previamente calibrada permite el control de actitud del satélite para su orientación respecto al Sol.

La fase posterior al lanzamiento y puesta del satélite en órbita se realiza en general con el satélite fuera del control. Es por esto que mediante sensores inerciales o giróscopos se

determina el estado de giro del satélite, se lo estabiliza si fuera necesario mediante propulsores o ruedas de inercia, para luego poder desplegar los paneles solares y comenzar a generar energía eléctrica para recargar las baterías que pueden haber sufrido pérdidas en los primeras etapas en órbita. En esta etapa es primordial el buen funcionamiento de los sensores solares ya que proporcionan a los paneles la primera orientación al Sol a partir del lanzamiento para poder generar electricidad. Posteriormente junto con el control de actitud serán los instrumentos que orientaran al Sol cuando el satélite sea desorientado por alguna razón o como rutina para la carga de las baterías cuando el sistema lo requiera.

El objetivo de este trabajo es presentar el desarrollo de sensores de radiación de silicio cristalino o sensores solares gruesos desarrollados en Argentina que se utilizaron en

distintas misiones satelitales y las facilidades, capacidades e instalaciones con las que se cuenta en los laboratorios de la CNEA para la caracterización y ensayos de dispositivos.

## 2. ANTECEDENTES

En el año 1995 el entonces Grupo Energía Solar (GES) de la CNEA comenzó a trabajar en el desarrollo de sensores de radiación terrestre aprovechando la experiencia en la fabricación de celdas solares de silicio cristalino. A partir del año 1997, el GES hoy Departamento Energía Solar (DES) trabaja en el desarrollo de celdas y sensores de silicio para aplicaciones espaciales (Barrera et al., 2004) así como en el desarrollo de paneles solares para distintas misiones satelitales argentinas (Durán et al. 2002, Alurralde et al. 2005, Alurralde et al. 2010).

El Plan Espacial Nacional prevé misiones que involucran dos tipos de satélites: de aplicaciones científicas (SAC), y de observación (SAOCOM). Hasta el presente, se han puesto en órbita cuatro satélites del primer tipo: SAC-A, SAC-B, SAC-C y SAC-D éste último puesto en órbita en junio de 2011 donde el instrumento principal es el Aquarius de la agencia espacial norteamericana (NASA) que permitió generar un mapa de salinidad de los océanos por primera vez desde un satélite. Cabe destacar que el SAC-D se encuentra en perfecto funcionamiento. Asimismo, la CONAE ha iniciado recientemente el desarrollo del satélite SAOCOM en el cual la CNEA tiene una participación relevante a través de los subproyectos “Paneles Solares” y “Antena Radar de Apertura Sintética (SAR)”, los que involucran aproximadamente 50 profesionales y técnicos del Centro Atómico Constituyentes (CAC). Estos subproyectos tienen por objetivo realizar actividades de investigación y desarrollo tecnológico que permitan diseñar, fabricar, ensayar y calificar los paneles solares y la antena radar para dicho satélite. La antena SAR es el principal instrumento de la misión mientras que los paneles solares constituyen el componente principal del subsistema de potencia. Tanto en el SAC-A, en el SAC-D como así otras misiones el DES elaboró los sensores gruesos de posición de acuerdo a los requerimientos de cada misión que pasan a detallarse a continuación.

### 2.1. Misión SAC-A

El satélite argentino SAC-A, desarrollado por la CONAE y fabricado por la empresa rionegrina estatal Investigaciones Aplicadas Sociedad del Estado (INVAP S.E.) fue puesto en órbita a mediados de diciembre de 1998 a una altura de aproximadamente 410 km (Figura 1). Por tratarse de un satélite experimental, no poseía sistema de propulsión propia que le permitiera corregir la pérdida de velocidad producida por el rozamiento con la atmósfera. Como consecuencia de ello y tal cual estaba previsto, su misión finalizó al cabo de alrededor de 10 meses de su puesta en órbita (Bolzi et al. 2002).

Entre otras experiencias y como parte de un acuerdo de colaboración entre la CNEA y la CONAE, la carga del SAC-A incluyó el primer ensayo de celdas solares argentinas en el espacio (Godfrin et al. 1999). Los dispositivos correspondientes, basados en celdas solares de silicio cristalino fabricadas por el GES de la CNEA (Bolzi et al., 1997), estuvieron asociados a dos objetivos diferentes: estudiar el comportamiento eléctrico de las celdas en el ambiente espacial y utilizar celdas elaboradas en el DES como sensores gruesos

de posición. Para cumplir estos objetivos se integraron al satélite:

- a) 2 paneles de 160mm x 70mm, compuestos por 7 celdas solares cada uno (para estudiar el comportamiento de las celdas en el ambiente espacial);
- b) 4 celdas individuales (distribuidas en diferentes caras del satélite) y 1 celda de cada panel (sensores de posición angular).



Fig. 1. Satélite SAC-A en el momento de la puesta en órbita

Para la fabricación de los CSS de la misión SAC-A, se utilizaron celdas cuadradas de 25 mm de lado y 460 mm<sup>2</sup> de área activa. La elaboración se detalla en la sección siguiente. La estructura de los sensores, así como la de los paneles, constaba de una base de aluminio con una lámina de Kapton. Sobre esta última se fijaron las celdas solares ya interconectadas, protegidas frontalmente con un vidrio dopado con cerio (Figura 2). El detalle de los procesos de elaboración de las celdas y paneles puede verse en Tamasi, 2003.

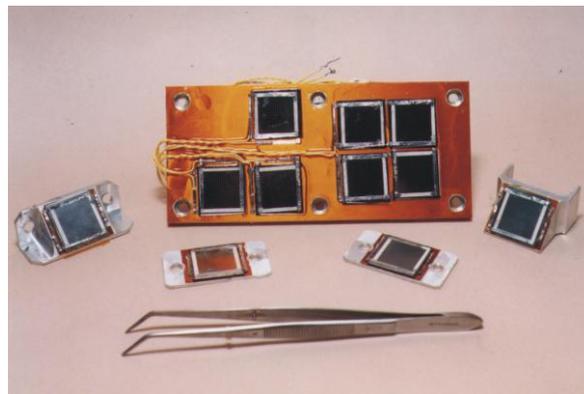


Fig. 2. Panel y sensores gruesos de ingeniería del SAC-A.

Para estudiar el comportamiento de las celdas en vuelo se realizó el estudio presentado en Godfrin et al. 1999 en donde se presentó el correcto funcionamiento de los sensores de posición angular y de todas las celdas incluidas en los paneles de ensayo. A modo de ejemplo se muestra en la Figura 3 el comportamiento de los sensores en corriente y tensión para una órbita con y sin eclipse. En ese mismo trabajo se concluye que los valores de corriente de cortocircuito y tensión de circuito abierto medidos en el espacio se encontraron en buen acuerdo con las estimaciones teóricas realizadas en base a las mediciones realizadas en Tierra.

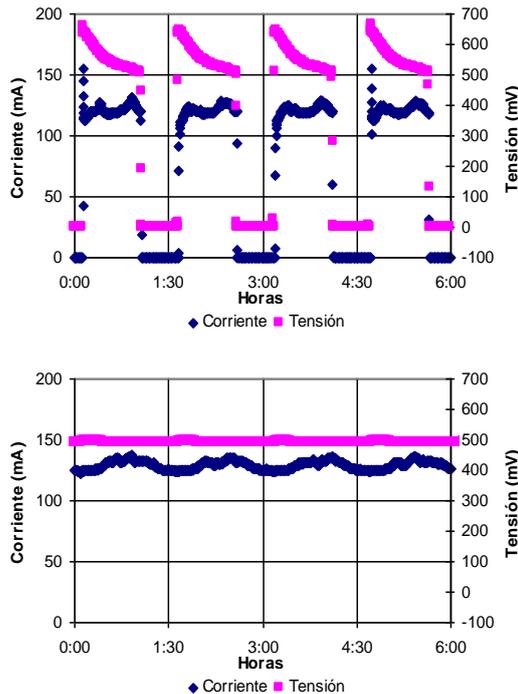


Fig. 3: Variación diaria de  $I_{cc}$  y de  $V_{ca}$  en función del tiempo para órbitas con y sin eclipse. (Godfrin et al. 1999)

## 2.2. Proyecto VS-30

El Proyecto VS-30 fue parte un acuerdo de cooperación espacial entre la Argentina y Brasil, a cargo de la CONAE y la Agencia Espacial Brasileira respectivamente. El 16 de diciembre de 2007 culminó exitosamente la Operación Angicos en el Centro de Lanzamiento da Barreira do Inferno (Natal, Brasil) con el lanzamiento del cohete VS-30.

El proyecto consistió en el lanzamiento del vector VS-30 de fabricación brasileña, el cual desarrolló un vuelo suborbital que alcanzó una altura de 140 km, llevando a bordo una carga útil argentina de 320 kg de peso y un experimento brasileño de la Universidad Federal do Río Grande do Norte. La carga útil argentina colocada en el cohete consistió en componentes de un Sistema de Navegación, Guiado y Control desarrollados en nuestro país, para su posible utilización en los lanzadores que habrán de colocar en órbita los satélites de la serie SARE del Plan Espacial Nacional. El vuelo del mencionado sistema a bordo del VS-30, significó la posibilidad de probar este nuevo desarrollo espacial argentino en condiciones de microgravedad. La experiencia contribuyó significativamente al diseño de un sistema de Navegación, Guiado y Control definitivo para futuros lanzadores argentinos.

Los sensores gruesos para el Proyecto VS-30 se diseñaron, elaboraron, caracterizaron, clasificaron y encapsularon de acuerdo a los requerimientos de la misión, en cuanto a las características eléctricas y mecánicas. Los mismos se integraron en soportes sobre la estructura del cohete-sonda (Figura 4). Los dispositivos tenían un área activa de alrededor de  $5\text{mm}^2$  y una corriente de 3mA, colocados sobre una base que fue dispuesta sobre la cofia del cohete para su utilización final. En la Figura 5 se muestran las curvas corriente-tensión (I-V) de un par de sensores.



Fig. 4. Cofia del cohete VS-30. Arriba de la faja amarilla se observan dos de los cinco soportes de sensores apareados.

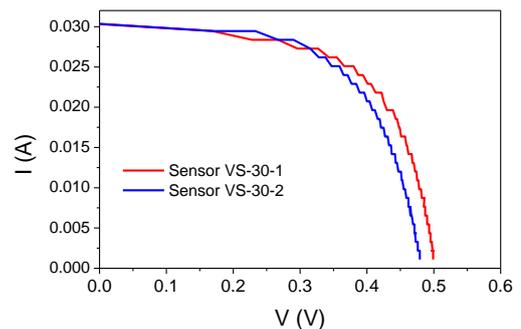


Fig. 5: Curvas I-V de dos sensores utilizados en el VS-30.

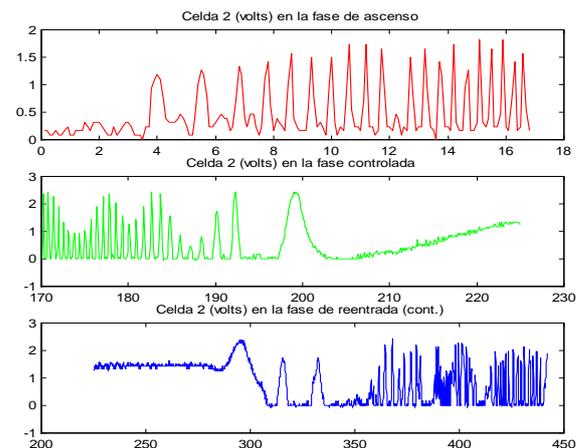


Fig. 6: Datos del sensor 2 (en Volts) durante la fase de ascenso, controlada y de reentrada. (Documento interno CoNAE, 2008)

En la Figura 6 se muestran las mediciones realizadas (en Volts debido al sistema de control) de los sensores solares para las fases de ascenso, controlada y de reentrada. Para

interpretar este gráfico hay que tener en cuenta que al ser lanzado el cohete tiene un giro sobre su eje vertical, así que puede verse que en el ascenso es notable el efecto del albedo, pero que hacia el final de la propulsión este efecto estaría atenuado por la mayor altitud y el oscurecimiento debido a la pintura de la ojiva depositada en las superficies de las celdas, lo que hace cercano a cero la señal en los valles o picos secundarios. (Documento interno CoNAE, 2008).

### 2.3. Misión Aquarius/SAC-D

El objetivo científico de la misión Aquarius/SAC-D está orientado a obtener nueva información climática a partir de las mediciones de salinidad y una nueva visión de la circulación y procesos de mezcla en el océano, así como detectar focos de alta temperatura en la superficie terrestre para la obtención de mapas de riesgo de incendios y humedad del suelo para alerta temprana de inundaciones.

El desarrollo de los sensores solares gruesos (CSS) forma parte del Subproyecto Paneles Solares como parte del proyecto Aquarius/SAC-D que se encuentra enmarcado dentro del convenio CNEA-COENAE para el desarrollo, integración y ensayo de paneles solares para misiones satelitales (Alurralde et al. 2010).

En base a los requerimientos de tamaño y de corriente de cortocircuito (entre 14 y 20 mA) de los sensores gruesos de posición se diseñaron y fabricaron dispositivos cuadrados de 12mm de lado. El área activa del dispositivo es circular de 50 mm<sup>2</sup> (8 mm de diámetro). Con el fin de definir de manera precisa y repetitiva se confeccionaron máscaras para la fotolitografía con 6 dedos metálicos dispuestos en forma radial con un ancho de 100 μm. En esta ocasión las máscaras fueron diseñadas para fabricar los sensores de forma menos artesanal y cortar los sensores con la máquina de corte de obleas disponible en CNEA. De esta forma se pudieron elaborar gran cantidad de sensores para su posterior selección y ensayos. En la Figura 7 se muestra el sensor ya montado en el soporte que está integrado al panel de vuelo.

El proceso de elaboración de los sensores solares gruesos es básicamente similar a los demás dispositivos fabricados y explicado en la sección siguiente. El detalle de todos los ensayos y procesos de estos sensores se pueden ver en la referencia Tamasi et al. 2009.

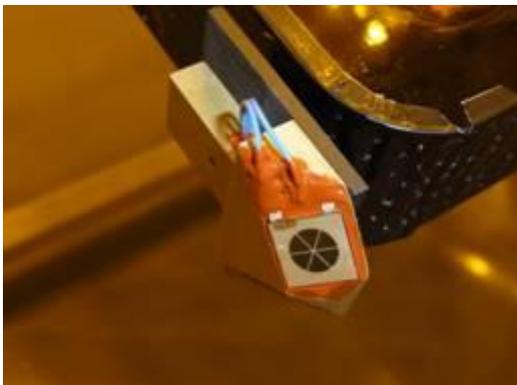


Fig. 7: Sensor de posición integrado al panel de vuelo del SAC-D.

El satélite lleva en sus paneles 12 sensores distribuidos según se muestra en el esquema de la Figura 8 (CSS1 a

CSS12) ubicados en las esquinas de los paneles solares del satélite SAC-D.

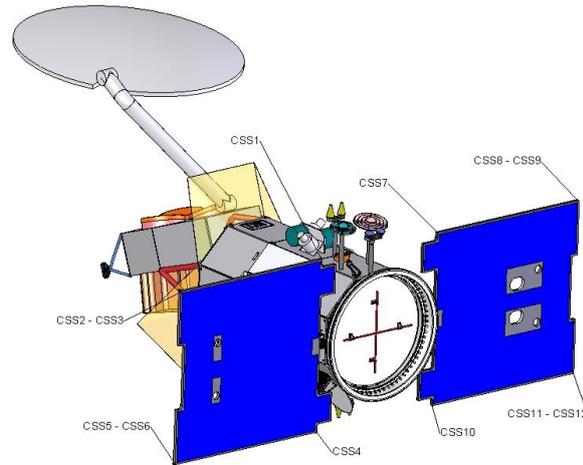


Fig. 8: Disposición de los sensores de posición (CSS1 a CSS12) en el satélite SAC-D en los paneles solares.

El SAC-D fue lanzado el 10 de junio de 2011 y se encuentra en perfecto estado de funcionamiento. A modo de ejemplo se muestran los datos de telemetría de todos los sensores dos años después de su lanzamiento en la Figura 9. La reducción a cero de la señal de todos los sensores indica la entrada del satélite en eclipse.

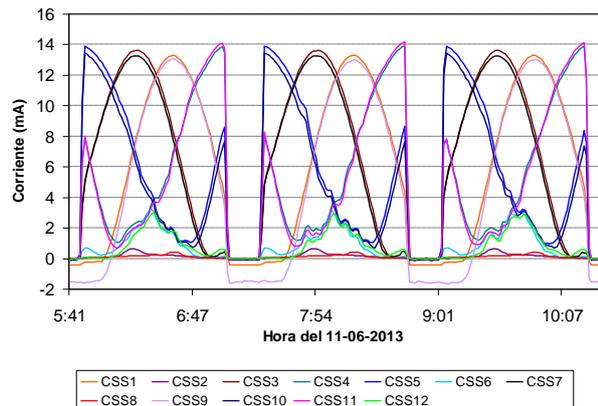


Fig. 9: Datos de telemetría de los sensores (CSS1 a CSS12) del SAC-D del día 10 de junio de 2013.

### 2.4. SNCS Project

Como consecuencia de la experiencia y los éxitos obtenidos con estos sensores de posición, el DES firmó un convenio con INVAP S.E. para la provisión de un conjunto de sensores solares gruesos de Si cristalino. Los mencionados sensores forman parte del denominado Proyecto Navigation, Control & Supervision System (SNCS) de un satélite brasileño de observación de la Tierra: Amazonia-1.

Los sensores solares gruesos de la misión SNCS Project se diseñaron a acuerdo al requerimiento de peso (< 20g) y de corriente de cortocircuito (15 ± 0,75 mA). En la Figura 10 se presenta el CSS terminado en su base-soporte. Estos sensores así como los del SAC-D fueron calificados para vuelo realizándoles ensayos de calificación y de aceptación.

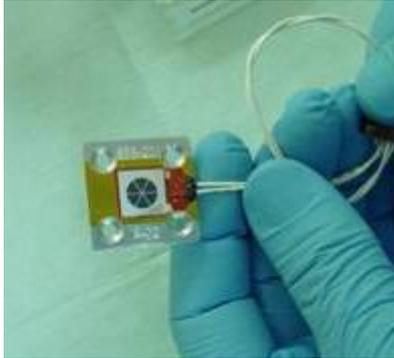


Fig. 10: CSS montado en el soporte para el Amazonia-1.

### 3. ELABORACIÓN, INTEGRACIÓN DE LOS SENSORES

Los sensores solares son básicamente celdas solares adaptadas en su tamaño y corriente para ser integradas al sistema de control de actitud del satélite. Se elaboran a partir de obleas de Si monocristalino de origen comercial tipo Czochralski, dopadas con boro y con una resistividad de aproximadamente  $1 \Omega\text{cm}$ . Su estructura  $n^+pp^+$  se logra a partir de una codifusión de fósforo y aluminio (Basore et al. 1994) en un horno de difusión a  $950^\circ\text{C}$ , obteniéndose una resistencia de capa en la cara frontal de aproximadamente  $50\text{-}70 \Omega/\square$ . Los contactos metálicos frontales (tipo grilla) y posterior completo están formados por una multicapa de Ti-Pd-Ag.

El proceso de fabricación del conjunto (CSS montado en la base-soporte) consta de las siguientes etapas (Documento interno CNEA, 2009):

- Soldadura de los interconectores frontal y posterior de Kovar® plateado de  $30 \mu\text{m}$  de espesor
- Pegado del vidrio de protección de  $100 \mu\text{m}$  de espesor
- Medición de la curva corriente-tensión del conjunto sensor con interconectores + vidrio
- Inspección visual del conjunto
- Pegado de los colectores de Kovar® y sensores a la base de aluminio
- Soldadura de los cables e interconectores a los colectores
- Pegado de los cables a la base o soporte
- Cobertura de la soldadura
- Ensayo de tracción de los cables
- Inspección final: medición eléctrica e inspección visual

### 4. ENSAYOS DE CALIFICACIÓN

#### 4.1. Ensayos mecánicos

Después de la fabricación de los sensores y antes de su integración se realizan ensayos mecánicos sobre los contactos metálicos para cada lote de sensores fabricados. Cabe destacar que la selección del número de sensores a ensayar se realiza por muestreo estadístico de acuerdo al nivel de calidad aceptable (AQL) requerido. El ensayo consiste en someter a las soldaduras a pruebas mecánicas de tracción a  $45^\circ$ . La carga para superar el ensayo debe ser de  $500 \text{ g}$ , dicho valor está en buen acuerdo con lo reportado por

el fabricante de celdas solares espaciales (Emcore Photovoltaics, 2005).

#### 4.2. Ensayos de vibraciones

El momento más crítico en la puesta en órbita de un satélite es el lanzamiento debido a las vibraciones que se producen en el mismo por lo tanto deben realizarse ensayos de vibraciones según el requerimiento de cada misión. En el Centro Atómico Constituyentes se cuenta con el equipamiento necesario para realizar este tipo de ensayos y cumplir con los requerimientos. En la Figura 11 se presenta el equipo para realizar estos ensayos mecánicos de vibraciones sobre distintos dispositivos y en particular, los sensores solares.

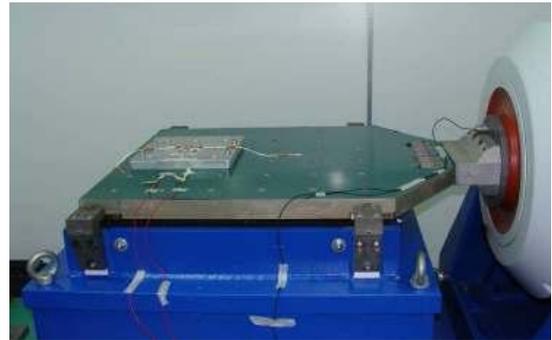


Fig. 11: Equipo de vibraciones mecánicas con los CSS montados en su plataforma de ensayos. (Technical report CNEA 2009)

#### 4.3. Ensayo de termo-vacío

El DES posee distintos equipos para la realización de ensayos de ciclado térmico. Uno de los equipos puede realizar ciclados en vacío. La cámara donde se realizan los ciclados está conectada a una bomba de alto vacío, el soporte se compone de una placa de aluminio que contiene un calentador resistivo  $300 \text{ W}$  y una placa de cobre soldada a un tubo de cobre de refrigeración diseñado para la operación con nitrógeno líquido. Este sistema permite el funcionamiento en alto vacío, dentro de un rango de temperatura ajustable de al menos  $-100^\circ\text{C}$  a  $100^\circ\text{C}$  (Figura 12).

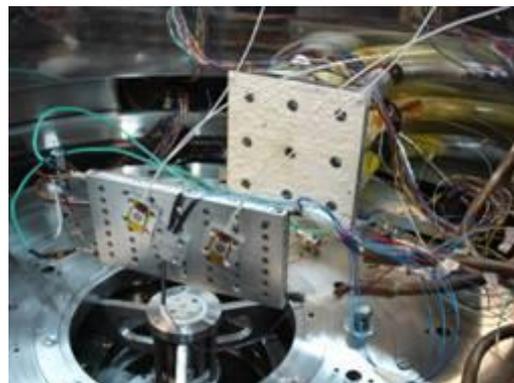


Fig. 12: Sensores en el ensayo de termovacío. (Tamasi et al. 2009).

#### 4.4. Ensayo de daño por radiación

Un satélite en órbitas bajas (LEO) está sometido a ciclados térmicos típicamente entre  $-100^\circ\text{C}$  to  $+100^\circ\text{C}$  y recibe radiación de protones isotrópica con energías entre los keV

y cientos de MeV entre otras partículas. Para simular este ambiente se estudia 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.

Una de las cámaras que posee el DES permite el ciclado térmico de la muestra entre  $-100^{\circ}\text{C}$  y  $100^{\circ}\text{C}$  y a su vez irradiar con un haz de protones con distintos ángulos de incidencia. Este equipo incluye el simulador solar para iluminar las muestras y medir *in-situ* las curvas I-V de las muestras y así evaluar los efectos de la degradación. Otra de las posibles variantes es la modificación rápida del haz de energía que permite simular un espectro de energías así como también se puede desenfocar el haz para obtener una irradiación uniforme (Tamasi et al. 2009).

## 5. CARACTERIZACIÓN

### 5.1. Caracterización eléctrica: curva I-V y respuesta angular

Para la medición de la curva tensión corriente (I-V) de celdas solares y sensores de radiación en condiciones controladas se dispone de un simulador solar de estado estacionario de alta fidelidad "Close-match" TS-Space con espectro AM0 e irradiancia equivalente a  $1367\text{ W/m}^2$  normalizadas y una carga electrónica desarrollada en el GES. Para el control de la temperatura del dispositivo a medir, se diseñó y construyó una base que utiliza el efecto Peltier, controlada electrónicamente y que trabaja en el intervalo de temperaturas cercanas a la normalizada ( $28 \pm 1^{\circ}\text{C}$ ).

La medición de la curva I-V se puede hacer además en distintas condiciones. Se dispone de otra base termostatazada mediante agua a temperatura controlada, la cual permite trabajar en el intervalo  $5-70^{\circ}\text{C}$  para poder calcular los coeficientes de temperatura de las celdas.

Una vez montados los sensores en el panel ya no es posible medir bajo condiciones normalizadas, pero se puede realizar una verificación eléctrica del funcionamiento utilizando un método con luz pulsada y de bajo costo explicado en detalle en Bruno et al. 2009.

Otra de las caracterizaciones importantes, en cuanto a lo que significa un sensor de posición, es el ángulo de visión o campo visual y la respuesta angular. La primera característica representa el ángulo que el dispositivo puede sensar, en el caso de estos sensores por el diseño particular que poseen este ángulo es casi  $180^{\circ}$  ya que solo está cubierto por el vidrio protector. Esta es una ventaja con respecto a otros sensores encapsulados cuyo campo visual en general rondan los  $160^{\circ}$  o menos (Bradfor 2013, Adcole).

La respuesta angular que se establece como la variación de la  $I_{cc}$  en función del ángulo de incidencia, se muestra a modo de ejemplo la caracterización de un sensor para ángulos entre  $0^{\circ}$  y  $90^{\circ}$ , tomados de a  $10^{\circ}$  y en ambos sentidos para una temperatura fija. En la figura 13 se muestra la variación de la  $I_{cc}$  con el ángulo para una irradiancia de  $1367\text{ W/m}^2$  a una temperatura de  $20^{\circ}\text{C}$ .

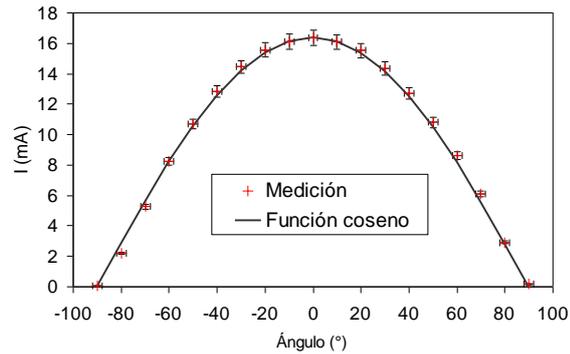


Fig. 13: Variación de  $I_{cc}$  de un sensor con el ángulo de incidencia.

### 5.2. Caracterización electrónica: respuesta espectral y vida media de portadores minoritarios

Para la medición de la respuesta espectral se emplea 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. El equipo permite caracterizar celdas y sensores solares de silicio y ha sido modificado para medir celdas solares III-V multijuntura de estructura monolítica. Los detalles del equipo se pueden encontrar en (H. Socolovsky et al. 2010).

En las Figuras 14 se muestran a modo de ejemplo las curvas de respuesta espectral de un sensor antes y después de la irradiación en donde se puede observar la degradación de la misma después de la irradiación para una misión equivalente a la del SAC-D (Tamasi et al. 2004).

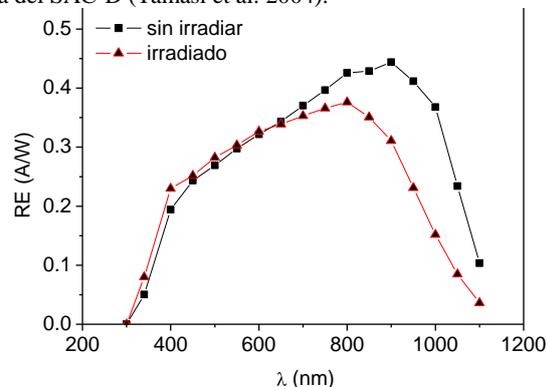


Fig. 14: Respuesta espectral de un sensor antes y después de una irradiación con protones de  $10\text{MeV}$  (Tamasi et al. 2004).

Otra de las características electrónicas que se pueden medir en el GES es el tiempo de vida media de los portadores minoritarios ( $\tau_{ef}$ ). Se ha desarrollado en el GES un equipo sencillo para esta medición mediante la técnica OCVD modificada (Bruno et al. 1999).

El GES cuenta además con un equipo para medir tiempo de vida media mediante la técnica conocida como decaimiento de la fotoconductividad, "PhotoConductance Decay" (PCD). Esta técnica es complementaria a la de OCVD permitiendo el estudio de parámetros importantes como la velocidad de recombinación superficial y la densidad de trampas, entre otros (Macdonald y Cuevas, 2001). Las dos técnicas mencionadas (OCVD y PCD), se utilizan también para evaluar el

daño producido por la irradiación con protones y electrones en obleas de silicio cristalino y celdas y sensores solares (Tamasi et. al 2002 y 2004).

## 6. CONCLUSIONES

La experiencia adquirida a lo largo de los años en la investigación y en el desarrollo de celdas solares de silicio y paneles solares para uso satelital permitió desarrollar sensores solares de posición adaptados a los requerimientos específicos de cada misión en cuanto al tamaño y la corriente que debe tener el dispositivo.

El trabajo realizado en las distintas misiones satelitales desarrolladas con éxito permitió proveer sensores para misiones de otros países como los que se fabricaron para el Amazonia-1 para el sistema de control de actitud desarrollado por INVAP.

Estos sensores poseen varias ventajas respecto de otros sensores que se consiguen comercialmente: son adaptables a los requerimientos en corriente y tamaño de cada misión; son de bajo peso; en particular al estar integrados sobre una base y no dentro de ella permiten que el campo visual del sensor sea prácticamente de 180° y por último al tener un área activa circular los hace simétricos en sus dos ejes horizontales.

Los sensores solares convencionales tienen masas de por lo menos cientos de gramos, otra ventaja mencionada en el párrafo anterior de los sensores desarrollados en CNEA es su bajo peso ya que pueden integrarse tanto sobre una base de aluminio como directamente sobre el panel. En particular esto es muy importante si se quieren utilizar en satélites de pequeños tamaños o nanosatélites.

## AGRADECIMIENTOS

Los autores dedican este trabajo a la memoria de Cristián Bruno. Agradecen, además, a todos los integrantes del DES que participaron en el desarrollo de los sensores, el apoyo de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) y de INVAP S.E. a través de los distintos proyectos. También agradecemos a D. Pérez por su ayuda con el abstract.

## REFERENCIAS

Adcole (2013) Fine sun sensor system. <http://adcole.com/fss.html>.

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 (AVERMA) **9**, 04.07.

Alurralde M. A.; Barrera M.; Bolzi C.G.; Bruno C.J.; Cabot P.; Carella E.; Di Santo J.; Duran J. C.; Fernández Vázquez J.; Godfrin E.M.; Goldbeck V.; Gonzalez L.; Martínez Bogado M. G.; Mezzabolta E.; Moglioni A.; Muñoz S.; Olima J.M.; Pla; Raffo Calderón M.C.; Raggio D.; Rinaldi C.; Rodríguez S.E.; Socolovsky H. P.;

Tamasi M. J. L. (2010) Integración y ensayos de los paneles solares de vuelo para la misión satelital Aquarius/SAC-D. AVERMA **14** pp 449 - 455.

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, **34**, 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 cristalino en la CNEA. AVERMA **8**, pág. 04.19-4.24.

Bradfor (2013) Fine Sun Sensor Data Sheet. [http://bradford-space.com/#productline/sun\\_sensors/mini\\_fine\\_sun\\_sensor](http://bradford-space.com/#productline/sun_sensors/mini_fine_sun_sensor).

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**, 269-280.

Bolzi C.G., Merino L.M., Tamasi M.J.L., Plá J.C., Durán J.C., Bruno C.J., Godfrin E.M., Lamagna A., Barrera M.P. y Quintero L.B. (1997), Elaboración y caracterización de celdas y paneles solares de silicio cristalino para su ensayo en el satélite SAC-A. AVERMA **1**, 2, 1-4.

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.; Gonzalez L.; Iglesias A.; Martínez Bogado M. G.; Mezzabolta E.; Moglioni A; Muñoz S.; Nigri C.; Nigro S.L.; Plá J. C.; 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. AVERMA **12**, 04.15 – 04.22

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.

C.J. Bruno, J. Fernández Vázquez, M.G. Martínez Bogado. Verificación de paneles solares con pulsos de luz múltiples. (2009) Energías Renovables y Medio Ambiente (ERMA), **23**, 9 – 12.

Documento interno CoNAE (2008), Reporte de datos de control.

Documento Interno CNEA (2009): Plan de fabricación, inspecciones y ensayos de sensores solares gruesos. CAC-PSE-CSS-00200A-PR. Proyecto CSS/INVAP O/E 434107.

Durán J.C., Bruno C.J., Alurralde M., Antonuccio F., Bolzi C.G., Cabot P., Carella E., Fernández Vázquez, J., Filevich, A., Franciulli, C.D., Godfrin, E.M., Goldbeck, V., Martínez Bogado, M.G., Mezzabolta, E., Nigro, S.L., Plá, J., Rodríguez, S.E., Tamasi, M.J.L. (2002) Convenio de cooperación CONAE-CNEA: desarrollo, fabricación y ensayo de paneles solares para misiones satelitales argentinas - Actividades desarrolladas en el último año. AVERMA **6**, 04.13-04.17.

Emcore Photovoltaics, (2005). Spectrolab Inc., (2003).

E.M.Godfrin, M.G. Martínez Bogado, M.J.L. Tamasi, J.C. Durán. (1999). Primera experiencia de celdas solares argentinas en el espacio: análisis preliminar de los resultados. AVERMA **1**, 4.8-4.12

Macdonald D. y Cuevas A. (2000). Prog. Photovoltaics **8**, 363

Macdonald D., Sinton R.A., and Cuevas A. (2001). On the use of bias-light correction for trapping effects in photo-

- conductance-based lifetime measurements of silicon. *Journal of Applied Physics*, **89**, N° 5, 2772-2778.
- Socolovsky H., García J., Plá J. (2010). Setup development for spectral response measurement on multijunction solar cells. *Proceedings of the 25th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, Valencia, Spain*, pág. 781.
- Tamasi, M.J.L., Martínez Bogado, M.G., Alurralde, M., Plá, J.C. (2002). Estudio teórico-experimental de daño por radiación con protones de 10MeV en celdas solares de silicio cristalino. *ERMA* **11**, 19-24.
- Tamasi M.J.L., Alurralde M., Prario I., Filevich A., Mayer R., Durán J.C., Martínez Bogado M.G., Plá J., Bruno C.J., Fernández Vázquez J. Comparison of electron and proton radiation damage in solar cells for space uses. (2004) *Proc.19th European Photovoltaic Solar Energy Conference and Exhibition, 3719-3722. 7-11 June 2004, Paris, France.*
- 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 fotovoltaicos para la misión satelital AQUARIUS-SAC-D. *AVERMA* **11**, 04.01 – 04.08
- Tamasi M. J. L.; Martínez Bogado M. G.; Bolzi C.G.; Prario I.; Alurralde M. A. (2009). Sensores fotovoltaicos para la misión satelital AQUARIUS-SAC-D: desarrollo y ensayos ambientales. *ERMA*. **23**, 19 – 26.
- Technical report CNEA(2009): Qualification vibration tests on SNCS coarse solar sensor, IN-13-E-126-EE/09 (2010). Documento clasificado. Gerencia de Área Energía Nuclear U.A. Ensayos No Destructivos y Estructurales, Grupo Estudio y Ensayo de Componentes Estructurales (CNEA-CAC).