

UNIVERSIDAD NACIONAL DE GENERAL SAN MARTÍN  
COMISIÓN NACIONAL DE ENERGÍA ATÓMICA  
INSTITUTO DE TECNOLOGÍA

"Prof. Jorge A. Sabato"

***Simulación y modelización de paneles solares  
y de sistemas de potencia  
para aplicaciones espaciales (\*)***

por Lic. Elena María Godfrin

Director: Dr. Julio César Durán

Co-director: Dr. Juan Plá

(\*)Tesis para optar por el título de Doctor en Ciencia y Tecnología,  
Mención Física

República Argentina

2015



A mi pequeña pero gran familia:

Julio

Gabi y Sergio

Lucas y Guada

A la memoria de mis padres, Etienne y Pierre





## Resumen

El Departamento Energía Solar (DES) de la Comisión Nacional de Energía Atómica de Argentina (CNEA) realiza actividades de investigación y desarrollo relacionadas con el aprovechamiento de la energía solar mediante conversión fotovoltaica para aplicaciones espaciales y terrestres. El desarrollo de dispositivos solares para satélites comenzó en 1995, en el marco de una colaboración entre la CNEA y la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE).

A partir de marzo de 2001, luego de la firma del primer convenio de cooperación específica entre la CNEA y la CONAE, el DES y un grupo interdepartamental del Centro Atómico Constituyentes (CAC) se encuentran trabajando en el desarrollo de paneles solares para misiones satelitales previstas en el Plan Espacial Nacional. Este convenio, encuadrado dentro de la Ley Nº 23.877 de Promoción y Fomento a la Innovación Tecnológica, dio lugar a la iniciación en el CAC del Subproyecto Paneles Solares como parte de los Proyectos SAC-D y SAOCOM, para diseñar, fabricar y ensayar la parte eléctrica de los paneles fotovoltaicos de ambas misiones. Las actividades previstas incluían, además del desarrollo de la tecnología de integración y ensayo de los paneles, la elaboración de modelos teóricos que permitieran diseñar y simular el funcionamiento del sistema de generación de energía eléctrica (sistema de potencia) del satélite a lo largo de la vida útil de la misión.

En este trabajo se presentan los códigos computacionales desarrollados para dichos modelos, su aplicación al diseño de los paneles solares del SAC-D, la simulación del sistema de potencia de este satélite y la validación del modelo mediante el análisis de la telemetría enviada por el SAC-D. Inicialmente, la fecha de lanzamiento prevista para el SAOCOM era anterior a la del SAC-D, motivo por el cual el desarrollo y análisis de los resultados de los códigos computacionales se iniciaron con las configuraciones del SAOCOM y se presentan aquí sin pérdida de generalidad.

Los modelos desarrollados permitieron diseñar la configuración eléctrica de los paneles solares y verificar que la misma cumpliría con los requerimientos de energía de las misiones.

Asimismo, se realizó un análisis estadístico de la evolución de las características eléctricas de las celdas solares durante el proceso de ensamblado de las mismas, previo a su integración a los paneles solares. Este análisis permitió evaluar la influencia de los diferentes procesos (esencialmente, soldadura y pegado) sobre dichas características eléctricas, contribuyendo a mejorar los mismos y mejorando en consecuencia el aseguramiento de la calidad del producto final, los paneles solares.

El estado de desarrollo de paneles solares alcanzado en la CNEA pasó exitosamente todas las revisiones realizadas durante la ejecución del Proyecto SAC-D/Aquarius ("Preliminary Design Review", "Critical Design Review", etc.). La documentación relativa al diseño y simulación de los paneles solares presentada en dichas revisiones fue elaborada en el marco del presente trabajo.

El SAC-D fue puesto en órbita exitosamente el 10 de junio de 2011, desde la base aérea de Vandenberg, EE.UU., momento a partir del cual comenzó a transmitir por telemetría mediciones de las variables de los diferentes subsistemas del satélite y, en particular, de las características eléctricas de los paneles solares. Los datos recibidos de los paneles solares se encuentran en buen acuerdo con los valores obtenidos por simulación a partir de las mediciones realizadas en Tierra.

Finalmente, se estudiaron datos telemétricos del satélite SAC-D recibidos en el período junio de 2011 a abril de 2013, a fin de evaluar la posible degradación de los paneles solares como consecuencia del ambiente espacial (partículas cargadas, radiación ultravioleta, micrometeoritos, etc.) y de estimar la influencia del albedo en la generación de energía. El análisis de los datos recibidos por telemetría no mostró ninguna degradación en las características eléctricas de los paneles solares en el citado período.

**Palabras claves:** Energía solar, celdas solares, paneles solares, sistema de potencia, simulación



# Simulation and modeling of solar panels and power systems for space applications

## Abstract

The Solar Energy Department (DES) of the Argentine National Atomic Energy Commission (CNEA) performs research & development activities related with photovoltaic solar energy conversion for space and terrestrial applications. The development of solar devices for satellites began in 1995 as part of a collaboration between CNEA and the National Commission for Space Activities (CONAE).

From March 2001, after signing a specific cooperation agreement between CNEA and CONAE, the DES and an interdepartmental group of the Constituyentes Atomic Center (CAC) are working on the development of solar arrays for satellite missions under the National Space Plan. This agreement, framed within the Promotion and Development of Technological Innovation Law (Law No. 23.877), led to the initiation of the Solar Arrays Subproject in CNEA, as part of SAC-D and SAOCOM Projects, to design, manufacture and test the electrical part of the photovoltaic panels for both missions. Planned activities included, in addition to the development of the integration technology and testing of the panels, the development of theoretical models to design and simulate the operation of the power generation system of the satellite along the lifetime of the mission.

In this paper the computational codes developed for these models, their application to the design of the SAC-D solar array, the simulation of the power system of this satellite and the validation of the model by analyzing telemetry data are presented. Initially, SAOCOM launch date was scheduled before SAC-D launch, so the development and analysis of results of computational codes began with SAOCOM configurations and are presented here without loss of generality.

The developed models allow to design the electrical configuration of the solar panels and verify that it would meet the energy requirements of missions.

Furthermore, a statistical analysis of the evolution of the electrical characteristics of the solar cells was performed during the assembly process, prior to its integration into solar panels. This analysis allowed to evaluate the influence of different processes (essentially, welding and bonding) on the electrical characteristics, contributing to improve them and thus improving the quality assurance of the final product, the solar array.

The state of the development of solar panels made in CNEA successfully passed all the revisions performed during the execution of the SAC-D / Aquarius Project ("Preliminary Design Review", "Critical Design Review", etc.). The documentation associated with the design and simulation of solar panels presented in the revisions were all prepared in the context of this work.

SAC-D satellite was successfully launched on June 10, 2011, from Vandenberg Air Force Base, USA. From that moment, the satellite is transmitting telemetry data of the different subsystems of the satellite and, in particular, of the electrical measurements of the solar array. The data received from the solar panels are in good agreement with values obtained by simulations based on measurements of the electrical characteristics of the solar cells measured on Earth.

Finally, SAC-D telemetry data received in the period June 2011 to April 2013 were studied, to assess the possible degradation of solar panels as a result of the space environment (charged particles, ultraviolet radiation, micrometeorites, etc. ) and to estimate the influence of the albedo on power generation. The analysis of telemetry data received showed no degradation in the electrical characteristics of solar panels in the period.

**Key words:** Solar Energy, Solar Array, Satellite, Power system, Simulation, Solar cells

# Índice

- Capítulo 1    Introducción ..... 1
  - Referencias ..... 15
- Capítulo 2    Diseño de los paneles solares..... 17
  - 2.1    Las celdas solares ..... 17
  - 2.2    Los paneles solares ..... 19
  - 2.3    Órbita y Requerimientos del SAC-D ..... 20
  - 2.4    Diseño preliminar ..... 21
  - 2.5    Código numérico de interconexión de celdas ..... 28
  - 2.6    Generación de curvas I-V ..... 31
  - 2.7    Clasificación de las celdas ..... 33
  - 2.8    Diseño con módulo medio ..... 34
  - 2.9    Conclusiones ..... 37
  - Referencias ..... 38
- Capítulo 3    Medición, caracterización y análisis estadístico de los parámetros eléctricos de las celdas solares..... 41
  - 3.1    Medición y caracterización de las celdas solares ..... 41
  - 3.2    Evaluación preliminar del método de medición..... 43
  - 3.3    Estimación de la incertidumbre de la medición ..... 47
  - 3.4    Análisis estadístico comparativo..... 48
    - 3.4.1.    Análisis univariado ..... 48
    - 3.4.2.    Análisis multivariado..... 60
  - 3.5    Conclusiones ..... 64
  - Referencias ..... 65
- Capítulo 4    Simulación del funcionamiento de los Modelos de Ingeniería, Calificación y Vuelo de los paneles solares del satélite SAC-D ..... 67
  - 4.1    Modelos de Ingeniería y Calificación ..... 67
  - 4.2    Modelo de Vuelo..... 72
    - 4.2.1.    Clasificación de las celdas ..... 72
    - 4.2.2.    Tensión del punto de trabajo para una celda en BOL y a 28 °C ..... 72
    - 4.2.3.    Definición de la clases según  $I_{cc}$  ..... 74



|            |                                                                                   |     |
|------------|-----------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.2.4.     | Definición de las subclases según $I_w$ .....                                     | 74  |
| 4.2.5.     | Simulación del Modelo de Vuelo en BOL y condiciones normalizadas.....             | 78  |
| 4.2.6.     | Comparación de los resultados y verificación.....                                 | 81  |
| 4.3        | Conclusiones.....                                                                 | 83  |
|            | Referencias.....                                                                  | 84  |
| Capítulo 5 | Simulación del sistema de potencia.....                                           | 85  |
| 5.1        | El código de simulación del sistema de potencia.....                              | 86  |
| 5.1.1.     | Cálculo del ángulo de incidencia de la radiación solar.....                       | 87  |
| 5.1.2.     | El regulador .....                                                                | 89  |
| 5.1.3.     | Cálculo de la corriente y del estado de carga de la batería .....                 | 89  |
| 5.1.4.     | Datos de entrada del código .....                                                 | 90  |
| 5.2        | Simulaciones.....                                                                 | 90  |
| 5.2.1.     | Satélite SAC-D.....                                                               | 90  |
| 5.2.2.     | Satélite SAOCOM.....                                                              | 97  |
| 5.3        | Conclusiones.....                                                                 | 121 |
|            | Referencias.....                                                                  | 121 |
| Capítulo 6 | Análisis de la telemetría del SAC-D.....                                          | 123 |
| 6.1        | Consideraciones y cálculos previos .....                                          | 124 |
| 6.1.1.     | Algoritmo para el cálculo del ángulo de la radiación solar sobre los paneles..... | 124 |
| 6.1.2.     | Análisis de la sensibilidad del algoritmo .....                                   | 127 |
| 6.2        | Análisis de las corrientes de los módulos.....                                    | 130 |
| 6.2.1.     | Comparación de las corrientes medidas y simuladas .....                           | 137 |
| 6.2.2.     | Contribución del albedo .....                                                     | 138 |
| 6.2.3.     | Eventos y anomalías.....                                                          | 141 |
| 6.3        | Conclusiones.....                                                                 | 148 |
|            | Referencias.....                                                                  | 148 |
| Capítulo 7 | Conclusiones generales.....                                                       | 150 |
|            | Publicaciones .....                                                               | 156 |
|            | Revisiones y reuniones de trabajo de misiones satelitales .....                   | 165 |
|            | Agradecimientos .....                                                             | 166 |

# Capítulo 1

## Introducción

Históricamente, la exploración espacial comenzó con el lanzamiento del satélite artificial Sputnik (Figura 1.1) por la U.R.S.S. el 4 de octubre de 1957 en el Cosmódromo de Baikonur (base de los lanzamientos de cohetes de la URSS), Tyuratam, Kazajistán. La nave obtuvo información perteneciente a la densidad de las capas altas de la atmósfera y la propagación de ondas de radio en la ionosfera. Los instrumentos y fuentes de energía eléctrica estaban alojados en una cápsula que también incluía transmisores de radio. El envío a tierra de la telemetría incluía datos de temperatura dentro y sobre la superficie de la esfera. Los transmisores funcionaron durante tres semanas, hasta que se agotaron las baterías químicas de a bordo; a los 92 días después de su lanzamiento el satélite cayó [1].

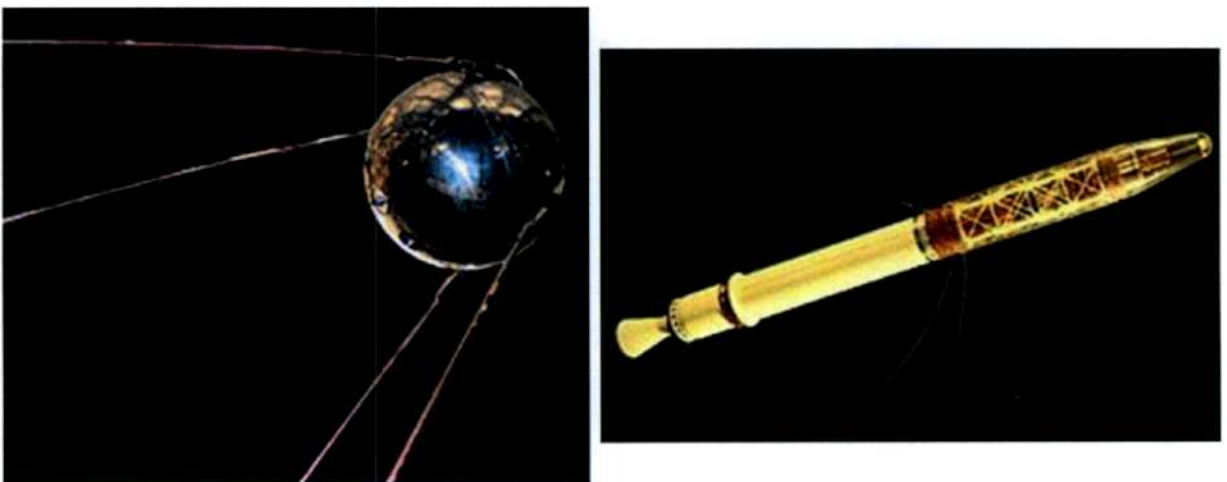


Figura 1.1: Sputnik 1 (izquierda) [2] y Explorer 1 (derecha) [3], primer y segundo satélites puestos en órbita en 1957 y 1958, respectivamente.

El 2 de febrero de 1958, los EE.UU. pusieron en órbita el Explorer 1 (Figura 1.1) desde el Complejo de Lanzamiento 26 de la Estación de la Fuerza Aérea de Cabo Cañaveral, Florida, EE.UU. Fue el primer vehículo espacial que detectó los cinturones de radiación de Van Allen, bautizados así en honor a James van Allen, quien había dirigido el diseño y la construcción de la instrumentación científica del Explorer 1. Este satélite envió datos durante algo menos de cuatro meses, hasta que sus baterías (pilas de mercurio) se agotaron. El pequeño satélite permaneció en órbita hasta el 31 de marzo de 1970, cuando se produjo su reentrada en la atmósfera y se precipitó al océano Pacífico [4].

El segundo satélite puesto en órbita por los EE.UU (cuarto en el orden mundial) el 17 de marzo de 1958, el Vanguard 1 (Figura 1.2) fue diseñado para realizar diversos experimentos científicos, entre ellos el uso (por primera vez en la historia) de celdas solares para la alimentación de un transmisor para el rastreo del satélite vía radio. Este transmisor estuvo operativo durante más de seis años mientras que otro transmisor alimentado por baterías de mercurio registró los datos durante 16 días y envió señales de rastreo durante 20 días, momento en que se agotaron las baterías [5].

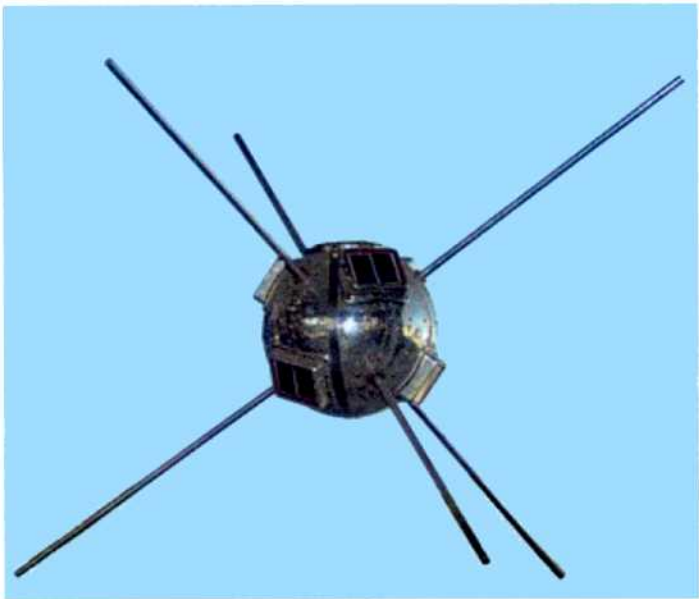


Figura 1.2: Vanguard 1, primer satélite con paneles fotovoltaicos, puesto en órbita en 1958 [6].



A partir de allí, varios países se sumaron a la conquista del espacio utilizando las celdas solares en el diseño de los sistemas de potencia: Canadá, Italia, Francia, Australia, Alemania, Japón, China, Reino Unido, Polonia, Países Bajos, España, India, Indonesia, Checoslovaquia, Bulgaria Brasil, México, Suecia, Israel, Luxemburgo, Argentina, Pakistán, Corea del Sur, Portugal, Tailandia, Turquía, Chile Malasia, Noruega, Filipinas, Egipto, Singapur, Dinamarca, Sudáfrica, Arabia Saudita, Emiratos Árabes Unidos, Argelia, Grecia, Nigeria, Irán, Kasajistán, Colombia, Vietnam, Venezuela Letonia y Ecuador. En la Figura 1.3 se muestra un gráfico con la cantidad de satélites en órbita por cada país y la de los que ya no están activos, actualizado a febrero de 2013[7][7] ¡Error! No se encuentra el origen de la referencia..

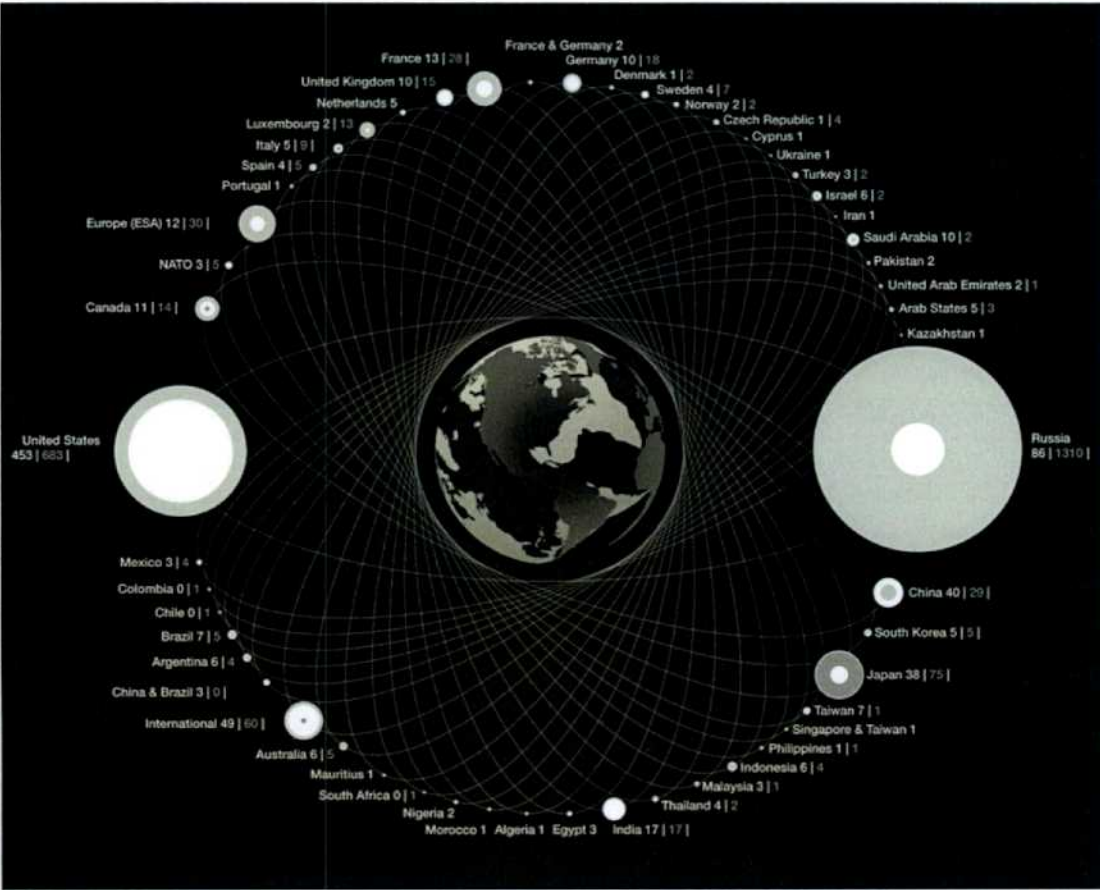


Figura 1.3: Satélites puestos en órbita con su respectiva cantidad de satélites en órbita y la de los que ya no están activos [7] .

La Argentina comenzó a demostrar su vocación espacial a partir de 1960 cuando se establece la Comisión Nacional de Investigaciones Espaciales (CNIE) bajo la administración de la Fuerza Aérea **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia..** Este organismo realizó actividades relacionadas con el desarrollo de cohetes sondas, la instalación de la antena de Mar Chiquita para recibir información del satélite Landsat (EE.UU.) e instaurar en el país el uso de imágenes satelitales. Fue una de las primeras instituciones en Latinoamérica en iniciar este tipo de actividades. En la misma época, una serie de emprendimientos de investigación y sensado remoto permitieron poner en órbita espacial al **Lusat 1**, provisto de paneles solares. Este primer objeto de origen argentino, fue obra de radioaficionados pertenecientes a la filial argentina de AMSAT y fue puesto en órbita por el cohete Ariane 4 desde Kourou, Guyana Francesa, el 22 de enero de 1990. A nuestros días, solamente su baliza de código Morse construida en la Argentina permanece activa emitiendo telemetría, el resto de las funcionalidades del satélite dejaron de funcionar al agotarse la vida útil de las baterías [9][8].

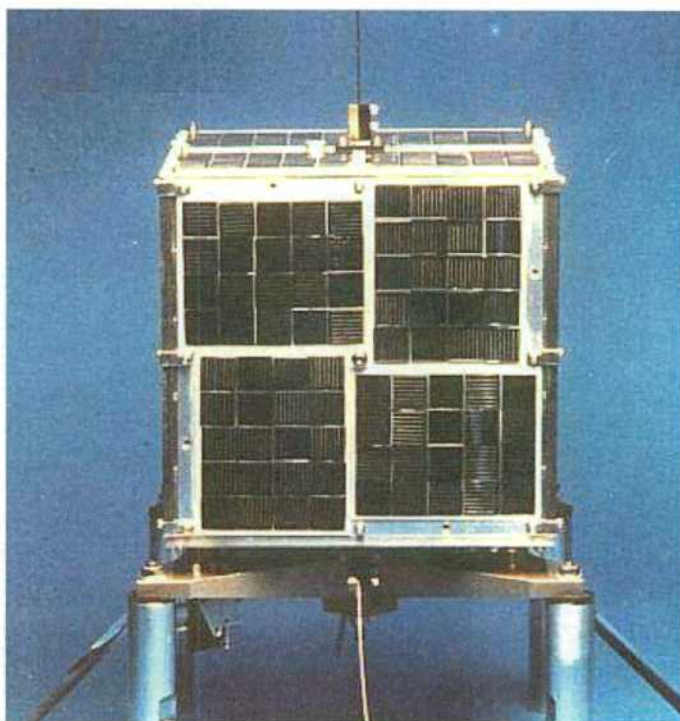


Figura 1.4: LUSAT 1, primer satélite argentino puesto en órbita en 1990 [9].



La CNIE finalizó sus actividades en 1990 y en 1991 el gobierno nacional decidió crear un organismo civil, descentralizado y especializado dedicado al uso pacífico del espacio: la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE), único organismo competente de la Argentina para promover el desarrollo de las actividades relacionadas con la utilización civil del espacio en todo el ámbito de la República. Dentro de sus actividades más importantes estuvo la de proponer el Plan Espacial Nacional de la Argentina [10], el cual define a la Argentina como un "país espacial" entendido como la expresión de un pueblo pacífico que quiere reencontrarse con sus tradiciones científicas. Esto implica el uso intensivo de los productos de la ciencia y tecnología espacial con el principal objetivo de generar ciclos de información que consisten en el sensado, generación, transmisión, procesamiento, almacenamiento, diseminación y utilización de la información espacial en beneficio de todos para la utilización y aprovechamiento de la ciencia y tecnología con fines pacíficos. A mediados de los 1990 se comenzó el estudio de la primera serie profesional de satélites, destinada a cumplir funciones reales mediante la transmisión de datos, imágenes y otros registros físicos durante largos períodos, la serie SAC.

El segundo satélite argentino fue **Víctor-1** lanzado el 29 de agosto de 1996, con el cohete ruso Molnya en el Cosmódromo de Plesetsk, en la ex-URSS (Figura 1.5). Fue concebido, diseñado, calificado e integrado en el Centro de Investigaciones Aplicadas del Instituto Aeronáutico Córdoba y su objetivo era la prognosis sobre el clima. Fue un satélite experimental con fines educativos y como demostrador tecnológico. Estaba equipado con paneles solares y llevaba a bordo dos cámaras para tomar imágenes de la Tierra, una de campo amplio y otra de campo estrecho, una baliza en VHF, un transmisor-receptor en UHF para telemetría y telecomando, y otro en banda S para la bajada de las imágenes, su principal propósito fue probar los sistemas y evaluarlos. Tenía capacidad para actualizar el software de la computadora en forma remota una vez puesto en órbita [11].

A fines de 1995, el Departamento Energía Solar (DES) de la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA) inició actividades relacionadas con el desarrollo de celdas y paneles solares para satélites artificiales, dentro del marco de un acuerdo de cooperación entre la CNEA y la CONAE.



Figura 1.5: Satélite Víctor-1, vista del satélite integrado al vector de lanzamiento [<http://es.wikipedia.org/wiki/Víctor-1>].

El primer satélite de aplicaciones científicas fue el **SAC-B** (Figura 1.6) lanzado en cumplimiento del plan espacial de la CONAE el 4 de noviembre de 1996 por el lanzador Pegasus XL. Sus objetivos fueron el estudio avanzado de la física solar y astrofísica mediante la observación de fulguraciones solares, erupciones de rayos gamma, radiación X del fondo difuso y átomos neutros de alta energía. Esta misión fracasó debido a una falla en el sistema eléctrico de la tercera etapa del lanzador; sin embargo, los paneles solares pudieron ser desplegados permitiendo el encendido de uno de los transmisores y de algunos equipos. Durante los cinco contactos del satélite con las estaciones terrenas, todos los comandos enviados y la telemetría recibida mostraron la respuesta nominal esperada de los equipos encendidos de modo que el acontecimiento se consideró un éxito para la tecnología empleada y para INVAP S.E. como constructor de satélites de observación terrestre o astronómica [13]. Cabe destacar que durante la realización de este proyecto se conformó una “masa crítica” de la temática, alrededor de 30 personas trabajando en CONAE y otras



tantas en INVAP S.E., con capacidad para definir y encarar el desarrollo de una misión satelital.

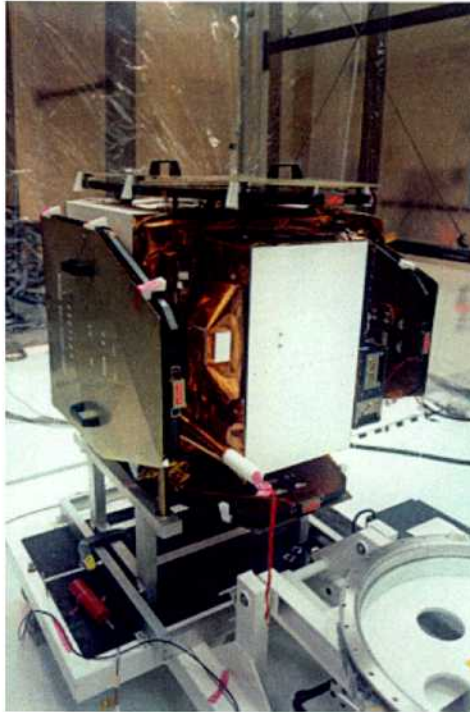


Figura 1.6: Satélite SAC-B en la Base Aérea de Vandenberg, California, EE.UU., en momentos previos a su acople al lanzador [[http://www2.astro.psu.edu/xray/cubic/photos/sac-b\\_photos.html](http://www2.astro.psu.edu/xray/cubic/photos/sac-b_photos.html)].

La misión **SAC-A** (Figura 1.7), concebida como modelo tecnológico de la Misión SAC-C, puso a prueba una serie de instrumentos desarrollados en el país, potencialmente aplicable en otras misiones. Estuvo también dedicado a probar, experimentalmente, tanto la infraestructura material como la humana de los equipos de telemetría, telecomando y control. La misión permitió el entrenamiento de un grupo humano importante tanto para la preparación de los centros de control (hardware y software) como para el control de los satélites [14]. El sistema de Control de Actitud del satélite incluyó también una rueda de inercia desarrollada en la Argentina. Además, llevaba el primer experimento de celdas

solares argentinas en el espacio mediante dispositivos íntegramente elaborados en el laboratorio del DES [15]:

- 2 pequeños paneles, compuestos por 7 celdas solares de silicio cristalino cada uno, para estudiar el comportamiento eléctrico de las celdas en el ambiente espacial.
- 4 celdas individuales y 1 en cada panel, distribuidas en diferentes caras del satélite, como sensores de posición angular, formando parte fundamental del sistema de orientación con respecto al Sol.

Puesto en órbita por el transbordador Endeavour el 14 de diciembre de 1998, el SAC-A excedió su vida útil prevista (8 meses) sin presentar problemas técnicos. El satélite se quemó al entrar en la atmósfera en octubre de 1999, habiendo transmitido de manera correcta datos e imágenes.



Figura 1.7: Satélite SAC-A visto desde el trasbordador con los paneles todavía replegados [gentileza de la CONAE].

El **SAC-C** es un satélite argentino de teleobservación de la Tierra y de mediciones con fines científicos: temperatura y vapor de agua de la atmósfera, campo magnético y onda larga del campo gravitatorio terrestre, y estudio de la estructura y la dinámica de la atmósfera y de la ionosfera. Se lanzó el 21 de noviembre de 2000 por un vector Delta II desde la base estadounidense de Vandenberg (California, EE.UU.). El 15 de agosto del 2013, tres meses antes de celebrarse su decimotercer aniversario, llegó al final de su vida útil, superando ampliamente la vida media mínima diseñada de 4 años [16].

A partir de marzo de 2001, luego de la firma del convenio de cooperación específica entre la CNEA y la CONAE, el DES y un grupo interdepartamental del CAC se encuentran trabajando en el desarrollo de paneles solares para misiones satelitales previstas en el Plan Espacial Nacional. Este convenio, encuadrado dentro de la Ley Nº 23.877 de innovación tecnológica, dio lugar a la iniciación en el CAC del Subproyecto Paneles Solares como parte de los Proyectos SAC-D y SAOCOM, para diseñar, fabricar y ensayar los paneles fotovoltaicos de ambas misiones. Las actividades previstas incluían, además del desarrollo de las tecnologías de fabricación y ensayo de los paneles, la elaboración de modelos teóricos que permitan diseñar y simular el funcionamiento del subsistema de generación de energía eléctrica (subsistema de potencia) del satélite a lo largo de la vida útil de la misión [15].

El **Pehuensat-1** fue lanzado el 10 de enero de 2007 desde la India. Fue también un pequeño satélite educacional construido por profesores y alumnos de la Universidad Nacional del Comahue [17].





Figura 1.8: Pehuensat-1, satélite de transmisión para radioaficionados [http://www.amsat.org.ar/pehuens.html].

**LatinSat**, operado por Aprize Argentina, es una constelación de satélites de comunicaciones argentinos en órbita baja diseñada para crear un sistema global de comunicaciones y transmisiones de datos. En su forma final constará de 64 satélites. Los satélites LatinSat son de categoría picosatélite, pesando cada uno de ellos unos 12 kg. Los dos primeros fueron lanzados a bordo de un cohete Dnepr-1 el 20 de diciembre de 2002 desde el cosmódromo de Baikonur [18].

La misión **SAC-D / Aquarius** se encuadra en un programa de cooperación entre la CONAE y la National Aeronautics and Space Administration (NASA). Su objetivo científico 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, y 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 dar alertas tempranas de inundaciones. Fue puesto en órbita bajo la responsabilidad de la NASA el 10 de Junio de 2011 con un Delta II 7320 en Vandenberg, California, EE.UU. [19]. El satélite fue diseñado y construido en el país; en particular, los paneles solares que lo alimentan fueron diseñados y fabricados en el DES de la CNEA. En la Figura 1.8 pueden observarse los paneles solares del satélite SAC-D en el laboratorio de integración del DES e integrados al satélite en la Base Aérea de Vandenberg, California, EE.EUU..

Transporta ocho instrumentos, siendo el principal de ellos el Aquarius, aportado por la NASA, que se encargará de medir la salinidad superficial del mar y la humedad de suelo. Las cargas más importantes que lleva la misión son:

- radiómetro de Microondas (CONAE),
- sensor Infrarrojo de nueva tecnología (CONAE),
- cámara de Alta Sensibilidad (CONAE),
- sistema de Recolección de Datos (CONAE),
- sensores de Demostración Tecnológica (CONAE),
- sonda atmosférica por radio-ocultación (Agencia Espacial Italiana (ASI)),
- CARMEN-1. Estudio de los efectos de la radiación sobre componentes electrónicos y sensor para detectar el daño ocasionado por macropartículas presentes en el espacio (Agencia Espacial Francesa (CNES)).

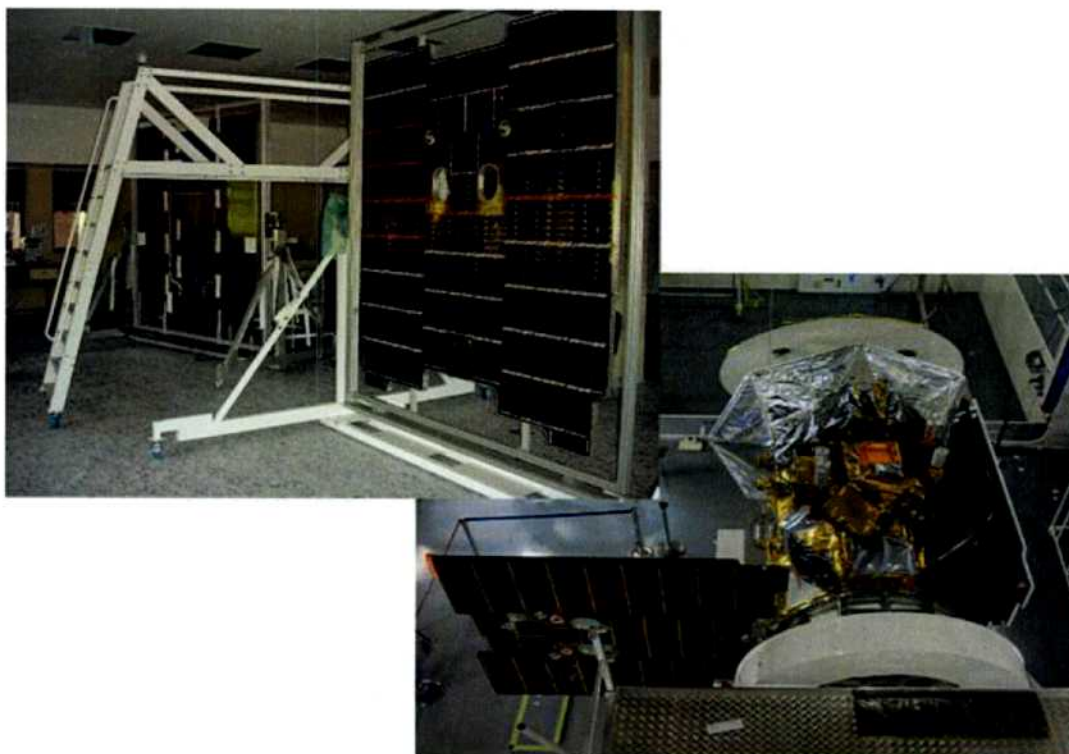


Figura 1.9: Paneles solares del satélite SAC-D en el laboratorio del DES (izquierda) e integrados al satélite (derecha) [gentileza CONAE-NASA].



El 26 de abril de 2013 la Argentina puso en órbita el pico-satélite **CubeBug-1** (Figura 1.10). Fue lanzado desde el Centro Espacial de Jiuquan en China. Sólo tiene dos kilos de peso y posee tres equipos de estudio: una rueda de inercia (para controlar comportamiento), un "startracker" (obtiene fotos para determinar su posición) y una computadora para su navegación. Orbitará la Tierra cada 93 minutos a una altitud de 650 km permitiendo que radioaficionados de todo el mundo descarguen los datos que genera y transmite. Se lo concibió con fines educativos y es monitoreado desde el Radio Club Bariloche [20]. Los paneles solares de este pequeño satélite fueron fabricados por el DES.

El 21 de noviembre de 2013 se puso en órbita el nanosatélite **CubeBug-2**. Fue lanzado desde una plataforma en Rusia desde un vector Proton. Está fabricado con más de 80% de componentes argentinos entre los que se cuenta la computadora de a bordo. Posee una cámara fotográfica de 20 megapíxeles para obtener fotografías de la Tierra, un GPS desarrollado por la empresa argentina y una carga para que los radioaficionados puedan localizarlo y dejarle mensajes. Será monitoreado desde dos estaciones terrestres ubicadas en Bariloche (provincia de Río Negro) y en Tortuguitas (provincia de Buenos Aires) [21]. Parte de los paneles solares fueron fabricados en el DES.

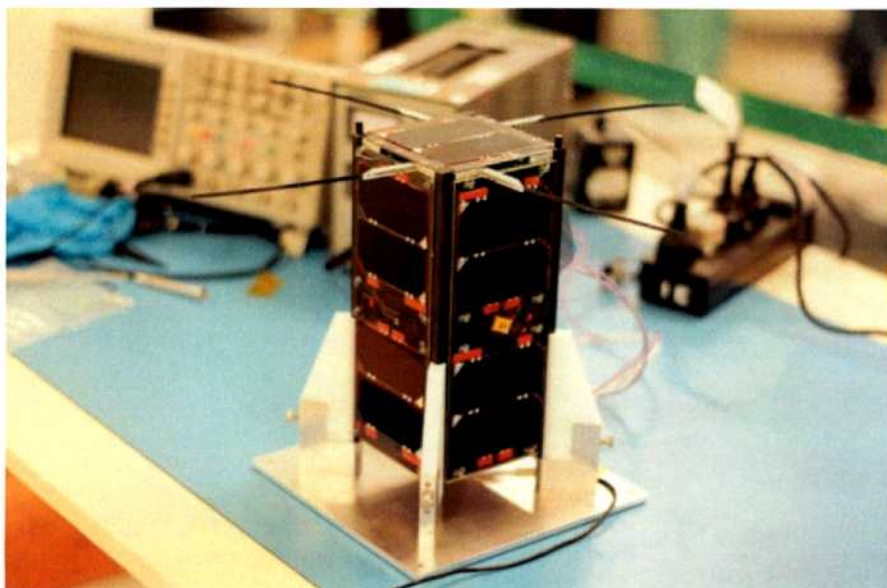


Figura 1.10: Satélite Cubebug-1 [<http://1.cubebug.org>].



El 20 de junio de 2014, el nanosatélite **BugSat-1**, desarrollado totalmente por la empresa argentina Satellogic, fue lanzado al espacio desde la ciudad rusa de Yasny y poco después alcanzó su posición orbital final desde donde tomará imágenes durante tres años para censar la Tierra. Los paneles solares de este satélite fueron fabricados por el DES y lleva tres equipos de estudio: una rueda de inercia (control de actuación en el espacio), un startracker (control de posición) y una computadora (control de navegación) [22].

Los satélites de la constelación **SAOCOM** se hallan en fase de desarrollo para ser lanzados a fines de 2016, estimando un tiempo de vida útil de por lo menos 5 años para cada satélite. El objetivo central de los satélites SAOCOM de Observación de la Tierra es la provisión de productos específicos, en particular mapas de humedad de suelos y aplicaciones en emergencias, tales como detección de derrames de hidrocarburos en el mar y seguimiento de la cobertura de agua durante inundaciones, independientemente de las condiciones meteorológicas y de la hora del día, con una resolución espacial entre 10 y 100 metros. Este proyecto consiste en la puesta en órbita de dos constelaciones, SAOCOM 1 y SAOCOM 2, donde la segunda serie tendrá los correspondientes avances tecnológicos como resultado de la primera. Cada constelación está compuesta a su vez por dos satélites A y B, básicamente similares, por la necesidad de obtener la revisita adecuada. SAOCOM 1A y SAOCOM 1B comparten los mismos requerimientos de diseño, de funcionalidad y operatividad, por lo que su desarrollo se está llevando a cabo en simultáneo dando como resultado dos satélites idénticos [23]. Esta serie de satélites abarca el desarrollo de instrumentos activos que operan en el rango de las microondas. Los paneles solares están siendo fabricados en el DES de la CNEA. Este proyecto es desarrollado en colaboración con la Agencia Espacial Italiana (ASI) para el sistema SIASGE (Sistema Italo Argentino de Satélites para Beneficio de la Sociedad, Gestión de Emergencias y Desarrollo Económico).

En los satélites de las series SAC y SAOCOM, la CONAE es el organismo responsable de la gestión y del diseño del sistema habiendo contratado a INVAP S.E. como contratista principal de la Plataforma de Servicios de dichos satélites, los que a su vez satisfacen lo definido en el Plan Espacial Nacional.

El proyecto **SABIA-MAR** (Satélite Argentino Brasileño para Información del Mar) es un programa de cooperación entre la CONAE, la Agencia Espacial Brasileña (AEB) y el Instituto Nacional de Investigaciones Espaciales (INPE) de Brasil, en el marco del Acuerdo de Integración y Coordinación Bilateral Argentina-Brasil, con aplicaciones prioritarias en la observación del mar y costas, y constituirá una fuente importante para estudios del color del mar a nivel regional, y un aporte a nivel internacional. Está previsto básicamente que las dos plataformas satelitales sean "plataformas multi-misión", desarrolladas por el INPE de Brasil, y los principales instrumentos de la carga útil sean desarrollados y provistos por la CONAE [24].

La CONAE también tiene previsto el proyecto **SARE** compuesto por dos grupos [25]:

- La serie SARE Pasivo que tendrá como carga útil instrumentos centrados en el rango óptico y de microondas pasivo. Esta instrumentación deberá tener características determinadas por las misiones que se vayan definiendo a lo largo del Plan Espacial Nacional para satisfacer los requerimientos de los ciclos. Las primeras misiones de esta serie estarán formadas por un grupo de satélites con cámaras de resolución espacial métrica y submétrica y cámaras de alta sensibilidad, en lanzamientos sucesivos, incluyendo también un sistema de colección de datos
- La serie SARE Activo contendrá como carga útil instrumentos de microondas activo, dando continuidad al programa SAOCOM e incluyendo un sistema láser LIDAR.

El 16 de octubre de 2014, el satélite **Arsat-1**, gerenciado por la empresa argentina Arsat, fue puesto en órbita por el cohete Ariane 5. Este satélite ofrecerá una amplia variedad de servicios en telecomunicaciones (telefonía, internet y televisión, por ejemplo) con cobertura completa en Argentina, Chile, Uruguay y Paraguay, zona que será ampliada a todo el continente con la puesta en órbita de los satélites Arsat-2 y Arsat-3 [26].

Como se mencionara anteriormente, una de las actividades previstas en el convenio firmado entre la CNEA y la CONAE es el desarrollo de modelos teóricos para la simulación y modelización de paneles solares y de sistemas de potencia para aplicaciones espaciales. En



este trabajo se presentan los códigos computacionales desarrollados a tal fin, su aplicación al diseño de los paneles solares del SAC-D, la simulación de su sistema de potencia y la validación del modelo mediante el análisis de la telemetría enviada por el SAC-D. Inicialmente, la fecha de lanzamiento prevista para el SAOCOM era anterior a la del SAC-D, motivo por el cual el desarrollo y análisis de los resultados de los códigos computacionales se iniciaron con las configuraciones del SAOCOM y se presentan aquí sin pérdida de generalidad.

Además se realizó un análisis estadístico sobre las características eléctricas de las celdas obtenidas de la medición de las celdas ensambladas para la fabricación de los paneles solares; dicho análisis fue utilizado como control de calidad en el ensamble de las celdas.

Finalmente, se estudia la posible degradación de la corriente de los módulos y la influencia del albedo en la generación de los mismos en base a los datos telemétricos recibidos.

## Referencias

- [1] <http://www.history.nasa.gov/sputnik>
- [2] [http://es.wikipedia.org/wiki/Sputnik\\_1](http://es.wikipedia.org/wiki/Sputnik_1)
- [3] [http://en.wikipedia.org/wiki/Explorer\\_1](http://en.wikipedia.org/wiki/Explorer_1)
- [4] <http://www.jpl.nasa.gov/missions/explorer-1/>
- [5] <http://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft>
- [6] [http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Vanguard\\_1.jpg](http://commons.wikimedia.org/wiki/File:Vanguard_1.jpg)
- [7] <http://micro.cibermitanios.com.ar/post/622408207/satelites-en-orbita>
- [8] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/sobre-conae/quienes-somos/antecedentes>
- [9] <http://www.lusat.org.ar/>
- [10] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/sobre-conae/plan-espacial-nacional>
- [11] <http://www.cienciahoy.org.ar/ch/hoy43/micros1.htm>



- [12] <http://es.wikipedia.org/wiki/Víctor-1>
- [13] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/misiones-satelitales/sac-b/objetivos>
- [14] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/misiones-satelitales/sac-a/objetivos>
- [15] 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., First Experiment of Argentine solar cells in space, module fabrication, characterization and telemetry data analysis from SAC-A satellite, Solar Energy Materials and Solar Cells 73, (2002) 269-280.
- [16] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espa%C3%B1ol/misiones-satelitales/sac-c/objetivos>
- [17] <http://www.amsat.org.ar/pehuens.html>
- [18] <http://www.latintradesatellite.com/esp/>
- [19] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espa%C3%B1ol/misiones-satelitales/sac-d/objetivos>
- [20] <http://1.cubebug.org/>
- [21] <http://2.cubebug.org/>
- [22] <http://www.telam.com.ar/notas/201406/68034-tita-el-tercer-nanosatelite-argentino-fue-lanzado-con-exito.html>
- [23] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espa%C3%B1ol/misiones-satelitales/saocom/objetivos>
- [24] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/misiones-satelitales/sac-e/objetivos>
- [25] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/misiones-satelitales/sare/objetivos>
- [26] <http://www.arsat.com.ar/satelites-y-orbitas>
- [27] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espanol/sobre-conae/quienes-somos/antecedentes>

## Capítulo 2

### Diseño de los paneles solares

El sistema de potencia de un satélite es el encargado de generar, almacenar, controlar y proveer la energía eléctrica a los subsistemas que componen el satélite. En tal sentido, el diseño correcto y la confiabilidad de dicho sistema resultan imprescindibles para garantizar el éxito de la misión. Los paneles solares, cuyo principal componente son las celdas solares, son los responsables de la generación de energía eléctrica por conversión fotovoltaica de la energía solar.

El diseño de dicho sistema debe considerar la órbita del satélite, los perfiles de consumo de la misión, el área disponible para los paneles solares, los requerimientos de alta confiabilidad y las limitaciones referentes al peso de los componentes. Todas estas consideraciones obligan a una selección minuciosa de los componentes, un detallado estudio del diseño del sistema y de las condiciones de operación.

#### 2.1 Las celdas solares

Las celdas solares seleccionadas para los satélites SAC-D y SAOCOM, son de triple juntura (*Advanced Triple Junction*, ATJ) InGaP/InGaAs/Ge, de  $27,55 \text{ cm}^2$  de área activa y eficiencia media mínima de 27,5% (28°C, AM0), provistas por la empresa Emcore de los EE.UU. [1], las de mayor eficiencia disponibles en el mercado espacial internacional en el momento de la toma de decisión.

Una celda solar está caracterizada por su curva de corriente versus tensión (figura 2.1), denominada curva I-V, de la cual se extraen 3 puntos principales: la corriente de cortocircuito ( $I_{cc}$ ), la tensión de circuito abierto ( $V_{ca}$ ) y el punto de máxima potencia ( $P_{pmp}$ , definido por sus valores de tensión y corriente  $V_{pmp}$  e  $I_{pmp}$ , respectivamente). Además, la

eficiencia ( $\eta$ ) y el factor de forma (FF) son dos parámetros de gran utilidad y se calculan a partir de las siguientes fórmulas:

$$\eta (\%) = \frac{P_{pmp}}{P_{incidente}} * 100$$
$$FF = \frac{P_{pmp}}{V_{ca} * I_{cc}}$$

(2.1)

donde  $P_{incidente}$  es la potencia de la radiación solar que incide sobre la celda [2].

En la Tabla 2.1 se muestran los valores de las características eléctricas típicas de las celdas ATJ de Emcore.

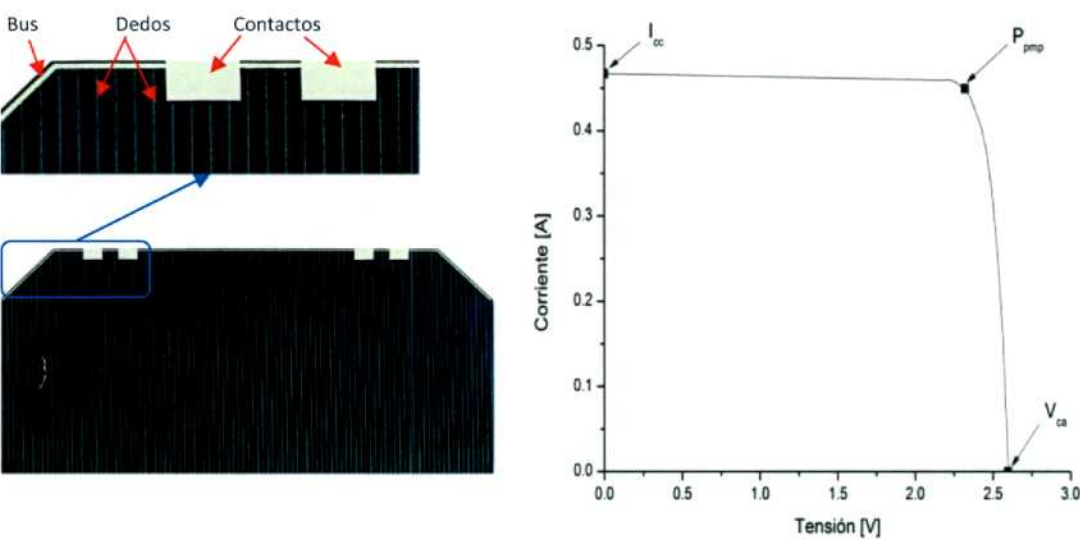


Figura 2.1: Celda y curva I-V típica de una celda ATJ de Emcore.

Tabla 2.1: Características eléctricas típicas de las celdas ATJ de Emcore.

| $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | $P_{pmp}$ | $V_{pmp}$ | $I_{pmp}$ | FF   | $\eta$ |
|----------|----------|-----------|-----------|-----------|------|--------|
| 2,600 V  | 0,454 A  | 0,991 W   | 2,300 V   | 0,431 A   | 0,84 | 27,5%  |



Antes de proceder a la fabricación de los paneles, las celdas deben ser ensambladas, es decir, se les debe soldar un diodo de paso (elemento de protección ante falla de la celda) e interconectores, y adherirles una cubierta de vidrio protectora. La celda ensamblada se denomina CIC, por "*Covered and Interconnected Cell*". El proceso de ensamble produce variaciones en los valores de las características eléctricas (ver Capítulo 3), motivo por el cual todas las CICs deben ser medidas eléctricamente antes de su utilización.

## 2.2 Los paneles solares

Los paneles solares se obtienen mediante la interconexión de celdas en serie formando cadenas y de la interconexión de cadenas en paralelo para lograr los módulos. Al final de cada cadena se incorpora un diodo de bloqueo cuya finalidad es impedir la circulación de la corriente en sentido inverso.

Dado que, al interconectar celdas en serie para formar las cadenas, la corriente de la cadena en el punto de trabajo queda determinada por la menor corriente de todas las celdas que la forman, es necesario disponer de las características eléctricas de cada celda y realizar una clasificación de las mismas de manera que las cadenas queden conformadas con celdas cuyas corrientes sean similares.

En sistemas de potencia en los cuales el punto de trabajo de los paneles solares está definido por la tensión de la batería, la cantidad de celdas de cada cadena queda determinada por la tensión de la batería a plena carga. La cantidad de cadenas por módulos se define por el requerimiento de corriente y otros factores, como se verá más adelante.

Finalmente, se llega a los paneles interconectando los módulos entre sí en paralelo.

A fin de minimizar el peso de los paneles y las distorsiones termo-elásticas de los mismos, los sustratos tienen una estructura de tipo compuesto formada por una base tipo panal de abeja de aluminio recubierto con fibra de carbono y una película de Kapton® de Dupont como aislante eléctrico; sobre ella se pegan las celdas mediante un adhesivo siliconado.

## 2.3 Órbita y Requerimientos del SAC-D

Las características de la órbita del SAC-D se presentan en la Tabla 2.2.

Tabla 2.2: Características de la órbita que recorre el SAC-D.

| Parámetro              | Valor Nominal | Observaciones                                    |
|------------------------|---------------|--------------------------------------------------|
| Altitud en el Ecuador  | 657 km        | 7 días (103 revoluciones) de ciclo de repetición |
| Excentricidad promedio | 0,0012        | Fijo                                             |
| Inclinación            | 98°           | Heliosincrónica                                  |
| Nodo Ascendente        | 18:00 hs      |                                                  |
| Perigeo                | 90°           |                                                  |
| Período Orbital        | 98 minutos    |                                                  |

El cambio a lo largo del año de la posición del Sol respecto del plano orbital produce cortos períodos de eclipse entre los meses de mayo y agosto (alcanzando un máximo de 20 minutos de duración en cada órbita en el mes de junio), cuando el satélite se encuentra sobre el hemisferio sur. En la figura 2.2 se muestra el perfil de duración de los eclipses. La existencia de órbitas sin eclipses y órbitas con eclipses dará lugar a temperaturas de operación de los paneles solares variables dentro de un rango importante, influyendo significativamente sobre las características de las curvas I-V de los paneles, como se verá más adelante. Las temperaturas máximas estimadas son de 53°C para el período con eclipses y 73°C para el resto del año.

Los requerimientos para los paneles solares del SAC-D son:

- deben generar una potencia media de 1300 W luego de 5 años de misión;
- la superficie disponible es de 9 m<sup>2</sup> aproximadamente;
- deben estar formados por 24 módulos;

- la tensión de operación requerida máxima es de aproximadamente 33 V en los bornes de la batería, a lo largo de toda la vida útil del satélite.

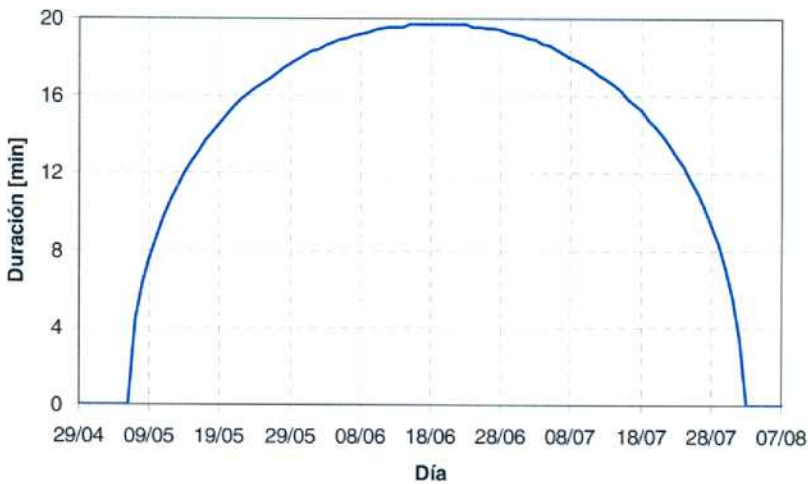


Figura 2.2: Perfil de duración de los eclipses del satélite SAC-D, a lo largo del año del SAC-D.

## 2.4 Diseño preliminar

Para el diseño preliminar de los paneles solares de la misión satelital SAC-D, se determinaron en primera instancia la cantidad de celdas por cadena, necesaria para alcanzar la tensión de carga requerida por la batería, y luego la máxima cantidad de cadenas que se podían ubicar en la superficie disponible. A continuación, se realizó una estimación preliminar de la energía que generaría los paneles solares con esta configuración al final de su vida útil (EOL, “*End of Life*”), para 3 y 5 años de misión, considerando una temperatura de operación de 53°C (período con eclipses) y 73°C (resto del año) mediante la utilización de una planilla de cálculo creada a tal fin (Tablas 2.3 y 2.4, respectivamente). Se utilizaron los valores de los parámetros eléctricos promedio (corriente de cortocircuito,  $I_{cc}$ , tensión de circuito abierto,  $V_{ca}$ , tensión y corriente en el punto de máxima potencia,  $V_{pmp}$  e  $I_{pmp}$ , respectivamente) de 3350 celdas solares ATJ provistas y medidas a 28°C por Emcore (ver Tabla 2.5).



Tabla 2.3: Planilla de cálculo para el diseño preliminar de los paneles solares en EOL, 5 años de misión y temperatura de operación de 53°C.

|                                |       |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
|--------------------------------|-------|----------------------------------------------------------------------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|------------------|
|                                |       | Cell Type:                                                           | Emcore          | ATJ             |                  |                  |                  |
|                                |       | Cell Size:                                                           | 27,55           | cm <sup>2</sup> |                  |                  |                  |
|                                |       | Series Cells:                                                        | 18              |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Parallel strings:                                                    | 6               |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Total # of strings                                                   | 143             |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | # modules                                                            | 23,8            |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Test Temperature:                                                    | 28              | °C              |                  |                  |                  |
|                                |       | Orbit Temperature:                                                   | 53              | °C              |                  |                  |                  |
|                                |       |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       |                                                                      | V <sub>oc</sub> | I <sub>sc</sub> | V <sub>mpp</sub> | I <sub>mpp</sub> | P <sub>mpp</sub> |
|                                |       |                                                                      | [V]             | [A]             | [V]              | [A]              | [W]              |
| Averages                       |       | Cell @ 28°C:                                                         | 2,616           | 0,471           | 2,285            | 0,451            | 1,031            |
|                                |       | Mismatch                                                             | 1,000           | 0,995           | 1,000            | 0,995            |                  |
|                                |       | Coverglassing Loss:                                                  | 1,000           | 1,000           | 1,000            | 1,000            |                  |
|                                |       | Assembly Loss:                                                       | 0,995           | 0,995           | 0,995            | 0,995            |                  |
|                                |       | Test Uncertainty:                                                    | 1,000           | 0,980           | 1,000            | 0,980            |                  |
|                                |       | CIC Output @ 28°C:                                                   | 2,603           | 0,457           | 2,274            | 0,438            |                  |
|                                |       | Damage radiation loss 5 years:                                       | 0,951           | 1,000           | 0,954            | 0,994            |                  |
|                                |       | EOL Temperature Coefficients 5 years [mX/°C]:                        | -5,49           | 0,290           | -5,70            | 0,226            |                  |
|                                |       | CIC Output @ EOL, 5 years, 53°C:                                     | 2,338           | 0,464           | 2,026            | 0,441            | 0,893            |
|                                |       | 18 cells @ EOL 53°C                                                  | 42,1            | 0,464           | 36,5             | 0,441            |                  |
| String serie resistance (Ohms) | 0,32  |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
| Blocking diode drop [V]        | -0,73 |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | String output @ EOL, 5 years, 53°C:                                  | 41,4            | 0,464           | 35,6             | 0,441            | 15,7             |
|                                |       | 6 strings @ EOL 53°C                                                 | 41,4            | 2,785           | 35,6             | 2,644            | 94,1             |
| Module serie resistance (Ohms) | 0,37  |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
| Blocking diode drop [V]        | -0,53 |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Module output @ EOL, 5 years, 53°C (normal incidence)                | 40,8            | 2,785           | 34,1             | 2,644            | 90,1             |
|                                |       |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | UV:                                                                  | 1,000           | 0,985           | 1,000            | 0,985            |                  |
|                                |       | Debris and Micrometeorites:                                          | 1,000           | 0,995           | 1,000            | 0,995            |                  |
|                                |       | Contamination:                                                       | 1,000           | 0,990           | 1,000            | 0,990            |                  |
|                                |       | Variation of Sun-Earth Distance (june):                              |                 |                 |                  |                  | 0,9714           |
|                                |       | Solar radiation incidence angle (31,4°):                             |                 |                 |                  |                  | 0,8536           |
|                                |       | Eclipses:                                                            |                 |                 |                  |                  | 0,7959           |
|                                |       | Module output @ EOL, 5 years, 53°C, 31,4°, june :                    | 40,8            | 2,703           | 34,1             | 2,565            | 57,7             |
|                                |       |                                                                      |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Array output @ EOL, 5 years, 53°C, 31,4°, june, MPP:                 |                 |                 |                  |                  | 1376             |
|                                |       | Array output @ EOL, 5 years, 53°C, 31,4°, june, 32,8 V (in battery): |                 |                 |                  |                  | 1329             |

Tabla 2..4: Planilla de cálculo para el diseño preliminar de los paneles solares en EOL, 5 años de misión y temperatura de operación de 73°C.

|                                |       |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
|--------------------------------|-------|------------------------------------------------------------------------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|------------------|
|                                |       | Cell Type:                                                             | Emcore          | ATJ             |                  |                  |                  |
|                                |       | Cell Size:                                                             | 27,55           | cm <sup>2</sup> |                  |                  |                  |
|                                |       | Series Cells:                                                          | 18              |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Parallel strings:                                                      | 6               |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Total # of strings                                                     | 143             |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | # modules                                                              | 23,8            |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Test Temperature:                                                      | 28              | °C              |                  |                  |                  |
|                                |       | Orbit Temperature:                                                     | 73              | °C              |                  |                  |                  |
|                                |       |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       |                                                                        | V <sub>oc</sub> | I <sub>sc</sub> | V <sub>mpp</sub> | I <sub>mpp</sub> | P <sub>mpp</sub> |
|                                |       |                                                                        | [V]             | [A]             | [V]              | [A]              | [W]              |
| Averages                       |       | Cell @ 28°C:                                                           | 2,616           | 0,471           | 2,285            | 0,451            | 1,031            |
|                                |       | Mismatch                                                               | 1,000           | 0,995           | 1,000            | 0,995            |                  |
|                                |       | Coverglassing Loss:                                                    | 1,000           | 1,000           | 1,000            | 1,000            |                  |
|                                |       | Assembly Loss:                                                         | 0,995           | 0,995           | 0,995            | 0,995            |                  |
|                                |       | Test Uncertainty:                                                      | 1,000           | 0,980           | 1,000            | 0,980            |                  |
|                                |       | CIC Output @ 28°C:                                                     | 2,603           | 0,457           | 2,274            | 0,438            |                  |
|                                |       | Damage radiation loss 5 years:                                         | 0,951           | 1,000           | 0,954            | 0,994            |                  |
|                                |       | EOL Temperature Coefficients 5 years [mX/°C]:                          | -5,49           | 0,290           | -5,70            | 0,226            |                  |
|                                |       | CIC Output @ EOL, 5 years, 73°C:                                       | 2,228           | 0,470           | 1,912            | 0,445            | 0,851            |
|                                |       | 18 cells @ EOL 73°C                                                    | 2,228           | 0,470           | 1,912            | 0,445            | 0,851            |
| String serie resistance (Ohms) | 0,32  |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
| Blocking diode drop [V]        | -0,73 |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | String output @ EOL, 5 years, 73°C:                                    | 39,4            | 0,470           | 33,6             | 0,445            | 14,9             |
|                                |       | 6 strings @ EOL 73°C                                                   | 39,4            | 2,820           | 33,6             | 2,671            | 89,6             |
| Module serie resistance (Ohms) | 0,37  |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
| Blocking diode drop [V]        | -0,53 |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Module output @ EOL, 5 years, 73°C (normal incidence)                  | 38,8            | 2,820           | 32,0             | 2,671            | 85,6             |
|                                |       |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | UV:                                                                    | 1,000           | 0,985           | 1,000            | 0,985            |                  |
|                                |       | Debris and Micrometeorites:                                            | 1,000           | 0,995           | 1,000            | 0,995            |                  |
|                                |       | Contamination:                                                         | 1,000           | 0,990           | 1,000            | 0,990            |                  |
|                                |       | Variation of Sun-Earth Distance (june):                                |                 |                 |                  |                  | 1,0288           |
|                                |       | Solar radiation incidence angle (15°):                                 |                 |                 |                  |                  | 0,9659           |
|                                |       | Eclipses:                                                              |                 |                 |                  |                  | 1,0000           |
|                                |       | Module output @ EOL, 5 years, 73°C, 15°, december :                    | 38,8            | 2,736           | 32,0             | 2,591            | 82,5             |
|                                |       |                                                                        |                 |                 |                  |                  |                  |
|                                |       | Array output @ EOL, 5 years, 73°C, 15°, december, MPP:                 |                 |                 |                  |                  | 1966             |
|                                |       | Array output @ EOL, 5 years, 73°C, 15°, december, 32,8 V (in battery): |                 |                 |                  |                  | 1899             |



Tabla 2.5: Valores promedio de las características eléctricas de las 3350 celdas para el SAC-D.

|                     | $V_{ca}$<br>[V] | $I_{cc}$<br>[A] | Pot<br>[W] | $V_{pmp}$<br>[V] | $I_{pmp}$<br>[A] | FF    | $\eta$ |
|---------------------|-----------------|-----------------|------------|------------------|------------------|-------|--------|
| Promedio            | 2,616           | 0,471           | 1,031      | 2,285            | 0,451            | 0,835 | 27,4   |
| Desviación estándar | 0,026           | 0,410           | 0,021      | 0,030            | 0,007            | 0,012 | 0,6    |
| Máximo              | 2,658           | 0,485           | 1,074      | 2,359            | 0,466            | 0,862 | 28,5   |
| Mínimo              | 2,495           | 0,420           | 0,929      | 2,167            | 0,403            | 0,748 | 24,7   |

Se obtuvieron los valores de los parámetros característicos de las CICs considerando los factores de corrección empíricos (Tabla 2.6) [3], asociados a

- diferencia en la corriente de las celdas solares interconectadas en serie (“*mismatch*”),
- pegado del vidrio,
- degradación producida durante el proceso de fabricación,
- incertidumbre de la medición.

El factor de corrección por “*mismatch*” se obtiene como el cociente entre la potencia en el punto de máxima potencia de un módulo “real”, compuesto por celdas con diferencias en sus características eléctricas y la de un módulo compuesto por celdas idénticas. Las diferencias en las características de las celdas solares que conforman el módulo “real” se estiman a partir de la dispersión de los parámetros eléctricos provistos por el fabricante y del error asociado a la determinación de dichos parámetros. En cuanto al factor asociado al pegado del vidrio, cabe destacar que el tratamiento antirreflectante de las celdas solares está diseñado para su utilización con la cubierta de vidrio pegada. Por tal motivo, la colocación del vidrio produce, en realidad, una mejora de aproximadamente 1% en la corriente de cortocircuito de la celda. Sin embargo, dado que las evaluaciones del



funcionamiento de los sistemas espaciales se realizan considerando las situaciones más desfavorables, no se tuvo en cuenta dicha mejora en el factor correspondiente.

Tabla 2.6: Valores de los factores de corrección considerados para la obtención de los parámetros eléctricos de una celda CIC.

|               | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | $V_{pmp}$ | $I_{pmp}$ |
|---------------|----------|----------|-----------|-----------|
| Mismatch      | 1,000    | 0,995    | 1,000     | 0,995     |
| Pegado vidrio | 1,000    | 1,000    | 1,000     | 1,000     |
| Integración   | 0,995    | 0,995    | 0,995     | 0,995     |
| Incertidumbre | 1,000    | 0,980    | 1,000     | 0,980     |

Luego, dado que las características eléctricas de las celdas solares son dependientes de la temperatura y el ambiente espacial las afecta [2], se consideraron los factores de corrección debido al daño por radiación y los coeficientes de variación de temperatura provistos por el fabricante [1], y las fluencias simuladas [4] (Tablas 2.7 y 2.8) para obtener los valores de los parámetros eléctricos de la CIC al comienzo de la misión (BOL, “Beginnig of Life”) y en EOL, para 3 y 5 años.

Teniendo en cuenta que la tensión generada por las celdas (en particular la  $V_{ca}$  y la  $V_{pmp}$ ) disminuye con el aumento de la temperatura, la estimación de la cantidad de celdas por cadena se realizó considerando como caso más desfavorable el de mayor temperatura de operación, 73°C. Considerando que  $V_{pmp}$  media de la celda es 1,91 V y que la tensión de la batería a plena carga es 32,8 V, la cantidad mínima de celdas por cadena debe ser mayor o igual a 18. Se analizaron, en consecuencia, los casos de 18, 19 y 20 celdas por cadena.

Tabla 2.7: Valores de los factores de corrección debido al daño por radiación.

|           | BOL   | EOL 3 años | EOL 5 años |
|-----------|-------|------------|------------|
| $V_{ca}$  | 1,000 | 0,955      | 0,951      |
| $I_{cc}$  | 1,000 | 1,000      | 1,000      |
| $V_{pmp}$ | 1,000 | 0,957      | 0,954      |
| $I_{pmp}$ | 1,000 | 0,997      | 0,994      |

Tabla 2.8: Valores de los coeficientes de variación de temperatura.

|                                      | BOL   | EOL 3 años | EOL 5 años |
|--------------------------------------|-------|------------|------------|
| $\Delta V_{ca}/\Delta T$<br>[mV/°C]  | -5,48 | -5,48      | -5,49      |
| $\Delta I_{cc}/\Delta T$<br>[mA/°C]  | 0,331 | 0,286      | 0,290      |
| $\Delta V_{pmp}/\Delta T$<br>[mV/°C] | -5,93 | -5,68      | -5,70      |
| $\Delta I_{pmp}/\Delta T$<br>[mA/°C] | 0,310 | 0,216      | 0,226      |

La potencia generada por los paneles se estimó considerando que: (i) todas las cadenas poseen la misma resistencia serie (0,32  $\Omega$ ), (ii) la caída de tensión debida al diodo de bloqueo es de 0,73 V, (iii) todos los módulos poseen la misma resistencia serie de 0,37  $\Omega$  y (iv) están formados por 6 cadenas interconectadas en paralelo. Teniendo en cuenta el área disponible, la cantidad de cadenas correspondientes a 18, 19 y 20 celdas por cadena es de 143, 135 y 128, respectivamente. Dado que estos valores no son múltiplos de 6, algunos de

los módulos deberán tener diferente cantidad de cadenas, se puede definir una cantidad equivalente de módulos mediante el cociente entre la cantidad de cadenas y la cantidad de celdas por cadena.

En cada uno de estos tres casos, se calculó la potencia de un módulo y de los paneles solares, en los conectores del mismo, para incidencia normal de la radiación solar, Finalmente, se calculó para cada caso la potencia de un módulo y de los paneles, en el punto de máxima potencia y en un punto de trabajo de 32,8 V, utilizando los factores de corrección (ver Tabla 2.9) debidos a:

- el daño producido por la radiación ultravioleta (UV), los residuos y micrometeoritos, y la contaminación [3];
- (ii) la excentricidad para el mes de junio [5];
- (iii) el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles;
- (iv) el cociente entre el período de iluminación por órbita en el mes de junio, 78 minutos, y la duración total de la órbita, 98 minutos (Factor por eclipse =  $78/98 = 0,796$ ).

Tabla 2.9: Factores de corrección empíricos considerados.

|                            |       |       |       |       |
|----------------------------|-------|-------|-------|-------|
| UV                         | 1,000 | 0,985 | 1,000 | 0,985 |
| Residuos y micrometeoritos | 1,000 | 0,995 | 1,000 | 0,995 |
| Contaminación              | 1,000 | 0,990 | 1,000 | 0,990 |

En la Tabla 2.10 se muestran los valores obtenidos para la potencia para cada configuración de las cadenas. La tensión en el punto de máxima potencia depende de la temperatura de operación de los paneles y, en consecuencia, de la época del año y de la posición en la órbita: 34,1 V para el caso de eclipses máximos (junio) y 32,0 V para el caso de mayor temperatura de operación (marzo), indicando que se estará operando a la izquierda del punto de máxima potencia durante la época de eclipses y levemente a la derecha durante la época de mayor temperatura de operación.



Los resultados obtenidos con el diseño preliminar simplificado indican que la configuración de 18 celdas por cadena es la que presenta la mayor potencia generada durante la época más desfavorable de máxima duración del eclipse, y que dicha potencia satisface los requerimientos.

Tabla 2.10: Valores de la potencia estimada para los paneles de acuerdo con la configuración de las cadenas en EOL para 5 años de misión, para temperaturas de operación de 53°C y 73°C, en los conectores de los paneles.

|    | EOL 53°C 5 años | EOL 73°C 5 años |
|----|-----------------|-----------------|
| 18 | 1376 W          | 1966 W          |
| 19 | 1299 W          | 1967 W          |
| 20 | 1231 W          | 1970 W          |

Este método está basado en los promedios de las características de las celdas involucradas, promedios calculados en forma independiente, sin tener en cuenta los efectos de las interconexiones de celdas; no se puede estimar su precisión y tampoco aporta información complementaria (como ser el valor de la corriente en el punto de trabajo). Por estos motivos, se desarrolló un código numérico de simulación de interconexión de celdas que permitiera calcular la curva I-V de los paneles a partir de las curvas I-V de cada una de las celdas de los paneles solares.

## 2.5 Código numérico de interconexión de celdas

Los modelos estándares para la simulación de interconexión de celdas usan ecuaciones algebraicas para obtener la curva I-V de las celdas y no tienen en cuenta las desviaciones particulares en las características eléctricas de las mismas. En estos modelos,

los desvíos suelen incluirse en los resultados finales mediante el factor de “mismatch”, introduciendo otros parámetros (corriente fotogenerada, corriente de saturación del diodo, factor de idealidad, resistencias serie y paralelo) extremadamente difíciles de estimar. Los códigos PVSIM [6], PowerCap [7]-[8], PAMELA [9] y el presentado en [10] son modelos específicos distintos, pero tienen un punto en común: los paneles solares se simulan a partir de parámetros de una única celda.

El código de interconexión de celdas, desarrollado en el presente trabajo, utiliza la curva I-V de cada una de las celdas que conforman los paneles. Previo a la interconexión, el código calcula los parámetros eléctricos característicos de cada celda mediante ajustes polinómicos de primer grado para  $I_{cc}$ , de segundo grado para  $V_{ca}$  y de grado 9 para el punto de máxima potencia. Luego, en caso de ser solicitado, realiza la clasificación de las celdas según el criterio elegido entre los siguientes:

- corriente de cortocircuito ( $I_{cc}$ ),
- corriente en el punto de máxima potencia ( $I_{pmp}$ ),
- corriente de trabajo ( $I_T$ ) correspondiente a la tensión de trabajo indicada ( $V_T$ ),
- potencia en el punto de máxima potencia ( $P_{pmp}$ ),
- tensión en el punto de máxima potencia ( $V_{pmp}$ ),
- tensión a circuito abierto ( $V_{ca}$ ).

La interconexión de elementos, celdas entre sí o celda y diodo, se obtiene mediante una suma algebraica de acuerdo con las leyes de Kirchhoff: la interconexión en serie se realiza a corriente constante (Ec. 2.2) y la paralelo, a tensión constante (Ec. 2.3).

$$V_{1+2}^j(I^j) = V_1(I^j) + V_2(I^j) \quad (2.2)$$

$$I_{1+2}^j(V^j) = I_1(V^j) + I_2(V^j) \quad (2.3)$$

donde  $(V_1^k, I_1^k)$  and  $(V_2^k, I_2^k)$ ,  $1 \leq k \leq N$ , son las componentes de las curvas I-V (de  $N$  puntos) de los dos elementos a sumar.

La resistencia serie del cableado para formar un módulo es tomada en cuenta mediante la expresión

$$V_c^j = V^j - R_s * I^j \quad (2.4)$$

donde  $R_s$  es la resistencia serie considerada  $V^j$  y  $V_c^j$  las tensiones en los contactos terminales de cada cadena y en las cintas de interconexión (bus), respectivamente.

El diagrama de flujo del código de interconexión de celdas está representado en la figura 2.3.

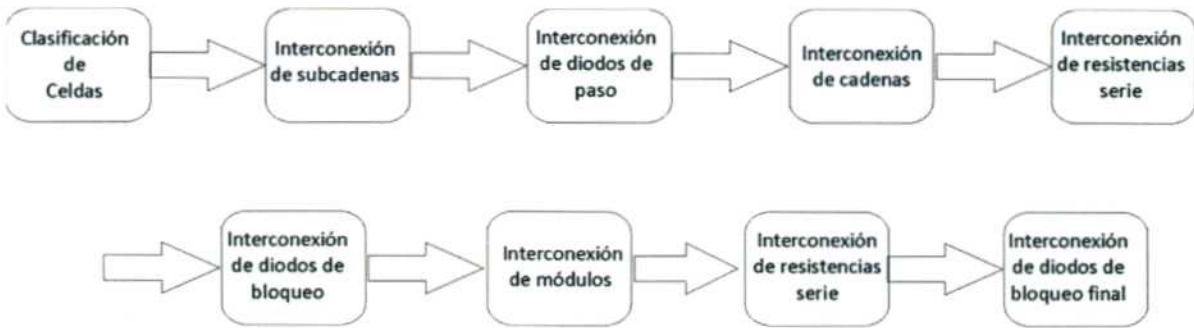


Figura 2.3: Diagrama de flujo del código numérico de interconexión de celdas.

Dado que no se disponían de curvas I-V medidas, con el objeto de verificar el correcto funcionamiento del código de interconexión de celdas, se analizaron varios casos ideales, por ejemplo, cadenas compuestas por celdas idénticas y módulos compuestos por cadenas idénticas. En todos los casos, se obtuvieron los resultados esperados: para las cadenas compuestas por  $m$  celdas,  $I_{cc}$  de la cadena coincide con la de las celdas y  $V_{ca}$  de la cadena es  $m$  veces el de las celdas; para módulos compuestos por  $n$  cadenas,  $I_{cc}$  del módulo es  $n$  veces el de las cadenas y  $V_{oc}$  de la cadena coincide con el de las celdas.

El diseño de los paneles fue realizado utilizando curvas I-V generadas a partir de los datos eléctricos de las celdas ( $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$ ,  $V_{pmp}$ ,  $I_{pmp}$ ), provistos por Emcore, según se describe en la siguiente sección.



## 2.6 Generación de curvas I-V

La generación de las curvas I-V de las celdas se realiza mediante el modelo de un diodo [11]-[12], cuya ecuación está dada por

$$I = I_L - I_0 \exp\left(\frac{q(V + IR_s)}{akT}\right) - \frac{V + IR_s}{R_p} \quad (2.5)$$

donde  $I$  es la corriente;  $V$ , la tensión;  $I_L$ , la corriente fotogenerada;  $I_0$ , la corriente de saturación del diodo;  $q$ , la carga del electrón;  $a$ , el factor de idealidad;  $k$ , la constante de Boltzmann;  $T$ , la temperatura;  $R_s$  y  $R_p$ , las resistencias serie y paralelo, respectivamente. La figura 2.4 muestra el circuito equivalente de este modelo.

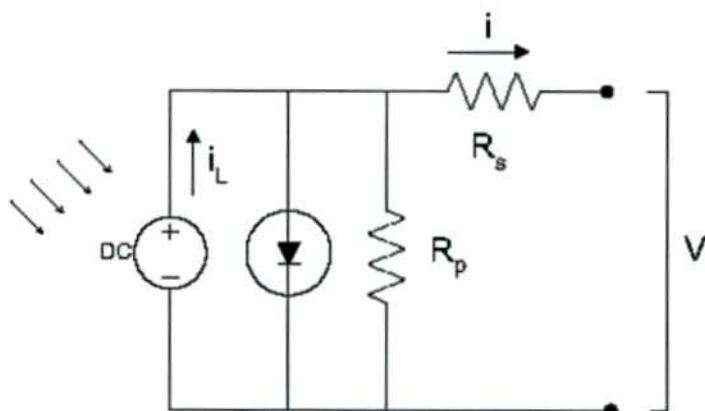


Figura 2.4: Modelo de un diodo para una celda solar.

Se utilizó un código desarrollado previamente [13] para generar la curva I-V mediante el modelo de un diodo (Ec. 2.5) minimizando la suma de las diferencias cuadráticas entre los valores de  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$  y el punto de máxima potencia provistos por el fabricante para cada celda y los calculados con dicho modelo. A fin de determinar la bondad de los ajustes, se realizó el procesamiento de los parámetros de 4000 celdas y se compararon los valores de las corrientes y tensiones ingresadas con los correspondientes a las calculadas. Las diferencias porcentuales resultaron despreciables para las tensiones y compatibles con los errores de medición esperados para las corrientes (Tabla 2.11).

Se analizó la influencia del error experimental proveniente de la medición de las celdas en la potencia estimada para los módulos introduciendo errores aleatorios de 2%, 4% y 6% en  $I_{cc}$  e  $I_{pmp}$  de cada celda; no se tuvieron en cuenta errores sobre las tensiones ya que éstos son habitualmente mucho menores que los de la corriente. En la Tabla 2.12 se muestra un ejemplo de la variación de las características eléctricas de un módulo compuesto por 5 cadenas de 32 celdas cada una, a principio de vida útil, a 28 °C, en función de los errores experimentales considerados.

Tabla 2.11: Valores porcentuales de las diferencias entre los datos ingresados y los resultados obtenidos con el código modificado de ajuste de la medición de la curva I-V de una celda.

|                     | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | $V_{pmp}$ | $I_{pmp}$ |
|---------------------|----------|----------|-----------|-----------|
| Diferencia [%]      | 0,02     | 0,81     | 0,00      | -0,73     |
| Desviación estándar | 0,21     | 0,66     | 0,18      | 0,63      |

Tabla 2.12: Influencia de los errores experimentales de medición de las celdas sobre las características eléctricas de los módulos. Los porcentajes se citan entre paréntesis.

| Error | $V_{ca}$<br>[V] | $I_{cc}$<br>[A] | $P_{pmp}$<br>[W] | $V_{pmp}$<br>[V] | $I_{pmp}$<br>[A] |
|-------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|------------------|
| 0%    | 83,4            | 2,38            | 165              | 73,6             | 2,24             |
| 2%    | 83,4<br>(0,0%)  | 2,40<br>(0,8%)  | 164<br>(-0,6%)   | 73,7<br>(0,1%)   | 2,22<br>(-0,9%)  |
| 4%    | 83,4<br>(0,0%)  | 2,42<br>(1,7%)  | 163<br>(-1,2%)   | 73,9<br>(0,4%)   | 2,20<br>(-1,8%)  |
| 6%    | 83,4<br>(0,0%)  | 2,43<br>(2,1%)  | 161<br>(-2,4%)   | 74,1<br>(0,7%)   | 2,17<br>(-3,1%)  |

Estos resultados son similares a los obtenidos en otras condiciones (fin de vida útil, temperaturas correspondientes a las de operación en órbita, etc,) pudiendo concluirse que los errores en las corrientes y potencia son inferiores a la mitad del error experimental considerado, mientras que las tensiones no se ven afectadas por este tipo de error.

## 2.7 Clasificación de las celdas

Como se mencionara en la Sección 2,2, la corriente de una cadena en el punto de trabajo queda determinada por la mínima corriente de las celdas que la conforman, debiéndose realizar una clasificación de las celdas para optimizar la potencia de los paneles solares. Con el objeto de determinar el criterio de clasificación óptimo, se ordenaron las 4000 celdas mencionadas anteriormente mediante  $I_{pmp}$ ,  $I_{cc}$  e  $P_{pmp}$ , obteniéndose 3 conjuntos de datos. Para cada conjunto, se generaron módulos siguiendo el orden establecido de clasificación de las celdas y se determinó el módulo cuya potencia es la más próxima al promedio de todas las potencias. De aquí en adelante, este módulo se denominará "módulo medio". En la Tabla 2,13 puede apreciarse que el módulo medio de mayor potencia corresponde a la clasificación realizada utilizando el criterio de  $I_{pmp}$ . Cabe notar que la diferencia entre las diferentes clasificaciones es inferior al 2%.

Tabla 2.13: Potencia generada por el módulo medio según el criterio de clasificación utilizado.

| Criterio de clasificación | Potencia en $P_{pmp}$ [W] |
|---------------------------|---------------------------|
| $I_{pmp}$                 | 137,1                     |
| $I_{cc}$                  | 136,0                     |
| $P_{pmp}$                 | 135,6                     |



## 2.8 Diseño con módulo medio

En el momento de realizar el diseño con las nuevas herramientas, dos nuevos requerimientos fueron incorporados por la CONAE: la potencia de 1300 W debía satisfacerse con la falla de un módulo de los paneles solares y de una celda de batería. Además, la temperatura de operación del período sin eclipses fue llevada a 83°C.

A partir de la tabla provista por Emcore con los valores característicos de las celdas medidas en condiciones estándar ( $1366 \text{ W/m}^2$ , 28°C, radiación incidente normal), se generó la tabla de los mismos parámetros en EOL, 53°C y en 83°C, para 5 años de misión utilizando los factores y coeficientes de las Tablas 2.7 y 2.8; se les incorporó un error aleatorio del 2% en las corrientes para simular los errores de medición y de ensamble. Se generaron las curvas I-V de cada una de las celdas y se clasificaron las celdas por  $I_{pmp}$ . Para cada una de las configuraciones de cadenas mencionadas en la sección 2.4 se obtuvieron las curvas I-V de los módulos de 6 cadenas y su correspondiente caracterización, y se determinó el módulo medio. Se prosiguió de manera análoga que para el diseño preliminar para la obtención de la potencia en las condiciones de requeridas. En la Tabla 2.14 se presentan los valores de la tensión en el punto de máxima potencia para cada configuración y temperatura de operación.

En las Tablas 2.15 y 2.16 se presenta, para cada una de las configuraciones, la potencia de los paneles solares en EOL para 53°C y 83°C, con y sin falla parcial en los paneles y/o la batería, respectivamente.

En las figuras 2.5 y 2.6 se muestran las curvas I-V del módulo medio de cada configuración, para temperaturas de operación de 53°C y 83°C, respectivamente.

Tabla 2.14: Tensión en el punto de máxima potencia para cada configuración y temperatura de operación.

| # celdas / cadena | 53°C   | 83°C   |
|-------------------|--------|--------|
| 18                | 35,2 V | 31,7 V |
| 19                | 37,3 V | 33,6 V |
| 20                | 39,3 V | 35,4 V |

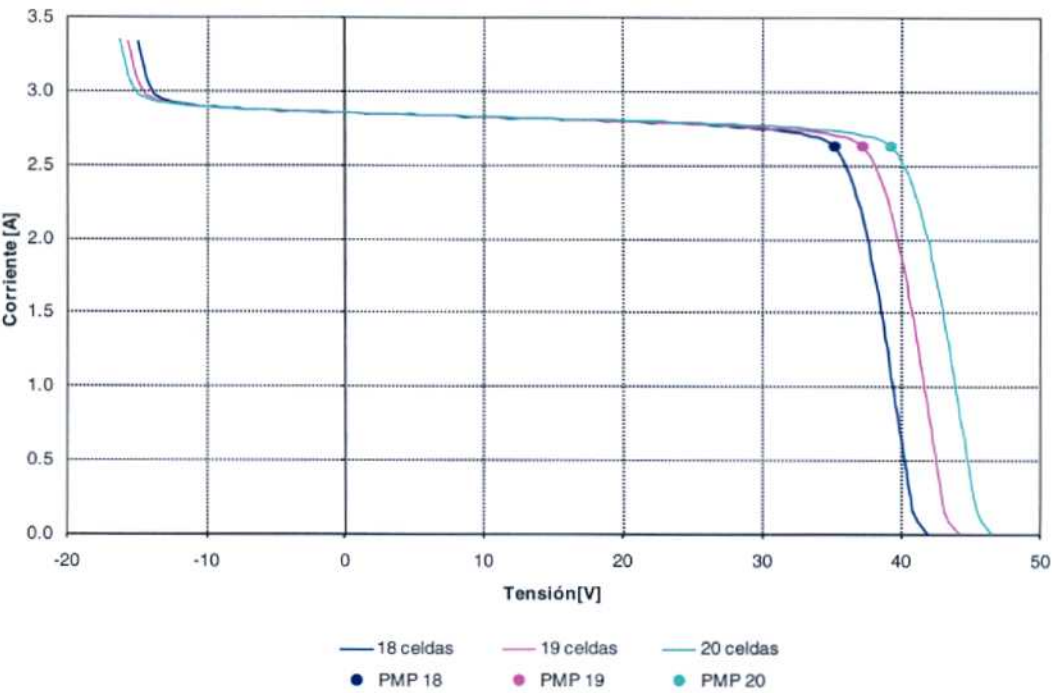


Figura 2.5: Curvas I-V del módulo medio de cada configuración para una temperatura de operación de 53°C.

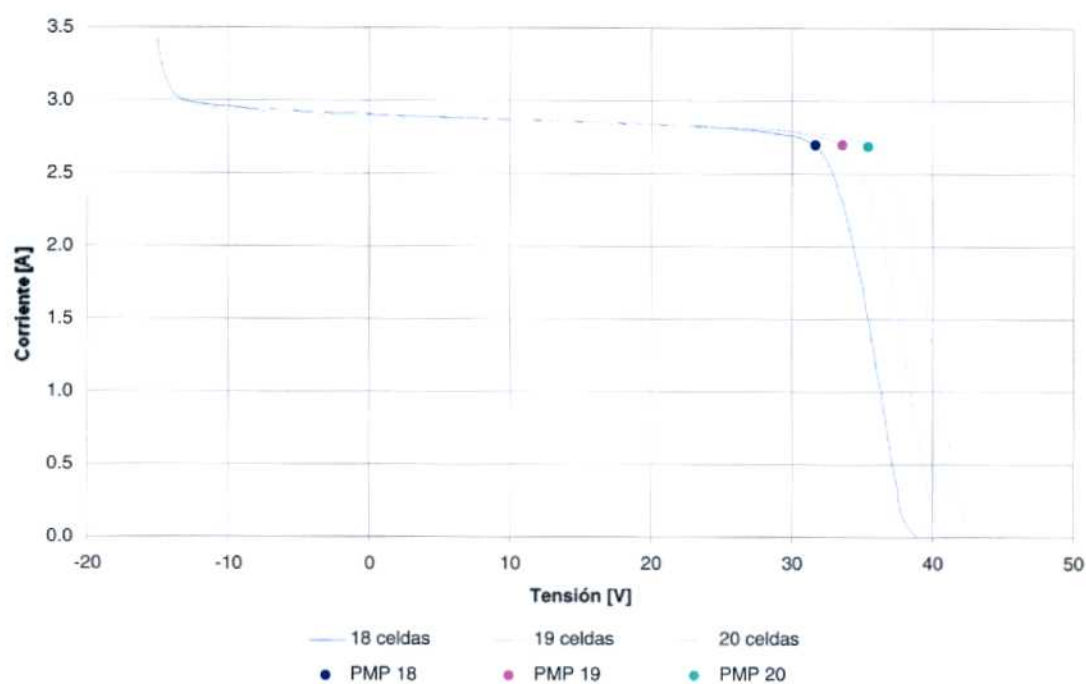


Figura 2.6: Curvas I-V del módulo medio de cada configuración para una temperatura de operación 83°C .

Tabla 2.15: Potencia de los paneles solares en EOL, 53°C, con y sin falla parcial en los paneles y/o la batería.

| # celdas / cadena         | 18              | 19   | 20   |
|---------------------------|-----------------|------|------|
| # cadenas/paneles         | 143             | 135  | 128  |
| Batería completa          | Tensión: 33,8 V |      |      |
| 24 módulos [W]            | 1360            | 1300 | 1240 |
| 23 módulos [W]            | 1300            | 1240 | 1184 |
| Batería con 1 celda menos | Tensión: 32,3V  |      |      |
| 24 módulos [W]            | 1310            | 1250 | 1190 |
| 23 módulos [W]            | 1260            | 1190 | 1130 |



Tabla 2.16: Potencia de los paneles solares en EOL, 83°C, con y sin falla parcial en los paneles y/o la batería.

|                           |                 |      |      |
|---------------------------|-----------------|------|------|
| # celdas / cadena         | 18              | 19   | 20   |
| # cadenas/paneles         | 143             | 135  | 128  |
| Batería completa          | Tensión: 34,2V  |      |      |
| 24 módulos [W]            | 1630            | 2060 | 2150 |
| 23 módulos [W]            | 1560            | 1980 | 2060 |
| Batería con 1 celda menos | Tensión: 32,7 V |      |      |
| 24 módulos [W]            | 1910            | 2050 | 2080 |
| 23 módulos [W]            | 1830            | 1970 | 1990 |

La configuración con 18 celdas por cadena es adecuada y, a pesar de que para dicha configuración los paneles solares funcionan con tensiones superiores a la del punto de máxima potencia en los períodos de mayor temperatura de operación, la generación de energía supera ampliamente el requerimiento de potencia.

## 2.9 Conclusiones

El diseño del sistema de potencia del SAC-D se realizó utilizando dos técnicas para obtener la potencia media generada por órbita a las temperaturas de operación esperadas en diferentes épocas del año, al comienzo de la misión (BOL) y al final de su vida útil (EOL). Ellas son:

- a) el diseño preliminar, que consiste en el cálculo de la potencia de los paneles basándose en valores promedio de las celdas que se emplearán para su fabricación y de valores empíricos de corrección,

- b) la simulación mediante el código de interconexión de celdas cuyos datos son las curvas I-V de las celdas obtenidas a partir del conjunto de sus parámetros característicos reales.

En ambos casos, las condiciones de órbita se obtienen a partir de valores empíricos de degradación y contaminación, y de las correcciones debido a la variación de la distancia Tierra-Sol, del ángulo de incidencia de la radiación solar y del efecto de los eclipses.

Los resultados obtenidos con ambos métodos son compatibles, permiten definir la configuración de las cadenas y muestran que el diseño propuesto satisface los requerimientos de potencia de la misión.

La configuración final adoptada para los paneles solares del el SAC-D está dada por 24 módulos en total, 12 en cada ala; 21 módulos estarán formados por 6 cadenas en paralelo, 2 con 5 cadenas y 1 con 7 cadenas; cada cadena está compuesta por 18 celdas interconectadas en serie.

## Referencias

- [1] [http://www.emcore.com/wp-content/uploads/ATJ\\_datasheet1.pdf](http://www.emcore.com/wp-content/uploads/ATJ_datasheet1.pdf)
- [2] "Handbook of Photovoltaic Science and Engineering ", A. Luque and S. Hegedu, Wiley, 2003.
- [3] Comunicación personal del Dr. Edward Gaddy, NASA Goddard Space Flight Center, EE.UU..
- [4] "Degradación de celdas Emcore 3ATJ para tres y cinco años en órbita tipo SAC-D", M. Alurralde, Informe técnico CAC-PSE-ENV-00610A-IN, 2006.
- [5] "An Introduction to Solar Radiation, M. Iqbal, Academic Press, New York, 1983.
- [6] D. L. King, J. K. Dudley, and W. E. Boyson, "Pvsim: A simulation program for photovoltaic cells, modules and arrays," Proceedings of the 25th IEEE Photovoltaic Specialists Conference, p. 1295, 1996.

- [7] A. Capel, P. Chapoulie, S. Zimmerman, and E. Snachís, "Dynamic performance simulation of a spacecraft power system," *Proceedings of the 6th European Space Power Conference*, Porto, Portugal, p. 327, 2002.
- [8] S. Defoug and S. Zimmerman, "Powercap, electrical power system simulator of a spacecraft," *Changes in Aeronautical and Space Systems, Challenges for On-Board Energy*, Avignon, France: AAAF Symposium, June 26-28, 2006.
- [9] E. V. den Berg and M. Kronn, "Algorithms and performance of a space dedicated solar array modelling tool," *Proceedings of the 6th European Space Power Conference*, Porto, Portugal, p. 527, 2002,.
- [10] G. Colombo, U. Grasselli, A. De Luca, A. Spizzichino, and S. Falzini, "Satellite power system simulation," *Acta Astronautica*, vol, 40, no, 1, pp. 41–49, 1997.
- [11] S. Mottet, "Solar cell modeling for computer-aided generator design and irradiation degradation computations," *ESA Photovoltaic Generators in Space (SEE N80-33873 24-44)*, pp. 177–186, 1980.
- [12] M. A. Green, *Solar cells: Operating principles, technology, and system applications*, Englewood Cliffs, NJ, Prentice-Hall Inc., 1982.
- [13] T. Nuñez, J. C. Durán y E. M. Godfrin, "Curve fitting methods for solar cell I-V characteristics under illumination and darkness conditions", *Actas del Workshop on Materials Science and Physics of Non-conventional Energy Sources*, Buenos Aires, Argentina, p. 251, 1992.





## Capítulo 3

# Medición, caracterización y análisis estadístico de los parámetros eléctricos de las celdas solares

Para la integración de los paneles solares del satélite SAC-D se ensamblaron aproximadamente 3000 celdas solares de triple juntura ATJ provistas por Emcore Corp.. Para cada una de ellas, se midió la curva I-V en condiciones normalizadas y se obtuvieron, a partir de la misma, la tensión de circuito abierto,  $V_{ca}$ , la corriente de corto circuito,  $I_{cc}$ , la tensión y la corriente en el punto de máxima potencia,  $V_{pmp}$  e  $I_{pmp}$ , respectivamente, el factor de forma, FF, y la eficiencia,  $\eta$ . Con el objeto de evaluar el proceso de ensamble y sus posibles consecuencias sobre las características eléctricas de las celdas, se realizaron dos tipos análisis estadístico sobre las diferencias entre los valores de los parámetros eléctricos de las celdas ensambladas y los provistos por Emcore: el primero, univariado con especial énfasis sobre FF; el segundo, multivariado sobre las tensiones y corrientes características.

### 3.1 Medición y caracterización de las celdas solares

La caracterización eléctrica de las celdas solares se realizó en condiciones normalizadas, espectro AM0 para  $1366 \text{ W/m}^2$  de irradiancia y a  $28^\circ\text{C}$  de temperatura de la celda, utilizando un simulador solar TS-Space "close match AM0" [1] y un sistema de adquisición de datos desarrollado en el DES. El simulador solar reproduce el espectro solar AM0 (es decir, fuera de la atmósfera terrestre) mediante dos conjuntos de lámparas, 2 de descarga de Xe para el rango de longitudes de onda 300-700nm y 4 incandescentes de tungsteno halógenas para 700-1900nm, y filtros ópticos apropiados interpuestos en cada una de dichas lámparas. La irradiancia de cada una de las lámparas se controla en forma

independiente mediante realimentación óptica. El ajuste de la irradiancia total en cada uno de los rangos definidos previamente se realiza utilizando celdas solares isotipo calibradas de InGaP y GaAs, respectivamente; finalmente, se verifica la irradiancia total en todo el espectro mediante el uso de una celda ATJ calibrada de InGaP-GaAs-Ge. Todas las celdas calibradas fueron provistas por Emcore Corp..

Durante la caracterización de las celdas, se mantiene la temperatura de la celda a medir en  $28^{\circ}\text{C} \pm 0,5^{\circ}\text{C}$  mediante una base termostatzada y la irradiancia sobre la misma en un valor equivalente a  $1366 \text{ W/m}^2 \text{ AM0} \pm 2\%$ . Asimismo, se realizó el monitoreo de la irradiancia cada 10 mediciones mediante la medición de una celda de referencia secundaria ATJ. La medición se realiza mediante una configuración de 4 puntas como la descrita en la Figura 3.1. En este caso particular, la resistencia serie de contacto entre la celda y la base no está compensada. Para casos especiales, se utiliza una configuración de 4 puntas total utilizando interconectores soldados en la cara posterior de la celda.

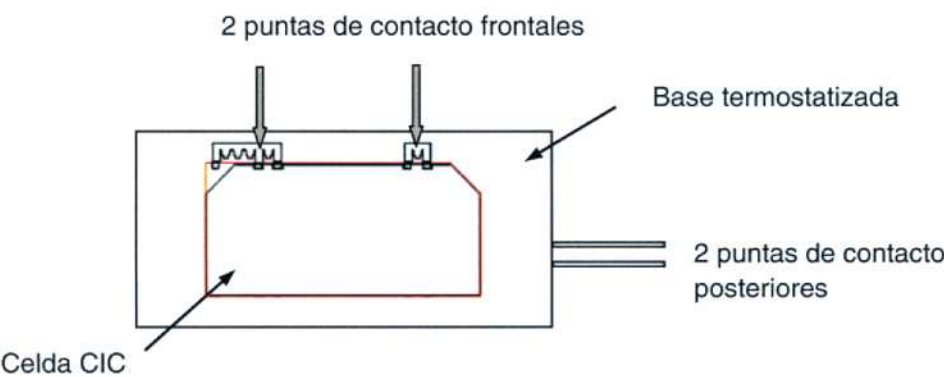


Figura 3.1: Esquema de la configuración de 4 puntas para la medición de las curvas I-V.

Luego de la medición, utilizando los valores de la celda de referencia secundaria, se realiza una corrección por irradiancia a cada una de las curvas I-V obtenidas y se extraen los parámetros eléctricos característicos.



### 3.2 Evaluación preliminar del método de medición

A fin de evaluar el proceso de medición de las celdas solares, se extrajeron al azar 63 celdas del conjunto total adquirido, se las caracterizó eléctricamente y se compararon los valores de los parámetros eléctricos resultantes con los provistos por Emcore Corp. [2] mediante la Diferencia Relativa Porcentual (DRP) definida por:

$$DRP(X_1, X_2) = \frac{PE(X_1) - PE(X_2)}{PE(X_2)} * 100 \tag{3.1}$$

donde  $PE(X_i)$  indica el valor del parámetro eléctrico en la etapa de ensamble  $X_i$  (por ejemplo, sin ensamblar (SE), CIC, etc.) y el lugar de medición (CNEA o Emcore); en caso de que el lugar no esté explícito, se considera que es CNEA.

En la Tabla 3.1 se presentan los valores de los promedios, las desviaciones estándar, los mínimos y los máximos de las DRP de  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$  y FF obtenidos para las 63 celdas SE.

Tabla 3.1: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las DRP(SE CNEA, SE Emcore) de las 63 celdas.

| DRP(SE CNEA, SE Emcore) [%] | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|-----------------------------|----------|----------|------|
| Promedio                    | -0,4     | -0,6     | 2,4  |
| Desviación estándar         | 0,1      | -0,9     | -0,9 |
| Mínimo                      | -0,8     | -1,1     | -0,3 |
| Máximo                      | 0,0      | 2,7      | 4,6  |

Posteriormente, 50 de estas 63 celdas fueron ensambladas y caracterizadas; con el objeto de tener un criterio de evaluación del proceso de ensamble realizado en la CNEA, se

analizaron los valores de las  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ CNEA)$  y  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ Emcore)$  para los mismos parámetros eléctricos (Tablas 3.2 y 3.3)

Tabla 3.2: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ CNEA)$  de las 50 celdas.

| $DRP(CIC\ CNEA, SE\ CNEA)\ [\%]$ | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|----------------------------------|----------|----------|------|
| Promedio                         | -0,3     | 0,3      | -1,6 |
| Desviación estándar              | 0,2      | 0,9      | 2,8  |
| Mínimo                           | -1,0     | -1,5     | -9,5 |
| Máximo                           | 0,2      | 1,9      | 1,5  |

Tabla 3.3: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ Emcore)$  para las 50 celdas.

| $DRP(CIC\ CNEA, SE\ Emcore)\ [\%]$ | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|------------------------------------|----------|----------|------|
| Promedio                           | -0,7     | 0,8      | 0,7  |
| Desviación estándar                | 0,3      | 0,8      | 3,1  |
| Mínimo                             | -1,6     | -0,9     | -7,9 |
| Máximo                             | -0,1     | 2,3      | 5,4  |

Los resultados presentados en las Tablas 3.2 y 3.3 muestran una degradación del FF y una desviación estándar elevada para la  $DRP$  de FF, asociadas al proceso de ensamble, probablemente como consecuencia de procesos de integración (soldadura, pegado) no completamente puestos a punto. De hecho, las 10 primeras celdas ensambladas fueron

utilizadas para la puesta a punto del proceso de soldadura de diodos e interconectores y son las que presentan la mayor degradación de FF.

Para cada una de las DRP arriba mencionadas, se generó el histograma correspondiente calculando el ancho de clase óptimo según el criterio de Wand [3]. En las Figuras 3.2 a 3.4 se presentan los histogramas comparativos entre las DRP(CIC CNEA, SE CNEA) y las DRP(CIC CNEA, SE Emcore) de  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$  y FF, donde el ancho de clase es el mínimo valor obtenido para las DRP de cada parámetro.

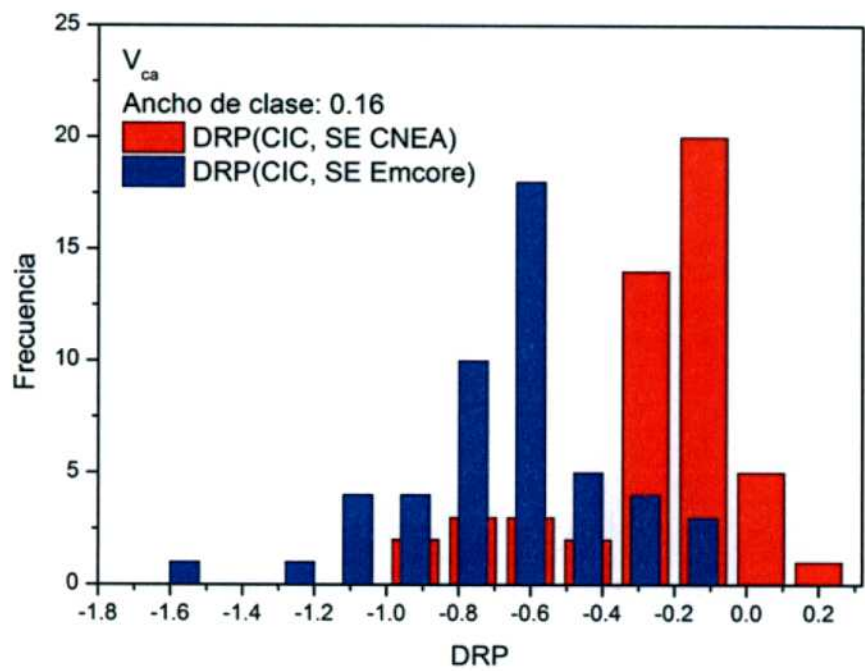


Figura 3.2: Histogramas comparativos entre las DRP(CIC CNEA, SE CNEA) y DRP(CIC CNEA,SE Emcore) de  $V_{ca}$  para las 50 celdas.



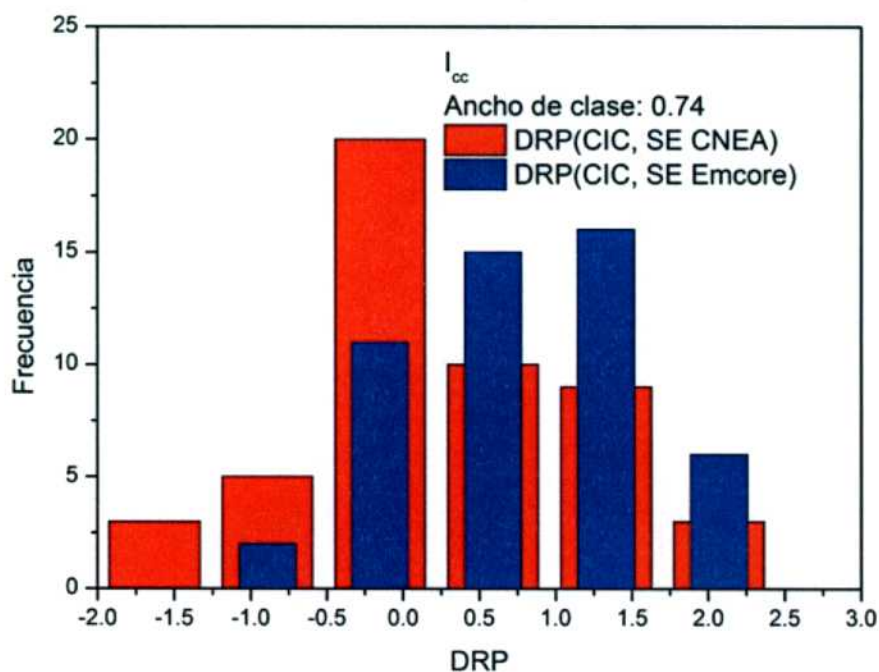


Figura 3.3: Histogramas comparativos entre las  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ CNEA)$  y  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ Emcore)$  de  $I_{cc}$  para las 50 celdas.

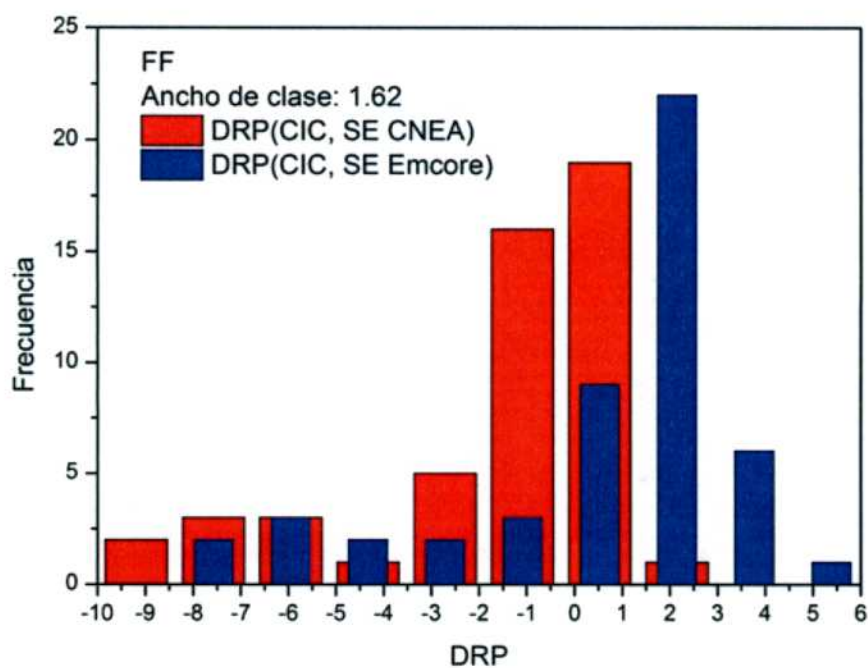


Figura 3.4: Histogramas comparativos entre las  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ CNEA)$  y  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ Emcore)$  de  $FF$  para las 50 celdas.

En las Figuras 3.2 y 3.3 se aprecian los corrimientos indicados en la Tabla 3.1, y no se observan cambios significativos en la forma de los histogramas. En la Figura 3.4 puede observarse que los histogramas son cualitativamente similares pero se encuentran desplazados, reforzando así la hipótesis de que las diferencias en las DRP del FF, según se consideren mediciones realizadas en la CNEA o los datos del proveedor de las celdas, corresponden a las distintas configuraciones utilizadas durante la medición de la curva I-V. Otro aspecto a destacar que aparece en esta figura es la distribución de valores a la izquierda del histograma, que corresponden a una mayor degradación en el FF. Como ya fuera señalado anteriormente, el proceso de soldadura de interconectores no estaba aún optimizado en el momento en que se ensamblaron estas primeras celdas, de modo que los mencionados valores probablemente correspondan a una degradación del FF asociada al proceso de soldadura.

### 3.3 Estimación de la incertidumbre de la medición

Como fuera mencionado en la sección 3.1., durante las mediciones se utilizó una celda de referencia secundaria para el monitoreo de la irradiancia. A fin de estimar el error de medición, se calcularon los promedios, desviaciones estándar e incertidumbre de  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$  y FF de las repetidas mediciones de esta celda (489 en total), estimándose finalmente la desviación estándar del promedio (desviación estándar/ $\sqrt{n}$ , donde  $n$  es el número de mediciones) y la incertidumbre del promedio para un nivel de confianza de 99% para cada parámetro. En la Tabla 3.4 se presentan los resultados obtenidos.

La incertidumbre relativamente alta de las determinaciones individuales del FF (3,58%) hace imposible poder utilizar mediciones individuales para la detección de degradaciones en el proceso de ensamble, ya que en general estas degradaciones resultan menores a dicha incertidumbre. Resulta en consecuencia imprescindible recurrir a promedios de los parámetros eléctricos obtenidos en las mediciones sobre tandas de celdas(conjunto de celdas medidas en un mismo día) para poder detectar diferencias en el FF por debajo del 2 ó 3%.

Tabla 3.4: Promedios, desviaciones estándar e incertidumbres de  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$  y FF de la celda de referencia secundaria, y desviaciones estándar e incertidumbres del promedio de cada parámetro eléctrico.

|                                    | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF    |
|------------------------------------|----------|----------|-------|
| Promedio                           | 2,624 V  | 0,457 A  | 0,832 |
| Desviación estándar %              | 0,26     | 0,87     | 1,43  |
| Incertidumbre %                    | 0,65     | 2,18     | 3,58  |
| Desviación estándar del promedio % | 0,012    | 0,040    | 0,065 |
| Incertidumbre del promedio %       | 0,03     | 0,10     | 0,17  |

### 3.4 Análisis estadístico comparativo

#### 3.4.1. Análisis univariado

En la Tabla 3.5 se presentan los valores de los promedios, desviaciones estándar, máximos y mínimos de los parámetros eléctricos provistos por Emcore de las 2986 celdas medidas, mientras que en la Tabla 3.6 se muestran los valores correspondientes a las mediciones realizadas en la CNEA de las mismas celdas. Finalmente, en la Tabla 3.7 se muestran los valores de  $DRP(CIC, SE\ Emcore)$ .



Tabla 3.5: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de los parámetros eléctricos analizados de las 2986 celdas SE, provistos por Emcore.

| 2986 celdas SE (Emcore) | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | FF    |
|-------------------------|------------------------|------------------------|-------|
| Promedio                | 2,620                  | 0,472                  | 0,837 |
| Desviación estándar     | 0,019                  | 0,004                  | 0,010 |
| Desviación estándar %   | 0,72                   | 0,85                   | 1,19  |
| Mínimo                  | 2,536                  | 0,458                  | 0,778 |
| Máximo                  | 2,658                  | 0,485                  | 0,860 |

Tabla 3.6: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de los parámetros eléctricos analizados de las 2986 celdas CIC, ensambladas en la CNEA.

| 2986 celdas CIC (CNEA) | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | FF    |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------|
| Promedio               | 2,609                  | 0,478                  | 0,814 |
| Desviación estándar    | 0,019                  | 0,003                  | 0,014 |
| Desviación estándar %  | 0,73                   | 0,63                   | 1,72  |
| Minino                 | 2,526                  | 0,465                  | 0,638 |
| Máximo                 | 2,653                  | 0,491                  | 0,856 |

Tabla 3.7: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las  $DRP(CIC\ CNEA, SE\ Emcore)$  de los parámetros eléctricos analizados de las 2986 celdas. Los parámetros correspondientes a las celdas SE fueron provistos por Emcore.

| $DRP(CIC\ CNEA; SE\ Emcore)$ | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF    |
|------------------------------|----------|----------|-------|
| Promedio                     | -0,4     | 1,4      | -2,7  |
| Desviación estándar          | 0,2      | 0,8      | 1,5   |
| Mínimo                       | -2,5     | -1,9     | -23,7 |
| Máximo                       | 0,7      | 4,9      | 4,9   |

Los valores de los parámetros eléctricos de las celdas SE provistos por Emcore y los de las mediciones de las CICs son conjuntos de datos estadísticamente relevantes y muestran un alto grado de homogeneidad y pequeñas desviaciones estándar. Los resultados muestran que las celdas son muy similares entre sí y que el método de medición adoptado en el DES es compatible con el de Emcore, así como repetitivo y confiable. Con respecto a las  $DRP$ , puede observarse que prácticamente no hay variación en  $V_{ca}$ , mientras que para  $I_{cc}$  se tiene un incremento consistente con la mejora esperada por el agregado del vidrio y su consecuente mejora de la característica antirreflectante de la celda; para FF se observa una disminución del 2,7%. En las Figuras 3.5 a 3.7 se presentan los histogramas de las  $DRP$  de la Tabla 3.7 y sus correspondientes distribuciones gaussianas. El ancho de la clase fue calculado con el criterio de Wand.

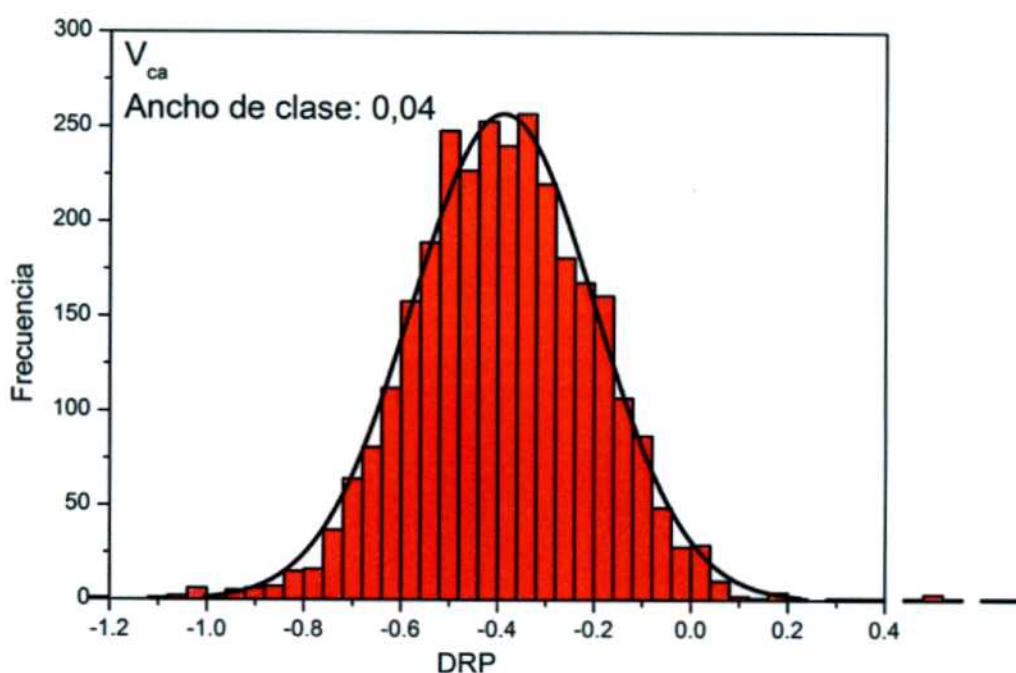


Figura 3.5: Histograma de las DRP(CIC CNEA, SE Emcore) y su curva gaussiana de  $V_{ca}$  para las 2986 celdas.

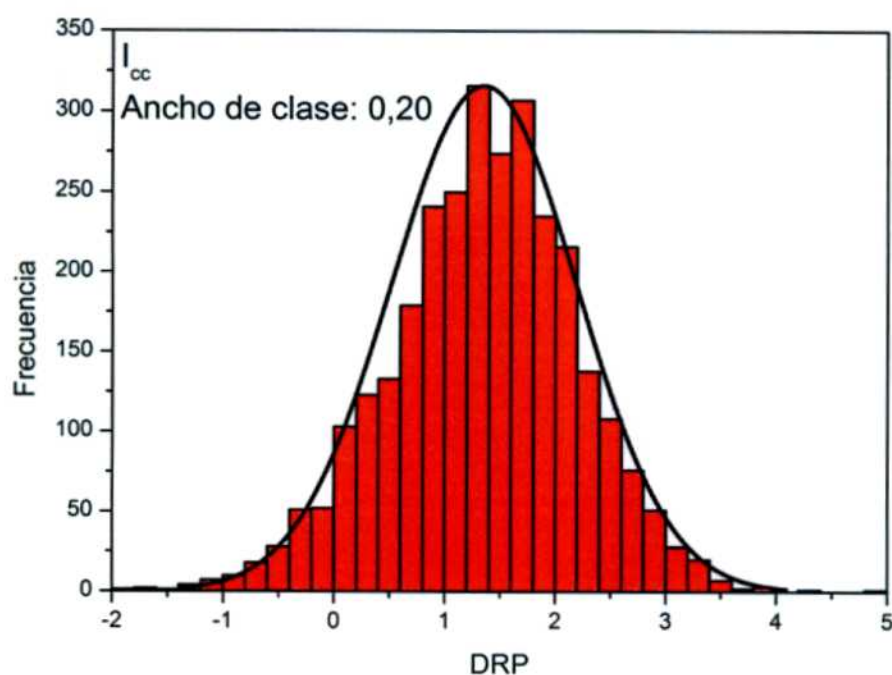


Figura 3.6: Histograma de las DRP(CIC CNEA, SE Emcore) y su curva gaussiana de  $I_{cc}$  para las 2986 celdas.



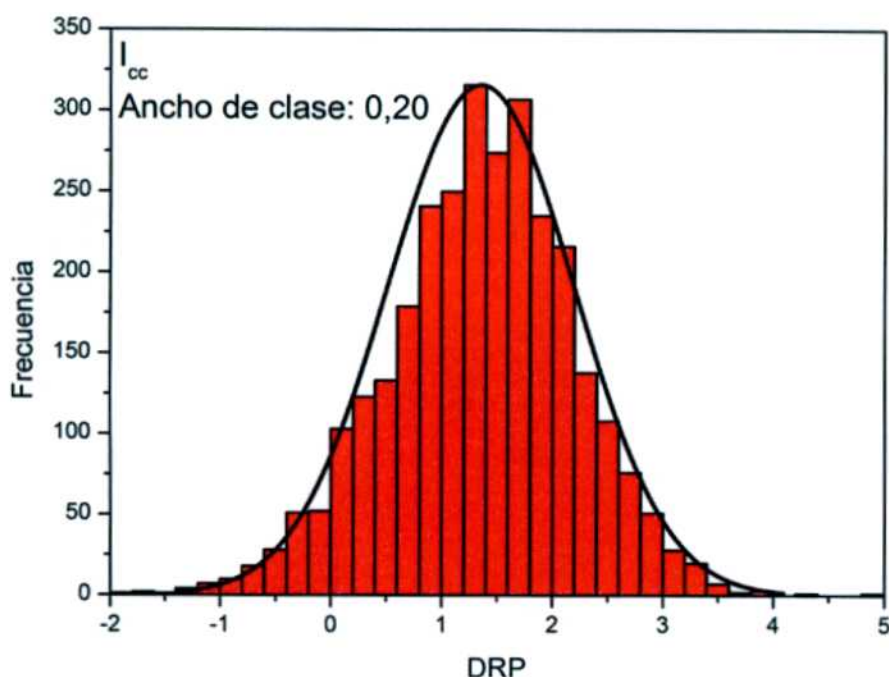


Figura 3.7: Histograma de las DRP(CIC CNEA, SE Emcore) y su curva gaussiana de FF para las 2986 celdas.

Durante el proceso de medición de las celdas, para cada tanda, se analizaron los valores de las DRP de las celdas. En las primeras 16 tandas (1912 CICs, primer lote), estos valores se mantuvieron prácticamente constantes; en las siguientes 3 tandas (577 CICs, segundo lote), se observó una disminución de FF, probablemente como consecuencia de la aparición, durante el proceso de pegado de la cubierta protectora de vidrio, de rayaduras en la grilla de contacto frontal de algunas celdas. El proceso de ensamble fue detenido y se realizaron las correcciones pertinentes en el proceso de pegado. Asimismo, se revisó el equipo de medición y se limpió cuidadosamente la base de medición, dado que había sospechas de una posible disminución en el FF debida a un aumento de la resistencia serie en el contacto entre la cara posterior de la celda y la base termostatizada. Luego, se reanudó el proceso, completando el total de celdas a ensamblar con las tres últimas tandas (497 CICs, tercer lote). En la Figura 3.8 se presentan los histogramas de FF correspondientes al segundo y tercer lote, y el correspondiente al conjunto completo de CICs, donde puede apreciarse la degradación de FF en el segundo lote y su mejora en el tercero. En la Figura 3.9, se presenta la evolución de DRP de FF ordenadas por fecha y hora de medición: puede observarse una

pendiente negativa para las 2500 primeras celdas, con una degradación aún más acentuada para las celdas con número de orden comprendido entre 2000 y 2500, y el cambio a positiva, para las siguientes.

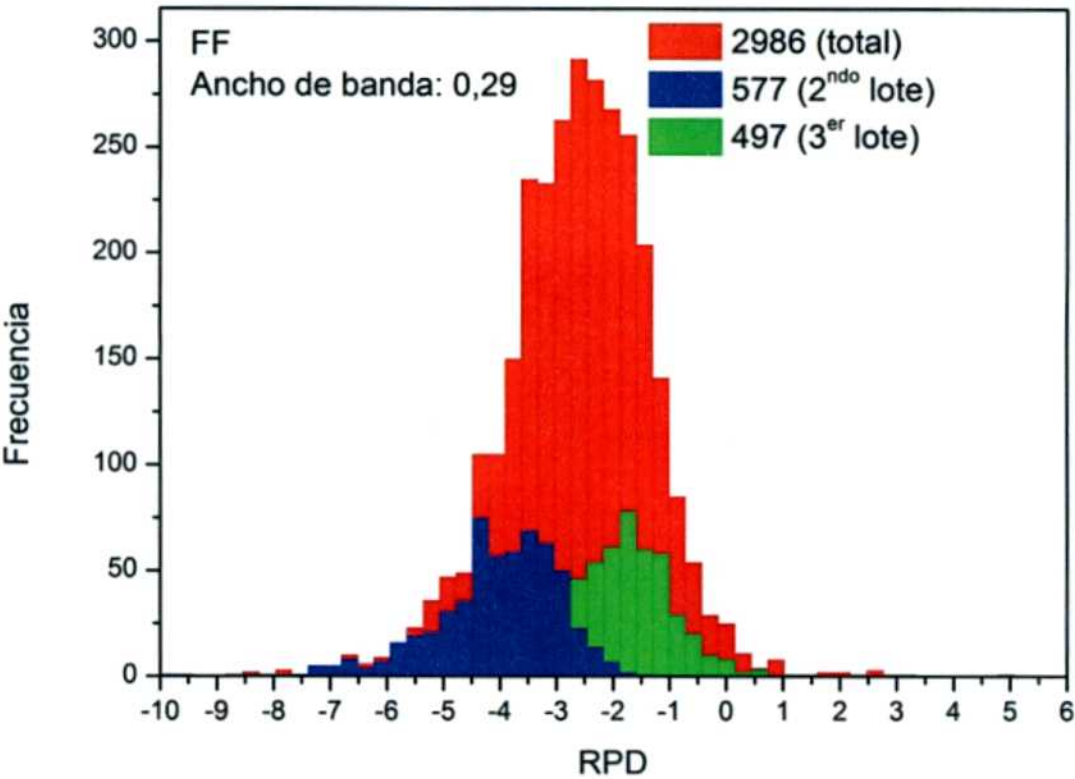


Figura 3.8: Histograma de las DRP(CIC CNEA, SE Emcore) del segundo y tercer lote y del conjunto completo de celdas ensambladas.

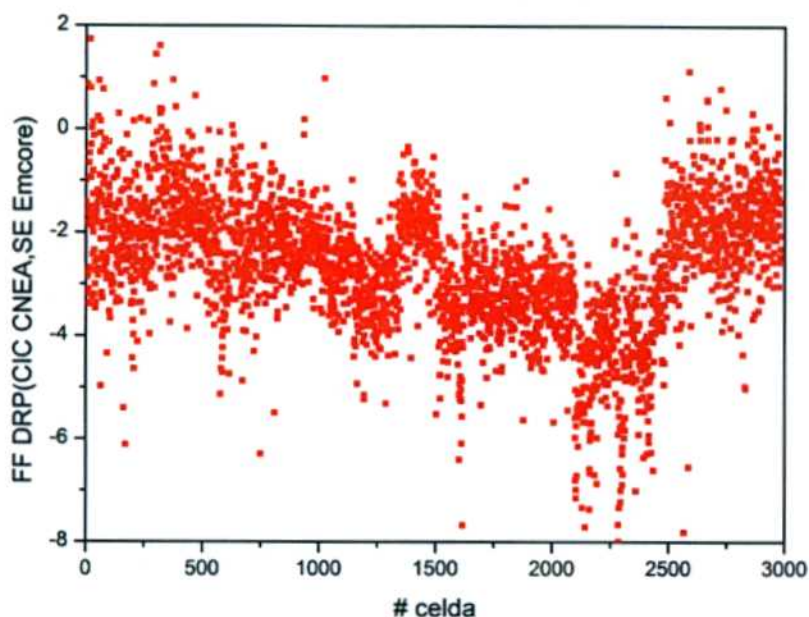


Figura 3.9: Evolución de DRP de FF en función de la fecha de medición para las celdas ensambladas.

Con el fin de establecer la influencia de la limpieza de la base de medición, se remidieron 49 CICs inmediatamente después de la limpieza de la base. En la Tabla 3.8 se presentan los resultados del cálculo de la DRP(Remedición, Primer Medición CIC) de FF y en la Figura 3.10, el correspondiente histograma.

Tabla 3.8: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de los valores de DRP(Remedidas, CIC) par alas 49 celdas remedidas.

| DRP(Remedidas, CIC) [%] | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|-------------------------|----------|----------|------|
| Promedio                | -0,2     | 0,2      | 3,7  |
| Desviación estándar     | 0,2      | 0,6      | 2,3  |
| Mínimo                  | -0,9     | -2,1     | -1,9 |
| Máximo                  | 0,2      | 1,0      | 6,8  |



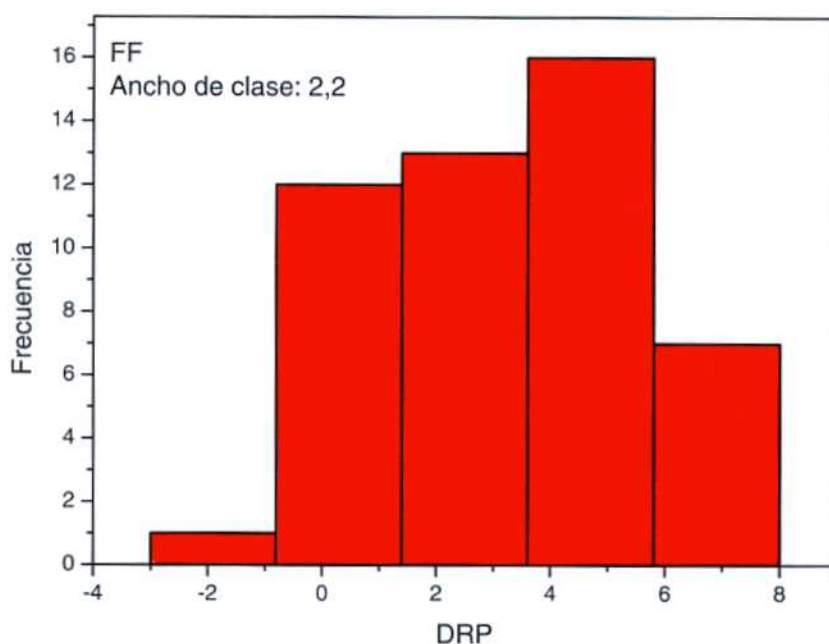


Figura 3.10: Histograma de DRP(Remedidas, CIC) de FF para las 49 celdas remedidas.

Los resultados de la Tabla 3.8 muestran que  $V_{ca}$  e  $I_{sc}$  permanecen prácticamente invariantes, mientras que FF se incrementa alcanzando un valor medio de 3,7%.

Dado que el conjunto de CICs remediado estaba formado por 22 CICs del primer lote y 27 del segundo, se calculó el promedio y la desviación estándar de la DRP(Remedidas, Primer Medición CIC) de FF de cada subconjunto. El resultado se presenta en la Tabla 3.9: se observan mejoras consistentes pero la desviación estándar de las celdas correspondientes al primer lote es del mismo orden que el promedio, relativizando de esta forma la mejora. De todas formas, puede concluirse que la limpieza de la base produjo en mejora en la medición de FF de, al menos, 2%.

Luego, para analizar la influencia del contacto entre la celda y la base de medición, se midieron 50 CICs con contactos posteriores soldados usando una configuración de 4 puntas completa. Se calcularon las DRP(CIC con Contacto Posterior, Primer Medición CIC), el resultado se presenta en la Tabla 3.10 y el correspondiente histograma de FF en la Figura 3.11.

Tabla 3.9: Promedios y desviaciones estándar de  $DRP(Remedidas, CIC)$  de FF para cada uno de los subconjuntos de celdas remedidas.

| $DRP(Remedidas, CIC) [\%]$ | 22 celdas | 27 celdas |
|----------------------------|-----------|-----------|
| Promedio                   | 1,9       | 4,1       |
| Desviación estándar        | 2,0       | 2,1       |

Tabla 3.10: Promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de  $DRP(Interconectores posteriores, CIC)$  de FF para las 50 celdas con interconectores soldados en la cara posterior.

| $DRP(Interconectores posteriores, CIC [\%])$ | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|----------------------------------------------|----------|----------|------|
| Promedio                                     | -0,5     | 0,1      | 0,8  |
| Desviación estándar                          | 0,3      | 0,7      | 1,5  |
| Mínimo                                       | -0,9     | -2,1     | -1,9 |
| Máximo                                       | 0,2      | 1,3      | 3,2  |

En la Tabla 3.10 se puede apreciar nuevamente la invariancia de  $V_{ca}$  e  $I_{cc}$ . Si bien FF tiene también poca variación, en el histograma de la Figura 3.11 se puede apreciar un corrimiento hacia la derecha de las clases, similar al histograma de las remediciones.

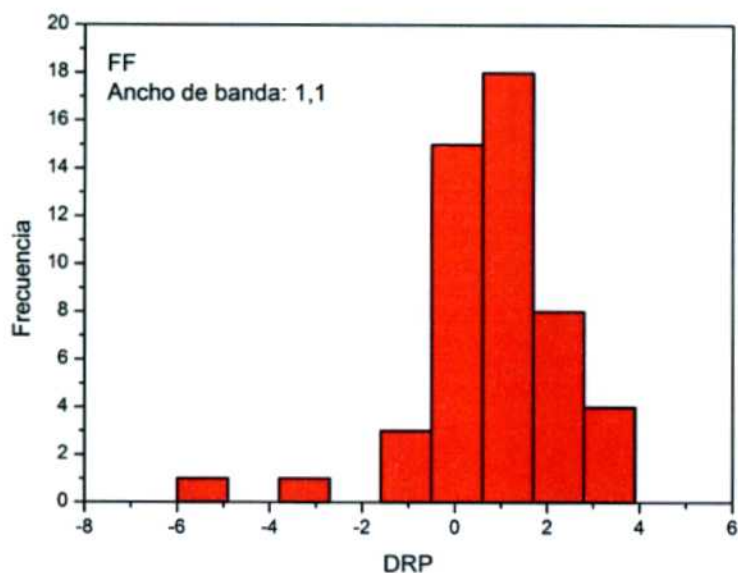


Figura 3.11: Histograma de DRP(Interconectores posteriores, CIC) de FF para las 50 celdas con contactos soldados en la cara posterior.

Dado que el conjunto de CICs a las cuales se les agregó el contacto posterior estaba formado por 20 celdas ensambladas en el segundo lote y 30 del tercero, se calcularon las DRP(CIC con Contacto Posterior, Primer Medición CIC) para cada subconjunto, presentándose los resultados en la Tabla 3.11.

Tabla 3.11: Promedio y desviaciones estándar DRP(Interconector posterior, CIC) de FF para las celdas con contactos soldados en la cara posterior.

| DRP(Interconectores posteriores, CIC) [%] | 20 celdas | 30 celdas |
|-------------------------------------------|-----------|-----------|
| Promedio                                  | 1,4       | 0,3       |
| Desviación estándar                       | 1,7       | 1,3       |



En este caso, consistentemente con los resultados obtenidos para las remediciones, puede observarse que la  $DRP$  del promedio es mayor para las celdas del subconjunto de CICs medidas previamente a la limpieza que la del subconjunto de CICs medidas luego de a la limpieza. Así, para las CICs con contacto posterior medidas luego de la limpieza, no se observa variación significativa de su  $FF$  que pueda ser asociada a la resistencia de contacto entre la celda y la base.

Finalmente, para disponer de un panorama completo del proceso de ensamble (soldado de los diodos e interconectores, pegado de la cubierta protectora), se caracterizaron 200 celdas provistas por Emcore, similares a las utilizadas para el SAC-D (ver Tablas 3.1 y 3.12 a)). A diferencia de lo realizado durante la integración de los paneles de vuelo del satélite (donde sólo se midieron las CIC), estas 200 celdas fueron medidas en cada etapa del proceso, desde la celda desnuda (Tabla 3.12 a)) hasta la CIC (Tabla 3.12 d)).

A partir de las Tablas 3.1 y 3.12 d), se puede concluir que el proceso de ensamble de estas 200 celdas es comparable al utilizado para las celdas del satélite.

La Tabla 3.12 b) muestra que los procesos de soldadura de los diodos y de los interconectores no afectan los parámetros eléctricos de las celdas; y agregando la información proporcionada por la Tabla 3.13 c), se observa que el único parámetro afectado el  $I_{cc}$ , con el pegado de la cubierta protectora.

Tabla 3.12:  $DRP$  de  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$  and  $FF$  para las diferentes etapas del proceso de ensamble de las celdas solares.

| a)                          | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | $FF$ |
|-----------------------------|----------|----------|------|
| $DRP(SE\ CNEA, SE\ Emcore)$ |          |          |      |
| Promedio                    | -0,4     | 1,7      | 1,8  |
| Desviación estándar         | 0,1      | 0,8      | 0,9  |

| b)                          | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|-----------------------------|----------|----------|------|
| DRP(Diodo, SE CNEA)         |          |          |      |
| Promedio                    | -0,1     | 0,3      | 0,1  |
| Desviación estándar         | 0,1      | 0,8      | 0,9  |
| DRP(Interconector 1, Diodo) |          |          |      |
| Promedio                    | 0,0      | 0,3      | 0,1  |
| Desviación estándar         | 0,1      | 0,7      | 0,7  |
| DRP(Interconector 2, Diodo) |          |          |      |
| Promedio                    | 0,0      | -0,2     | 0,3  |
| Desviación estándar         | 0,0      | 1,0      | 0,8  |
| DRP(CIC, Interconector)     |          |          |      |
| Promedio                    | -0,2     | -1,7     | -0,1 |
| Desviación estándar         | 0,1      | 1,0      | 0,8  |

| c)                    | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF   |
|-----------------------|----------|----------|------|
| DRP(CIC CNEA,SE CNEA) |          |          |      |
| Promedio              | -0,2     | -1,4     | -0,2 |
| Desviación estándar   | 0,1      | 0,9      | 0,1  |

| d)                      | $V_{ca}$ | $I_{cc}$ | FF  |
|-------------------------|----------|----------|-----|
| DRP(CIC CNEA,SE Emcore) |          |          |     |
| Promedio                | -0,6     | 0,3      | 1,9 |
| Desviación estándar     | 0,2      | 0,9      | 0,7 |

### 3.4.2. Análisis multivariado

En la actualidad, las técnicas de control estadístico de procesos son herramientas ampliamente utilizadas en el monitoreo de procesos de producción [4]. Estas técnicas ayudan a descubrir la causa de variación particular que no forma parte del proceso, sino que sucede circunstancialmente. Típicamente, el proceso de monitoreo consiste en medir y correlacionar variables de control de calidad; en caso de no tener en cuenta la correlación, puede perderse información importante. Por tal motivo, se realizaron análisis multivariados sobre las DRP de los parámetros eléctricos de las celdas ensambladas para el SAC-D. Las técnicas utilizadas se denominan MCUSUM (Multivariate Cumulative Sum Control Chart) [5] y la distancia de Mahalanobis [6] mediante el uso del Proyecto R, un entorno gratis para cómputo estadístico y gráficos [7].

#### 3.4.2.1. Técnica MCUSUM

MCUSUM es una técnica que utiliza la suma acumulativa de las desviaciones de cada vector aleatorio  $X_i$  previamente observado comparado con el valor nominal de promedios  $\mu$  de un proceso multivariado; se detectan cambios de las variables controladas pero no se distingue entre mejoras o degradaciones.

La variable de control es

$$Y_i = [S_i' * \Sigma^{-1} * S_i]^{-1} \tag{3.2}$$

donde  $\Sigma$  es la matriz de covarianza de  $X_i$ , y  $S_i$  está definido de la siguiente manera

$$\begin{cases} S_i = (S_{i-1} + X_i - \mu) * \left(1 - \frac{k}{C_i}\right) & \text{si } C_i < k \\ S_i = 0 & \text{si } i = 0 \text{ ó } C_i \leq k \end{cases} \tag{3.3}$$

$$\text{siendo } C_i = [(S_{i-1} + X_i - \mu)' * \Sigma^{-1} * (S_{i-1} + X_i - \mu)] \tag{3.4}$$



Este modelo da una condición de alerta si  $Y_i > h$ , para valores de  $h$  y  $k$  determinados;  $h$  se denomina Límite Superior de Control (UCL, *Upper Control Limit*). En caso de alerta, los valores de  $X_i$  deben ser analizados para determinar si el proceso se halla fuera de control o no.

Para el caso de las celdas solares del SAC-D, los valores  $h = 13$  y  $k = 3$  son los más representativos del proceso y de la meta a cumplir [5], y permiten detectar rápidamente cambios durante el proceso de ensamble. En la Figura 3.12 se presenta el gráfico obtenido con la técnica de control MCUSUM: se pueden observar alertas espaciadas en el primer lote, mientras que en el segundo la alerta es permanente. Para confirmar los resultados obtenidos con el análisis univariado, se debe proceder al estudio de la variación de los parámetros característicos de cada una de las celdas que se encuentran en las zonas de alerta; el proyecto R permite fácilmente obtener el listado de dichas celdas.

### 3.4.2.2. *Distancia de Mahalanobis*

La distancia de Mahalanobis es una estadística descriptiva que provee una medida relativa entre un punto y el punto medio del conjunto de datos considerado. Es una medida adimensional introducida por P.C. Mahalanobis usada para identificar y hallar similitudes entre un conjunto desconocido y uno conocido. Se define por [6]:

$$d_M(X_i, \mu) = [(X_i - \mu)' * \Sigma^{-1} * (X_i - \mu)]^{\frac{1}{2}} \quad (3.5)$$

donde  $X_i$  es un vector de observaciones de media  $\mu$  y matriz de covariancia  $\Sigma$ .

La diferencia entre esta distancia y la euclídea consiste en que la primera tiene en cuenta las dispersiones relativas y correlaciones de los elementos de  $X$ .

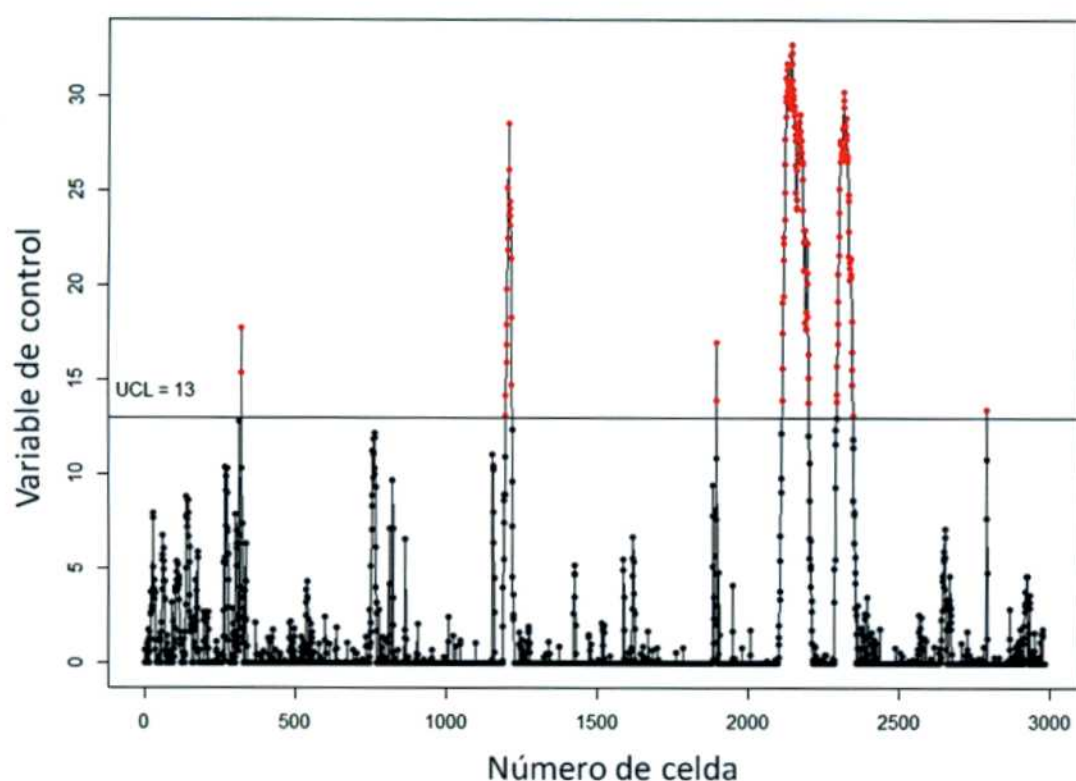


Figura 3.12: Gráfico del MCUSUM para el proceso completo de ensamble.

Utilizando las DRP ordenadas por fecha y hora, se graficaron las distancias de Mahalanobis para cada tanda, para cada lote y para todas las celdas. Como era de esperar, no se encontraron diferencias significativas en cada tanda debido a que los parámetros eléctricos se mantienen prácticamente estables durante el proceso de ensamble, pero sí se detectan variaciones entre las tandas. En la Figura 3.13, se muestra el gráfico de las distancias de Mahalanobis para todas las celdas CICs, separadas por lotes; como referencia, se incluyeron los cuantiles con probabilidad 0,99 (verde), 0,999 (azul) y 0,9999 (fucsia) de la distribución  $\chi^2$  con 4 grados de libertad. Utilizando la herramienta del proyecto que permite identificar puntos de los gráficos, se marcaron las celdas que se hallaban por encima del cuantil 0.99 (celdas anómalas) y se analizaron los parámetros eléctricos de cada una de ellas para diferenciar entre las celdas degradadas y las que presentaban mejoras. En la Tabla 3.13 se presentan los resultados obtenidos.

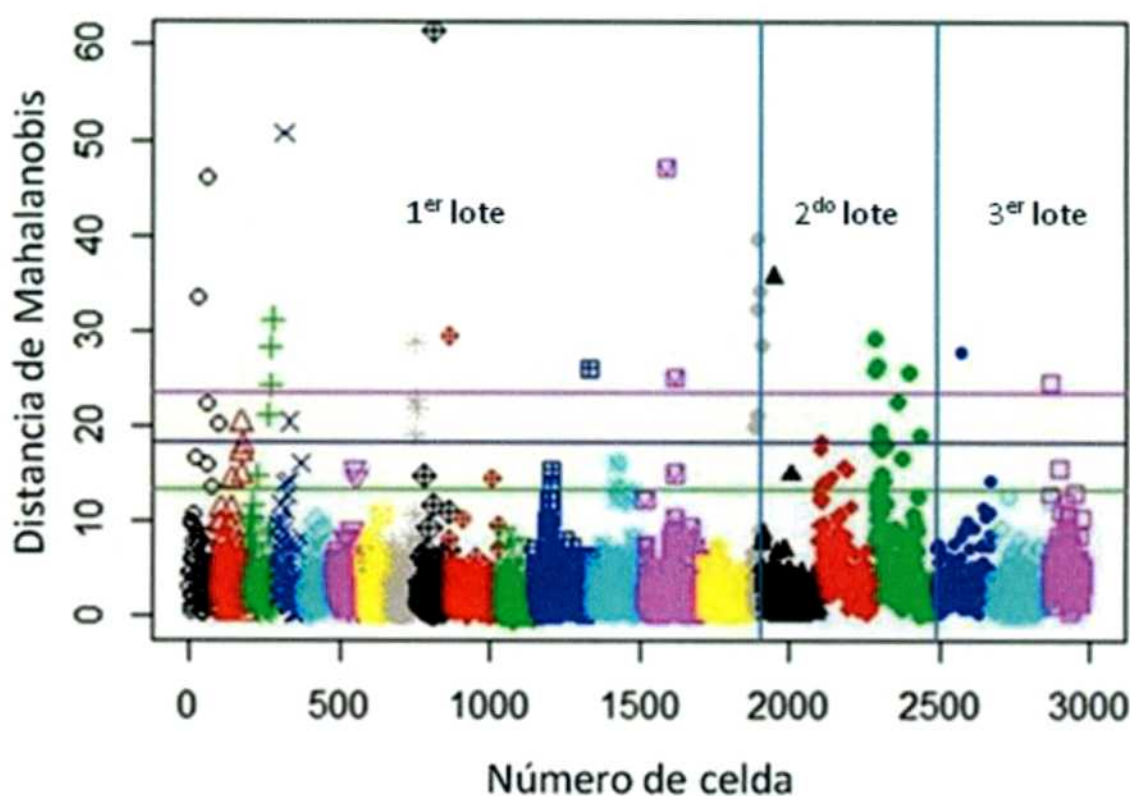


Figura 3.13: Distancias de Mahalanobis para las DRP(CIC CNEA, SE Emcore) para los tres lotes de las celdas ensambladas para los paneles solares del SAC-D. Cada color y símbolo corresponde a una tanda de medición. Como referencia, se incluyeron los cuantiles de probabilidad 0,99 (verde), 0,999 (azul) y 0,9999 (fucsia) de la distribución  $\chi^2$  con 4 grados de libertad.

Tabla 3.13: Cantidad total de celdas CICs para cada lote, cantidad de celdas anómalas y de celdas degradadas.

|                      | Total | CICs anómalas | CICs degradadas |
|----------------------|-------|---------------|-----------------|
| 1 <sup>er</sup> lote | 1912  | 48            | 27              |
| 2 <sup>o</sup> lote  | 497   | 21            | 21              |
| 3 <sup>er</sup> lote | 577   | 4             | 2               |



En la Figura 3.13, las celdas anómalas se distinguen claramente pero no se tiene información acerca de mejoras o degradación; la DRP provee esa información. La Tabla 3.13 muestra que en el segundo lote todas las celdas anómalas corresponden a celdas que sufrieron degradación en su característica eléctrica, mientras que en el primero y tercer lote, aproximadamente la mitad de las celdas mejoraron la misma.

### 3.5 Conclusiones

Los paneles solares de vuelo del satélite SAC-D están formados por celdas solares SE provistas por Emcore Corp. y ensambladas en celdas CICs en el DES. Cada una de estas CICs fue medida y eléctricamente caracterizada.

Con el objeto de realizar el seguimiento del proceso de ensamble, se realizaron dos análisis estadísticos sobre las Diferencias Relativas Porcentuales (DRP) de los parámetros obtenidos de la caracterización: el primero, univariado con especial énfasis sobre FF; el segundo, multivariado sobre  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$ ,  $V_{pmp}$  e  $I_{pmp}$ .

Se definieron 3 lotes de medición, compuestos por 1912, 577 y 497 celdas. Los resultados de ambos análisis son consistentes y muestran una degradación de las características eléctricas en el segundo lote y una mejora en el tercero. Cabe mencionar que, si bien el análisis univariado demostró ser suficiente para realizar el monitoreo del proceso de ensamble, el análisis multivariado (implementado usando el proyecto R) es más amigable debido a sus resultados gráficos de más fácil visualización y a la posibilidad de identificar las celdas anómalas rápidamente, pero que a su vez debe ser completado mediante el análisis de la variación de las características eléctricas para determinar si la anomalía proviene de degradación o de mejora.

El análisis estadístico comparativo llevado a cabo sobre las celdas ensambladas para el SAC-D permitió:

- determinar que el proceso de medición de las curvas I-V utilizado en la CNEA es repetitivo, confiable y compatible con el de Emcore;

- notar el alto grado de homogeneidad de los parámetros eléctricos de las celdas antes y después del ensamble;
- analizar la influencia de la limpieza de la base sobre los resultados de las mediciones;
- analizar la influencia de la resistencia serie entre la parte posterior de la celda y la base durante la medición;
- evaluar el proceso de ensamble.

Luego del proceso de ensamble,  $V_{ca}$  se mantuvo prácticamente invariante, mientras que  $I_{cc}$  aumentó en una tasa consistente con el agregado del vidrio protector con función antireflectante. También se observó una disminución promedio de 2,7% en FF en las primeras celdas ensambladas cuando aún el proceso no estaba optimizado, aunque en este caso teniendo en cuenta las probables diferencias entre los dos métodos de medición, esta cantidad puede ser aún mayor. Por lo tanto, la disminución observada en FF debe ser considerada como una cota inferior del valor real. El análisis realizado sobre FF mostró una combinación de dos efectos: una degradación de la característica eléctrica de las celdas debido al proceso de ensamble y un problema asociado con la limpieza de la base de medición. Se realizó un experimento específico para evaluar la resistencia serie entre la celda y la base de medición; con una adecuada limpieza de la base, la influencia de esta resistencia es despreciable.

## Referencias

- [1] TS-Space Systems, <http://www.ts-space.co.uk>
- [2] Comunicación privada de Emcore Corp.
- [3] M.P. Wand, Data –based choice of histogram bin width. The American Statistician, Vol. 51, No 1, p. 59, 1997.
- [4] Electronic Statistics Textbook, <http://www.statsoft.com/Textbook/about-textbook>, StatSoft, Inc. ,Tulsa, OK: StatSoft, <http://www.statsoft.com/textbook/>, (2013).
- [5] R. Crosier, "Multivariate Generalizations of Cumulative Sum Quality- Control Schemes, Technometrics,30 (3), p. 291-303, 1988.

- [6] G.A.F. Seber, "Multivariate observations", John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 2004.
- [7] Development Core Team. R: A language and environment for statistical computing. R Foundation for Statistical Computing, Vienna, Austria. ISBN 3-900051-07-0, <http://www.R-project.org/>, 2012.



## Capítulo 4

# Simulación del funcionamiento de los Modelos de Ingeniería, Calificación y Vuelo de los paneles solares del satélite SAC-D

Se diseñaron, fabricaron, caracterizaron y ensayaron un Modelo de Ingeniería y uno de Calificación [1]-[2] a fin de calificar los componentes. En ambos casos, se realizó la simulación de los modelos con el objeto de determinar los valores de los parámetros eléctricos estimados de cada modelo y compararlos con las mediciones.

Posteriormente, se clasificaron las celdas destinadas al Modelo de Vuelo para determinar la composición de cada subcadena y de cada uno de sus módulos. Se procedió a la simulación del funcionamiento de los módulos y del Modelo de Vuelo. Se compararon los resultados de esta simulación con los de los diseños anteriores y con las mediciones eléctricas en condiciones no estándares de los módulos. A partir de las simulaciones, se estimó la potencia generada de dicho modelo en EOL luego de 5 años de misión, para el caso frío, en los conectores.

### 4.1 Modelos de Ingeniería y Calificación

Se diseñaron, fabricaron, caracterizaron y ensayaron dos modelos, uno de Ingeniería y otro de Calificación, utilizando celdas solares ATJ provistas por Emcore. El primero de ellos, el Modelo de Ingeniería #3 (EM#3), de 900 mm × 570 mm, está compuesto por 6 cadenas de 18 celdas solares interconectadas en serie. Por su parte, el Modelo de Calificación (*Engineering Qualification Model*, EQM) tiene las dimensiones de uno de los paneles del Modelo de Vuelo (*Flight Model*, FM), 2338 mm × 2154 mm, pero sin la totalidad de las celdas

solares. Posee nuevamente 18 celdas por cadena, con el área completa cubierta por aproximadamente el 15 % de celdas solares ATJ no aptas para vuelo (11 cadenas), 5% de celdas solares de vuelo (4 cadenas) y cadenas miméticas para simular la masa de las celdas solares faltantes [3]. Las cadenas del EQM se conectaron formando módulos de una, dos y tres cadenas en paralelo. Cabe acotar que las celdas ATJ no aptas para vuelo son de la misma tecnología y geometría que las celdas de vuelo, pero que no pasan el control de calidad en cuanto a sus características eléctricas y/o visuales.

La simulación eléctrica de los modelos EM#3 y EQM se realizó utilizando como datos de entrada las características eléctricas de corriente vs. tensión (I-V) de las celdas que conforman los paneles, previamente medidas. Se incluyó en la simulación la resistencia eléctrica asociada al cableado y el diodo de bloqueo conectado en serie con cada cadena. Para el panel EM#3, se consideró una resistencia serie media para todas las cadenas ( $0,048 \Omega$ ), mientras que para el EQM se realizó una estimación realista de las resistencias serie, tanto de las cadenas cuanto de los módulos, teniendo en cuenta las longitudes de los cables correspondientes.

Los resultados obtenidos para las cadenas individuales y para la conexión en paralelo de las 6 cadenas del EM#3, así como los de los módulos del EQM se muestran en las Tablas 4.1 y 4.2, respectivamente.

Se realizó el ensayo eléctrico funcional de cada cadena del modelo EM#3 y de cada módulo del EQM 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  $V_{ca}$  e  $I_{cc}$ . En el panel solar EM#3 se realizó una medición eléctrica adicional de las 6 cadenas conectadas en paralelo. La Fig. 4.1 muestra los resultados de la simulación y de la medición para 1 cadena (a) y para las 6 cadenas en paralelo (b), para el modelo EM#3. La Fig. 4.2 muestra, por su parte, la simulación y el ensayo eléctrico de 3 módulos del EQM: módulo 20 compuesto por 1 cadena, módulo 14 con 2 cadenas en paralelo y módulo 18 con 3 cadenas.

Tabla 4.1: Parámetros eléctricos obtenidos por simulación para las 6 cadenas del modelo EM#3 y para estas cadenas conectadas en paralelo.

| Cadena | $V_{ca}$<br>[V] | $I_{cc}$<br>[A] | $P_{pmp}$<br>[W] | $V_{pmp}$<br>[V] | $I_{pmp}$<br>[A] | FF    |
|--------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|------------------|-------|
| 1      | 46,2            | 0,485           | 18,5             | 40,6             | 0,456            | 0,825 |
| 2      | 46,7            | 0,483           | 18,6             | 40,8             | 0,456            | 0,826 |
| 3      | 46,7            | 0,480           | 18,7             | 41,1             | 0,455            | 0,832 |
| 4      | 46,2            | 0,483           | 18,3             | 40,5             | 0,451            | 0,819 |
| 5      | 46,3            | 0,484           | 18,1             | 40,4             | 0,447            | 0,807 |
| 6      | 46,4            | 0,482           | 17,7             | 40,3             | 0,438            | 0,789 |
| EM#3   | 46,2            | 2,897           | 109,7            | 40,6             | 2,701            | 0,820 |

Tabla 4.2: Parámetros eléctricos obtenidos por simulación para los 8 módulos del modelo EQM.

| # módulo | # cadenas | $V_{ca}$<br>[V] | $I_{cc}$<br>[A] | $P_{pmp}$<br>[W] | $V_{pmp}$<br>[V] | $I_{pmp}$<br>[A] | FF    |
|----------|-----------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|------------------|-------|
| 13       | 2         | 45,9            | 0,951           | 34,1             | 39,4             | 0,866            | 0,781 |
| 14       | 2         | 44,2            | 0,946           | 34,1             | 38,9             | 0,875            | 0,810 |
| 18       | 3         | 44,5            | 1,418           | 49,8             | 38,3             | 1,302            | 0,790 |
| 19       | 3         | 44,6            | 1,424           | 49,5             | 37,7             | 1,312            | 0,780 |
| 20       | 1         | 44,1            | 0,472           | 16,0             | 37,6             | 0,424            | 0,767 |
| 22       | 2         | 45,0            | 0,950           | 31,1             | 37,9             | 0,822            | 0,730 |
| 23       | 1         | 44,9            | 0,475           | 15,1             | 38,3             | 0,395            | 0,710 |
| 24       | 1         | 45,6            | 0,478           | 14,4             | 39,5             | 0,365            | 0,662 |



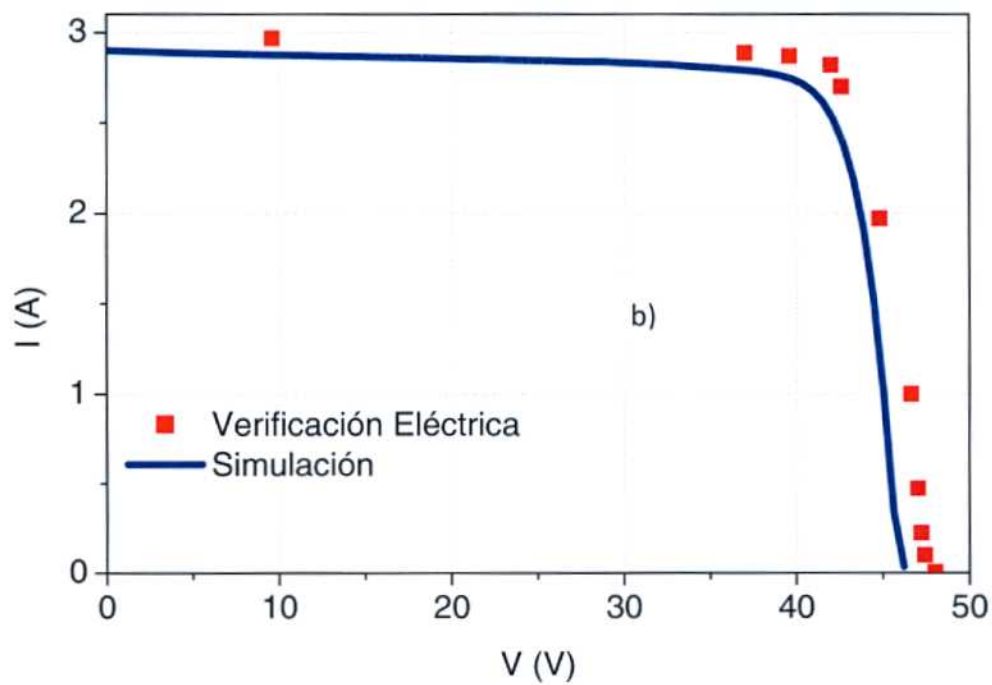
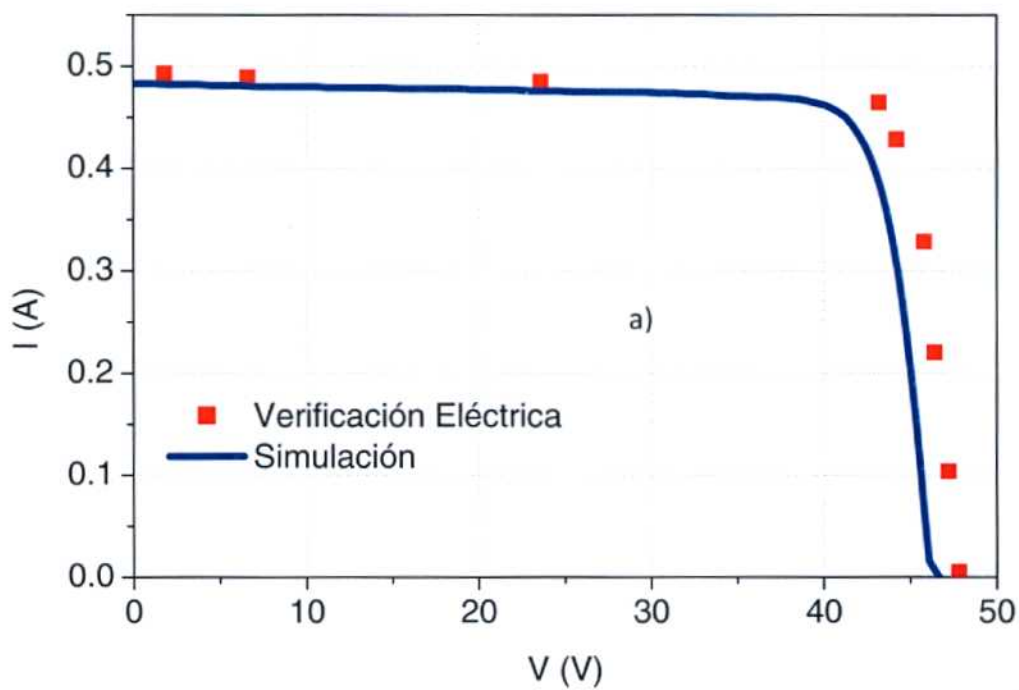


Figura 4.1: Ensayo eléctrico y simulación del modelo EM#3. a) Cadena #2. b) Las 6 cadenas interconectadas en paralelo.

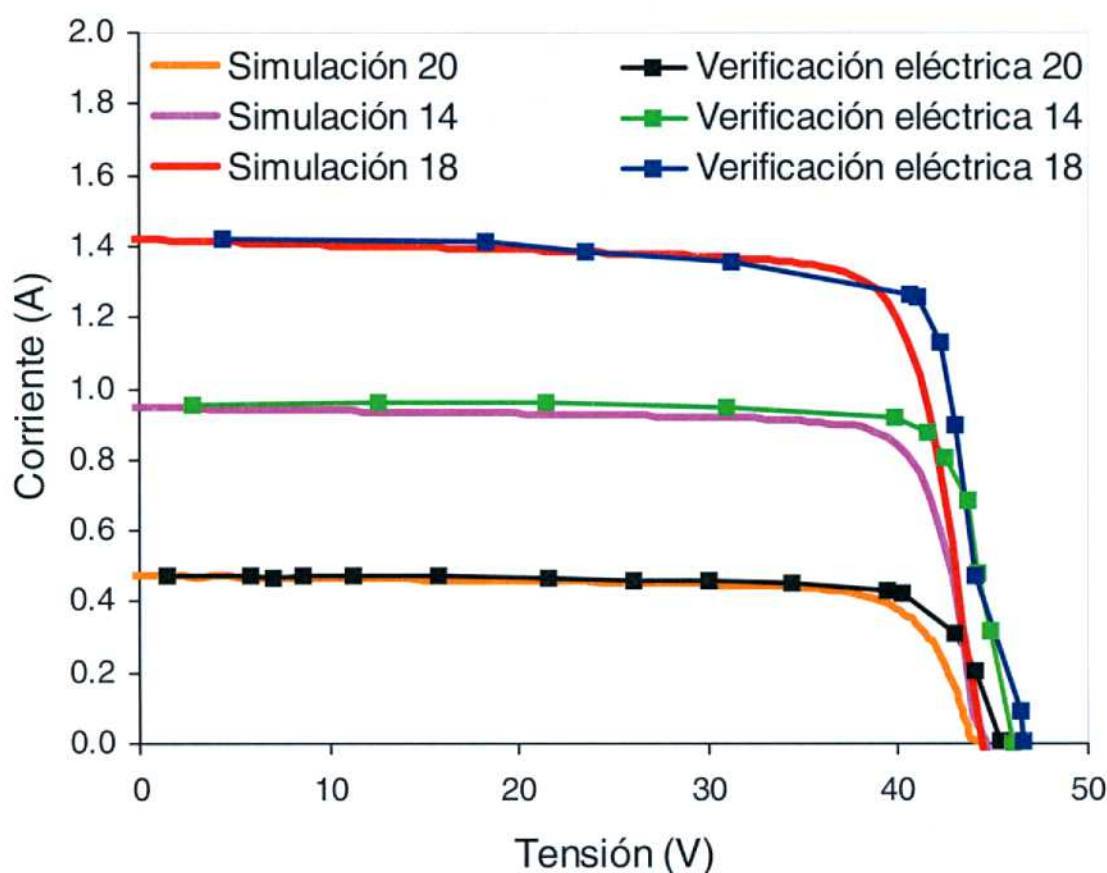


Figura 4.2. Ensayo eléctrico funcional y simulación de los módulos 20 (1 cadena), 14 (2 cadenas) y 18 (3 cadenas) del EQM.

Las diferencias encontradas entre la simulación y la medición eléctrica seguramente están asociadas a que las condiciones experimentales no corresponden a condiciones estándar [4] y a la no homogeneidad espacial de la iluminación con flash. La simulación teórica fue realizada utilizando las curvas I-V de cada celda solar medidas en condiciones estándar (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 del 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.

## 4.2 Modelo de Vuelo

### 4.2.1. Clasificación de las celdas

Como se ha visto en el Capítulo 2, para obtener una mayor potencia en los paneles es necesario clasificar las celdas antes de proceder a la integración de las cadenas. El criterio utilizado, de acuerdo con los resultados obtenidos en dicho capítulo, consideró los valores de la corriente de cortocircuito y la corriente en el punto de trabajo, punto muy cercano al de máxima potencia, para cada celda.

### 4.2.2. Tensión del punto de trabajo para una celda en BOL y a 28 °C

Teniendo en cuenta la tensión de trabajo esperada en EOL y para el caso frío (eclipses de máxima duración  $\Rightarrow$  mínima generación de potencia) la tensión de trabajo para una celda en BOL y a 28 °C fue estimada usando los siguientes datos:

- Temperatura del caso crítico (Junio, eclipses de máxima duración): 53°C.
- Valor medio del estado de carga de la batería (EdC) en junio: 90% (dato provisto por la CONAE).
- Curva de carga de una celda de batería (provista por la CONAE).
- Batería, compuesta por 8 celdas conectadas en serie.
- $V_{ca}(28^{\circ}C) = 2,616 \text{ V}$ .
- $V_{ca}(53^{\circ}C) = 2,38 \text{ V}$ .
- Datos complementarios presentados en la Tabla 4.3.

En la Tabla 4.4 se presentan los valores de los parámetros calculados para la estimación de la tensión de trabajo.  $V_{W,BOL}$  es la tensión de trabajo de una celda solar en BOL y a 28°C;  $V_{W,EOL}$  es la tensión de trabajo de una celda solar en EOL y a 53°C;  $V_{CeldaB}$ , la tensión de una celda de batería;  $V_{Bat}$ , la de la batería en los bornes ;  $V_{Panel}$ , la del panel solar en los conectores ;  $V_{cadena}$ , la de la cadena.



Tabla 4.3: Datos complementarios (EOL, 53°C) necesarios para la estimación de la tensión de una celda solar en BOL y a 28°C.

| EOL 5 años de misión                                  |               |
|-------------------------------------------------------|---------------|
| Estado de Carga                                       | 90%           |
| Corriente del módulo en el punto de máxima potencia   | 2,644 A       |
| Resistencia serie entre módulo y batería              | 0,37 $\Omega$ |
| Caída de tensión en módulo por diodo de bloqueo       | 0,53 V        |
| Corriente de la cadena en el punto de máxima potencia | 0,441 A       |
| Resistencia serie de la cadena                        | 0,32 $\Omega$ |
| Caída de tensión en cadena por diodo de bloqueo       | 0,73 V        |

Tabla 4.4: Estimación de la tensión del punto de trabajo  $V_w$  en BOL y a 28°C.

| Temp. Oper. | EdC | $V_{CeldaB}$ | $V_{Bat}$ | $V_{PanelCon}$ | $V_{cadena}$ | $V_{W,EOL}$<br>53°C | $V_{ca(28^{\circ}C)}/V_{ca(53^{\circ}C)}$ | $V_{W,BOL}$<br>28°C |
|-------------|-----|--------------|-----------|----------------|--------------|---------------------|-------------------------------------------|---------------------|
| [°C]        | [%] | [V]          | [V]       | [V]            | [V]          | [V]                 |                                           | [V]                 |
| 53°C        | 90% | 4,12         | 32,96     | 34,50          | 35,34        | 1,963               | 1,12                                      | 2,197               |

**4.2.3. Definición de la clases según  $I_{cc}$**

Se definieron dos clases, A y B, asociadas con la corriente de corto circuito,  $I_{cc}$ :

- A:  $0.477\text{ A} < I_{cc} \leq 0.491\text{ A}$
- B:  $0.465\text{ A} < I_{cc} \leq 0.477\text{ A}$

**4.2.4. Definición de las subclases según  $I_w$**

Para cada una de las clases definidas en la sección anterior, se definieron tres subclases (A1, A2, A3 y B1, B2, B3, respectivamente) asociadas con la corriente  $I_w$  en el punto de trabajo ( $V_w = 2,197\text{ V}$ ):

- A1:  $0,460\text{ A} < I_w \leq 0,487\text{ A}$
- A2:  $0,445\text{ A} < I_w \leq 0,460\text{ A}$
- A3:  $0,409\text{ A} < I_w \leq 0,445\text{ A}$
  
- B1:  $0,458\text{ A} < I_w \leq 0,479\text{ A}$
- B2:  $0,443\text{ A} < I_w \leq 0,458\text{ A}$
- B3:  $0,392\text{ A} < I_w \leq 0,443\text{ A}$

Los promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de cada subclase se presentan en las Tablas 4.5 a 4.10.

Tabla 4.5: Cantidad de celdas, promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de la subclase A1.

| A1<br>(995 celdas)     | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | P <sub>pmp</sub><br>[W] | V <sub>pmp</sub><br>[V] | I <sub>pmp</sub><br>[A] | FF    | I <sub>w</sub><br>[A] |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------|-----------------------|
| Promedio               | 2,612                  | 0,480                  | 1,021                   | 2,213                   | 0,462                   | 0,814 | 0,464                 |
| Desviación<br>estándar | 0,015                  | 0,002                  | 0,007                   | 0,019                   | 0,003                   | 0,007 | 0,003                 |
|                        | 0,58%                  | 0,41%                  | 0,72%                   | 0,85%                   | 0,74%                   | 0,88% | 0,56%                 |
| Mínimo                 | 2,562                  | 0,478                  | 1,005                   | 2,118                   | 0,452                   | 0,789 | 0,461                 |
| Máximo                 | 2,644                  | 0,491                  | 1,065                   | 2,271                   | 0,492                   | 0,852 | 0,474                 |

Tabla 4.6: Cantidad de celdas, promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de la subclase A2.

| A2<br>(637 celdas)     | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | P <sub>pmp</sub><br>[W] | V <sub>pmp</sub><br>[V] | I <sub>pmp</sub><br>[A] | FF    | I <sub>w</sub><br>[A] |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------|-----------------------|
| Promedio               | 2,604                  | 0,480                  | 1,005                   | 2,195                   | 0,458                   | 0,804 | 0,456                 |
| Desviación<br>estándar | 0,021                  | 0,002                  | 0,008                   | 0,025                   | 0,005                   | 0,009 | 0,003                 |
|                        | 0,81%                  | 0,39%                  | 0,78%                   | 1,12%                   | 1,10%                   | 1,10% | 0,73%                 |
| Mínimo                 | 2,535                  | 0,478                  | 0,979                   | 2,056                   | 0,443                   | 0,776 | 0,446                 |
| Máximo                 | 2,643                  | 0,487                  | 1,040                   | 2,270                   | 0,506                   | 0,847 | 0,460                 |



Tabla 4.7: Cantidad de celdas, promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de la subclase A3.

| A3<br>(40 celdas)      | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | P <sub>pmp</sub><br>[W] | V <sub>pmp</sub><br>[V] | I <sub>pmp</sub><br>[A] | FF    | I <sub>w</sub><br>[A] |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------|-----------------------|
| Promedio               | 2,603                  | 0,480                  | 0,973                   | 2,159                   | 0,451                   | 0,778 | 0,438                 |
| Desviación<br>estándar | 0,018                  | 0,002                  | 0,017                   | 0,044                   | 0,011                   | 0,014 | 0,009                 |
|                        | 0,70%                  | 0,41%                  | 1,71%                   | 2,04%                   | 2,47%                   | 1,80% | 2,17%                 |
| Mínimo                 | 2,557                  | 0,478                  | 0,909                   | 2,076                   | 0,421                   | 0,733 | 0,409                 |
| Máximo                 | 2,638                  | 0,485                  | 0,989                   | 2,243                   | 0,464                   | 0,804 | 0,445                 |

Tabla 4.8: Cantidad de celdas, promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de la subclase B1.

| B1<br>(766 celdas)     | V <sub>ca</sub><br>[V] | I <sub>cc</sub><br>[A] | P <sub>pmp</sub><br>[W] | V <sub>pmp</sub><br>[V] | I <sub>pmp</sub><br>[A] | FF    | I <sub>w</sub><br>[A] |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------|-----------------------|
| Promedio               | 2,610                  | 0,475                  | 1,018                   | 2,219                   | 0,459                   | 0,821 | 0,462                 |
| Desviación<br>estándar | 0,015                  | 0,002                  | 0,009                   | 0,019                   | 0,004                   | 0,008 | 0,003                 |
|                        | 0,59%                  | 0,42%                  | 0,90%                   | 0,84%                   | 0,89%                   | 0,98% | 0,55%                 |
| Mínimo                 | 2,543                  | 0,465                  | 0,879                   | 2,173                   | 0,393                   | 0,713 | 0,459                 |
| Máximo                 | 2,644                  | 0,477                  | 1,044                   | 2,280                   | 0,469                   | 0,841 | 0,471                 |

Tabla 4.9: Cantidad de celdas, promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de la subclase B2.

| <b>B2<br/>(514 celdas)</b> | <b>V<sub>ca</sub><br/>[V]</b> | <b>I<sub>cc</sub><br/>[A]</b> | <b>P<sub>pmp</sub><br/>[W]</b> | <b>V<sub>pmp</sub><br/>[V]</b> | <b>I<sub>pmp</sub><br/>[A]</b> | <b>FF</b>      | <b>I<sub>w</sub><br/>[A]</b> |
|----------------------------|-------------------------------|-------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|----------------|------------------------------|
| Promedio                   | 2,599                         | 0,475                         | 1,001                          | 2,200                          | 0,455                          | 0,812          | 0,454                        |
| Desviación<br>estándar     | 0,021<br>0,80%                | 0,002<br>0,50%                | 0,014<br>1,35%                 | 0,025<br>1,14%                 | 0,007<br>1,50%                 | 0,012<br>1,53% | 0,004<br>0,79%               |
| Mínimo                     | 2,526                         | 0,466                         | 0,767                          | 2,140                          | 0,344                          | 0,638          | 0,444                        |
| Máximo                     | 2,646                         | 0,477                         | 1,034                          | 2,290                          | 0,471                          | 0,856          | 0,458                        |

Tabla 4.10: Cantidad de celdas, promedios, desviaciones estándar, mínimos y máximos de las características eléctricas de las celdas de la subclase B3.

| <b>B3<br/>(31 celdas)</b> | <b>V<sub>ca</sub><br/>[V]</b> | <b>I<sub>cc</sub><br/>[A]</b> | <b>P<sub>pmp</sub><br/>[W]</b> | <b>V<sub>pmp</sub><br/>[V]</b> | <b>I<sub>pmp</sub><br/>[A]</b> | <b>FF</b>      | <b>I<sub>w</sub><br/>[A]</b> |
|---------------------------|-------------------------------|-------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|--------------------------------|----------------|------------------------------|
| Promedio                  | 2,598                         | 0,475                         | 0,965                          | 2,166                          | 0,446                          | 0,782          | 0,435                        |
| Desviación<br>estándar    | 0,026<br>0,00%                | 0,002<br>0,37%                | 0,033<br>3,38%                 | 0,038<br>1,75%                 | 0,017<br>3,93%                 | 0,025<br>3,14% | 0,014<br>3,27%               |
| Mínimo                    | 2,527                         | 0,471                         | 0,861                          | 2,105                          | 0,396                          | 0,702          | 0,392                        |
| Máximo                    | 2,634                         | 0,477                         | 0,998                          | 2,237                          | 0,462                          | 0,817          | 0,443                        |

Las subcadenas (6 celdas en serie) fueron integradas utilizando, para cada una de ellas, celdas pertenecientes a la misma subclase.

#### 4.2.5. Simulación del Modelo de Vuelo en BOL y condiciones normalizadas

La integración de los módulos del Modelo de Vuelo se realizó seleccionando cadenas de tal manera que la corriente de los módulos con igual cantidad de cadenas fuera prácticamente la misma.

La simulación del Modelo de Vuelo fue realizada usando las curvas I-V corregidas de cada celda, las curvas I-V de los diodos de paso y de bloqueo, y la resistencia específica y la longitud real de cada cable de las conexiones de cadenas y módulos, para la estimación de la resistencia serie. En la Tabla 4.11 se presentan las características eléctricas de cada módulo, de cada uno de los paneles y del Modelo de Vuelo en BOL y condiciones normalizadas (28° C, 1366 W/m<sup>2</sup>).

Se realizó una estimación de la potencia media orbital generada por el Modelo de Vuelo, en EOL luego de 5 años de misión, para el caso frío (junio, eclipse de duración máxima, temperatura de operación de 53 °C) teniendo en cuenta los siguientes factores y coeficientes (ver Tabla 4.12) [5]:

- incertidumbre del 2% en las corrientes;
- variación de los parámetros eléctricos debido a la temperatura de operación;
- degradación de los parámetros eléctricos debido al daño por radiación;
- degradación de los parámetros eléctricos debido a radiación UV, residuos y micrometeoritos, y contaminación;
- variación de la distancia Tierra-Sol con respecto al valor medio;
- ángulo de incidencia de la radiación solar (31.4°);
- proporción orbital de iluminación debido a la presencia de eclipses.



Tabla 4.11: Parámetros eléctricos de los módulos y del Modelo de Vuelo en BOL con incidencia normal de la radiación.

| Módulo                 | 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] | FF           |
|------------------------|------------------------|------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|--------------|
| 1                      | 46,9                   | 2,90                   | 39,0                    | 2,72                    | 106,2                   | 0,781        |
| 2                      | 47,1                   | 2,92                   | 39,5                    | 2,74                    | 108,5                   | 0,789        |
| 3                      | 46,9                   | 2,91                   | 39,0                    | 2,74                    | 106,8                   | 0,784        |
| 4                      | 46,9                   | 2,91                   | 38,8                    | 2,73                    | 106,2                   | 0,780        |
| 5                      | 46,8                   | 2,91                   | 38,9                    | 2,73                    | 106,4                   | 0,782        |
| 6                      | 46,9                   | 3,38                   | 39,2                    | 3,19                    | 125,0                   | 0,788        |
| 7                      | 46,9                   | 2,90                   | 38,9                    | 2,73                    | 106,3                   | 0,783        |
| 8                      | 46,7                   | 2,91                   | 39,0                    | 2,73                    | 106,5                   | 0,784        |
| 9                      | 46,9                   | 2,92                   | 39,5                    | 2,74                    | 108,2                   | 0,792        |
| 10                     | 46,8                   | 2,91                   | 38,8                    | 2,73                    | 106,0                   | 0,780        |
| 11                     | 47,0                   | 2,91                   | 39,1                    | 2,74                    | 107,4                   | 0,786        |
| 12                     | 47,0                   | 2,92                   | 39,6                    | 2,74                    | 108,7                   | 0,792        |
| <b>Panel +X</b>        | <b>46,8</b>            | <b>35,4</b>            | <b>39,1</b>             | <b>33,3</b>             | <b>1300</b>             | <b>0,786</b> |
| 13                     | 46,6                   | 2,87                   | 39,0                    | 2,71                    | 105,5                   | 0,789        |
| 14                     | 46,5                   | 2,89                   | 38,9                    | 2,71                    | 105,3                   | 0,784        |
| 15                     | 46,7                   | 2,91                   | 39,0                    | 2,73                    | 106,4                   | 0,785        |
| 16                     | 46,4                   | 2,91                   | 38,7                    | 2,72                    | 105,4                   | 0,780        |
| 17                     | 46,7                   | 2,88                   | 39,1                    | 2,72                    | 106,4                   | 0,792        |
| 18                     | 46,5                   | 2,90                   | 39,1                    | 2,72                    | 106,3                   | 0,788        |
| 19                     | 46,8                   | 2,41                   | 39,3                    | 2,27                    | 89,3                    | 0,793        |
| 20                     | 46,4                   | 2,43                   | 39,0                    | 2,28                    | 88,8                    | 0,789        |
| 21                     | 46,7                   | 2,89                   | 39,1                    | 2,73                    | 106,5                   | 0,790        |
| 22                     | 46,7                   | 2,90                   | 38,9                    | 2,72                    | 105,6                   | 0,779        |
| 23                     | 46,6                   | 2,92                   | 39,0                    | 2,73                    | 106,3                   | 0,783        |
| 24                     | 46,6                   | 2,89                   | 39,2                    | 2,72                    | 106,5                   | 0,791        |
| <b>Panel -X</b>        | <b>46,5</b>            | <b>33,8</b>            | <b>39,0</b>             | <b>31,7</b>             | <b>1237</b>             | <b>0,788</b> |
| <b>Modelo de Vuelo</b> | <b>46,6</b>            | <b>69,2</b>            | <b>39,0</b>             | <b>65,0</b>             | <b>2537</b>             | <b>0,788</b> |

Tabla 4.12: Factores y coeficientes utilizados para la estimación de los parámetros eléctricos de los módulos y del Modelo de Vuelo en EOL para el caso frío.

|                                            | $V_{oc}$       | $I_{sc}$       | $V_{pmp}$      | $I_{pmp}$      | $P_{pmp}$ |
|--------------------------------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|-----------|
| Test de incertidumbre                      | 1,000          | 0,980          | 1,000          | 0,980          |           |
| Variación por temperatura                  | -5,49<br>mV/°C | 0,290<br>mA/°C | -5,70<br>mV/°C | 0,226<br>mA/°C |           |
| Degradación por daño por radiación         | 0,951          | 1,000          | 0,954          | 0,994          |           |
| UV                                         | 1,000          | 0,985          | 1,000          | 0,985          |           |
| Residuos y micrometeoritos                 | 1,000          | 0,995          | 1,000          | 0,995          |           |
| Contaminación                              | 1,000          | 0,990          | 1,000          | 0,990          |           |
| Variación de la distancia Tierra-Sol       |                |                |                |                | 0,9714    |
| Ángulo de incidencia de la radiación solar |                |                |                |                | 0,8536    |
| Proporción orbital de iluminación          |                |                |                |                | 0,7959    |

En la Tabla 4.13 se presenta el resultado de la estimación de las características eléctricas del Modelo de Vuelo, medidas en los conectores de los paneles solares, para 2 puntos de trabajo: (i) el de máxima potencia y (ii) el correspondiente a una tensión de trabajo de 34,5 V en los conectores (correspondiente a una tensión de 32,96 V en los bornes de la batería.

Tabla 4.13: Estimación de la potencia media orbital generada por el Modelo de Vuelo en los conectores, en EOL luego de 5 años de misión, para el caso frío, en el punto de máxima potencia y en el punto de trabajo  $V_W = 34.5 \text{ V}$ .

| EOL, 5 años,<br>caso frío, en<br>conectores | $V_{ca}$<br><br>[V] | $I_{cc}$<br><br>[A] | $V_{pmp}$<br><br>[V] | $I_{pmp}$<br><br>[A] | $P_{pmp}$<br><br>[W] | $I_w$<br><br>[A] | $P_w$<br><br>[W] |
|---------------------------------------------|---------------------|---------------------|----------------------|----------------------|----------------------|------------------|------------------|
| Panel +X                                    | 42,0                | 34,0                | 34,8                 | 31,6                 | 726                  | 31,8             | 725              |
| Panel -X                                    | 41,7                | 32,5                | 34,6                 | 30,2                 | 690                  | 30,3             | 690              |
| Modelo de<br>Vuelo                          | 41,8                | 66,5                | 34,7                 | 61,9                 | 1416                 | 62,1             | 1415             |

El requerimiento de potencia (AS-223-0101, 2007) indica que, al cabo de 5 años, el Modelo de Vuelo debe proveer 1320 W en promedio sobre cada órbita, considerando que no hay fallas de módulos ni de celdas de batería. 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:

$$P_W = I_W * V_{Wbornes} * F = 1350 \text{ W} \tag{4.1}$$

donde  $V_{Wbornes}$  es la tensión de trabajo en los bornes de la batería (32.96 V) y  $F$  corresponde al resultado de la multiplicación de todos los factores de corrección de la Tabla 4.12 que afectan la potencia.

#### 4.2.6. Comparación de los resultados y verificación

Los resultados obtenidos para la potencia del Modelo de Vuelo mediante la estimación preliminar son levemente menores (diferencia < 4%) que los obtenidos mediante la simulación, tanto para BOL cuanto para EOL (53°C, 5 años de misión), indicando un buen acuerdo entre ambos métodos. Parte de esta diferencia está asociada al hecho de que en la



estimación preliminar se sobreestimó la longitud de los cables y, en consecuencia, de la resistencia serie de cadenas y módulos.

Al finalizar la integración del Modelo de Vuelo, 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  $V_{ca}$  e  $I_{cc}$ . A modo de ejemplo, la Figura 4.3 muestra la comparación de las curvas I-V obtenidas por simulación, por simulación corregida por temperatura y mediante la medición eléctrica.

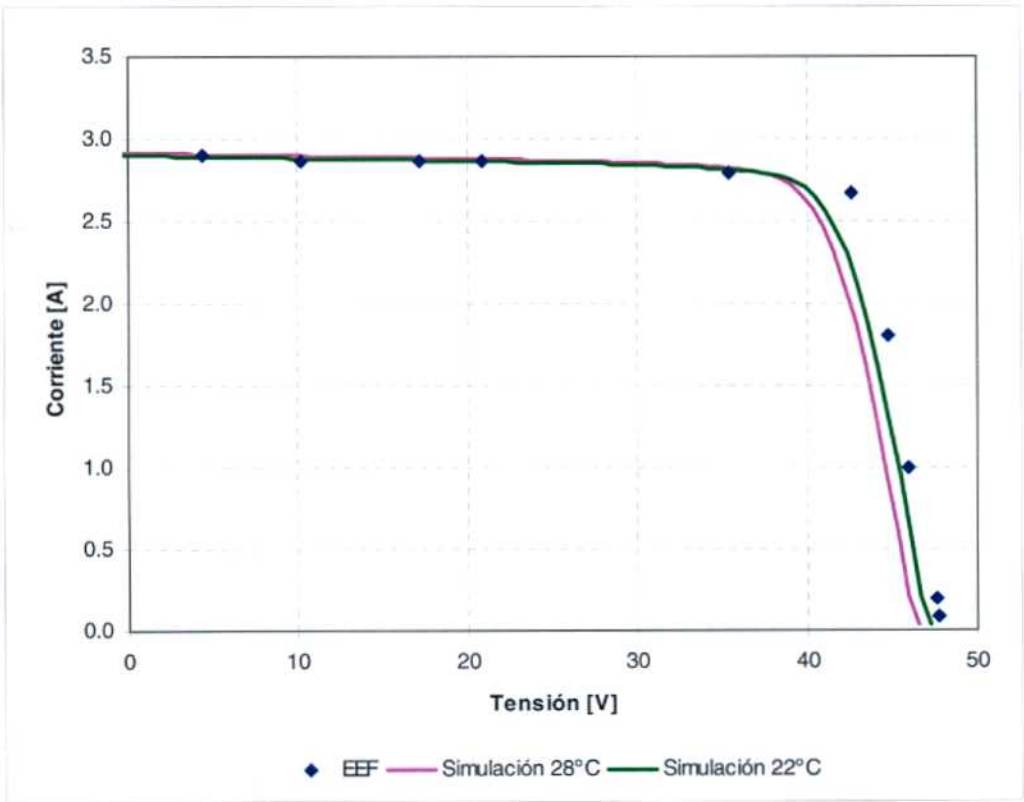


Figura 4.3: Curvas I-V de la simulación de un módulo del Modelo de Vuelo, de la simulación corregida por temperatura y del ensayo eléctrico funcional (EEF).

Al igual que para los Modelos de Ingeniería y de Calificación, las diferencias encontradas entre la simulación y la medición eléctrica seguramente están asociadas a que

las condiciones experimentales de iluminación en la EEF no corresponden a condiciones estándar.

## 4.3 Conclusiones

Se diseñaron, fabricaron, caracterizaron y ensayaron los Modelos de Ingeniería y de Calificación para la calificación de componentes y procesos. Durante la etapa de diseño, se realizó la simulación de ambos modelos utilizando las curvas I-V medidas y corregidas de las celdas con las cuales fueron integrados, teniendo en cuenta la resistencia serie del cableado y los diodos de bloqueo. Se compararon las simulaciones con los resultados de los ensayos eléctricos funcional, hallándose diferencias relativamente pequeñas debidas probablemente a la diferencia de espectro de las lámparas utilizadas en la medición de la celdas y la no homogeneidad de la iluminación con flash del mencionado ensayo.

Previo a la integración del Modelo de Vuelo, se clasificaron las celdas por corriente de cortocircuito y luego por corriente de trabajo, determinando 6 subclases; las cadenas fueron integradas utilizando, para cada una de ellas, celdas pertenecientes a la misma clase y, para la integración de los módulos, se seleccionaron cadenas de tal manera que la corriente resultante fuera prácticamente la misma en aquellos con igual cantidad de cadenas. Se realizó la simulación del Modelo de Vuelo utilizando las curvas I-V medidas y corregidas de las celdas que lo componen, las curvas I-V de los diodos de paso y de bloqueo, la resistencia específica y la longitud real de cada cable de las conexiones de cadenas y módulos para la estimación de la resistencia serie.

Se realizó la estimación de la potencia generada por el Modelo de Vuelo sobre una órbita, en EOL luego de 5 años de misión, para el caso frío (junio, eclipses de máxima duración, 53 °C de temperatura de operación), en los conectores, teniendo en cuenta factores y coeficientes correspondientes al caso frío. El resultado obtenido (1350W) se encuentra por encima del requerimiento de potencia para la misión a fin de vida útil (1320 W).

Los resultados obtenidos mediante el diseño y mediante la simulación difieren menos del 2%. Cabe destacar que el resultado de la simulación debe considerarse como más confiable dado que está basado sobre parámetros medidos luego de realizados los procesos con mayor riesgo de daño sobre el dispositivo (soldadura en la cara frontal y proceso de pegado del vidrio), mientras que la estimación preliminar se realiza a partir de datos provistos por el fabricante.

## Referencias

- [1] M. Alurralde, M. Barrera, C. G. Bolzi, C. J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo , J. C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C. D. Franciulli, E, M. Godfrin, V. Goldbeck, A. Iglesias, M. G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, C. Nigri, S. L. Nigro, F. Palumbo, J. Plá, I. Prario, M. C. Raffo Calderón, S. E. Rodríguez, H. Socolovsky, M. J. L. Tamasi, A. Vertanessian, "Advances in the development of photovoltaics for space applications in Argentina", Proceedings of the 22nd European Photovoltaic Solar Energy Conference, Milan, Italy, p. 687, 2007.
- [2] M. Alurralde, M. Barrera, C. G. Bolzi, C. J. Bruno, . C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, , E, M. Godfrin, V. Goldbeck, A. Iglesias, M. G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, S. L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M. C. Raffo Calderón, S. E. Rodríguez, M. J. L. Tamasi, A. Vertanessian, F. Antonuccio, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, C. D. Franciulli, A. Moglioni, G. Berbeglia, D. Fernández Slezak , "Development of photovoltaic modules for space applications in Argentina", Proceedings of the 20th European Photovoltaic Solar Energy Conference, p. 538, 2005.
- [3] M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C.D. Franciulli, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, L. González, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S. Muñoz, C. Nigri1, S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, C. Rinaldi, S.E. Rodríguez1, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, "Solar array qualification models for Aquarius/SAC-D satellite mission", Proceedings of the 23rd European Photovoltaic Solar Energy Conference, p. 785, 2008.
- [4] H. Sovcolovsky, E. Yacuzzi, J. Plá, "Spectral and dynamical study of III–V triple junction solar cells and the application to multflash I–V measurement", Progress in photovoltaics, research and applications, DOI: 10.1002/pip.2569, 2014.
- [5] Comunicación privada deL Dr. Edward Gaddy, NASA Goddard Space Flight Center.



# Capítulo 5

## Simulación del sistema de potencia

En un esquema simplificado, el sistema de potencia de los satélites SAC-D y SAOCOM está compuesto por los paneles solares, la batería y el regulador (Figura 5.1).

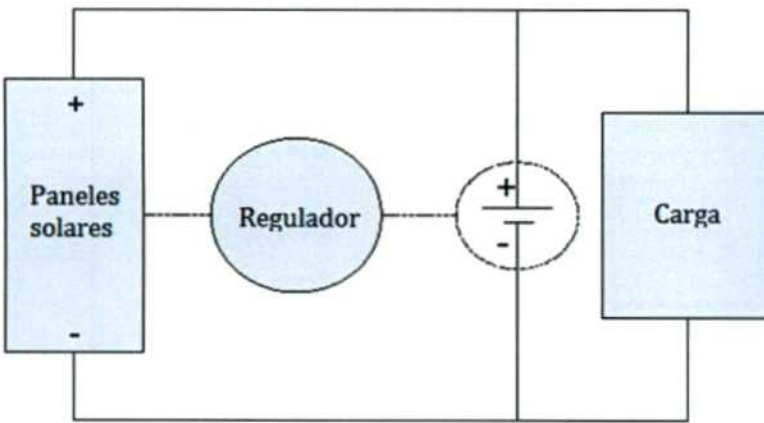


Figura 5.1: Esquema simplificado de un sistema de potencia de un satélite.

La simulación del sistema de potencia es un método muy valioso para diseñar adecuadamente sus componentes, en especial los paneles solares y las baterías, y ha sido utilizado desde hace muchos años [1]. La simulación debe tener en cuenta las características de dichos componentes (paneles solares, batería y regulador), el perfil de consumo del satélite, y características de la misión tales como su vida útil, la órbita y la temperatura de operación de los paneles solares.

Existen varios códigos para este tipo de simulación como por ejemplo SPICE, SCEPTRE, SYSCAP e ICAP, que simulan sistemas complejos a partir de componentes elementales (fuentes de corriente y tensión, baterías, etc.) contenidos en una base de datos

propia [2]-[3]. Estos modelos carecen, en consecuencia, de flexibilidad para el modelado de sistemas específicos, motivo por el cual se decidió desarrollar un código más versátil que permita considerar las características reales de los dispositivos que conforman el sistema de potencia.

## 5.1 El código de simulación del sistema de potencia

El código de simulación del sistema de potencia desarrollado fue escrito en FORTRAN 90, usando un diseño orientado a objetos. Esta característica permite reemplazar componentes del sistema sin alterar el código significativamente. En la Figura 5.2, se muestra el diagrama de flujo del código.

Para cada paso (instante =  $t$ ), el código calcula la intensidad de la radiación solar, la posición del satélite, el ángulo de incidencia de la radiación solar (ver sección 5.1.1.) y genera la curva I-V del panel, teniendo en cuenta la variación de la distancia Tierra-Sol respecto de su valor promedio [4]. Luego, usando el consumo del satélite y el estado de carga de la batería en  $t$ , la subrutina correspondiente al regulador define la cantidad de módulos del panel que deben estar operativos (ver sección 5.1.2.). Finalmente, se calculan la corriente  $I$  provista por el panel y la batería, y el nuevo estado de carga  $q$  en  $(t+\Delta t)$  mediante la expresión (ver sección 1.1.3.)

$$\begin{aligned} q(t + \Delta t) &= q(t) + \int_t^{t+\Delta t} I(t)dt \\ &\cong q(t) + I(t) * \Delta t \end{aligned} \tag{5.1}$$

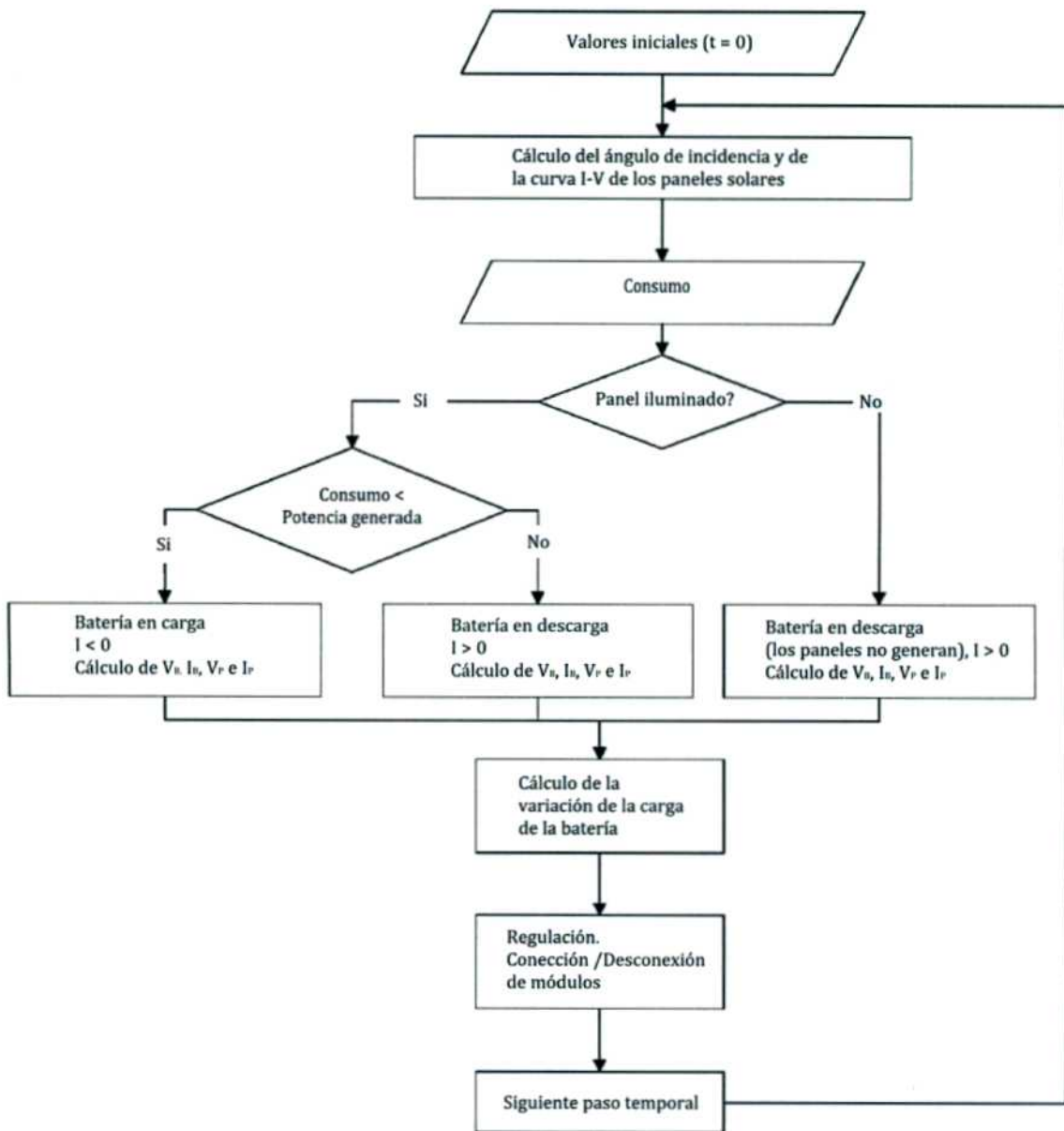


Figura 5.2: Diagrama de flujo del programa de simulación del sistema de potencia. Los subíndices B y P corresponden a la batería y al panel, respectivamente.

### 5.1.1. Cálculo del ángulo de incidencia de la radiación solar

El ángulo de incidencia de la radiación solar depende de las características de la órbita sobre la que se desplaza el satélite y la posición angular (actitud) del satélite respecto de la órbita. Para su cálculo, se definen (Figura 5.3):



- $\varphi$ : ángulo entre la normal al plano de la órbita y la línea que une los centros de la Tierra y del Sol;
- $\alpha$ : ángulo entre la normal a los paneles solares y la normal al plano de la órbita;
- $\Psi$ : ángulo que define la posición del satélite sobre la órbita;
- $\beta$ : ángulo de incidencia de la radiación solar (ángulo entre la radiación solar y la normal al plano de los paneles solares).

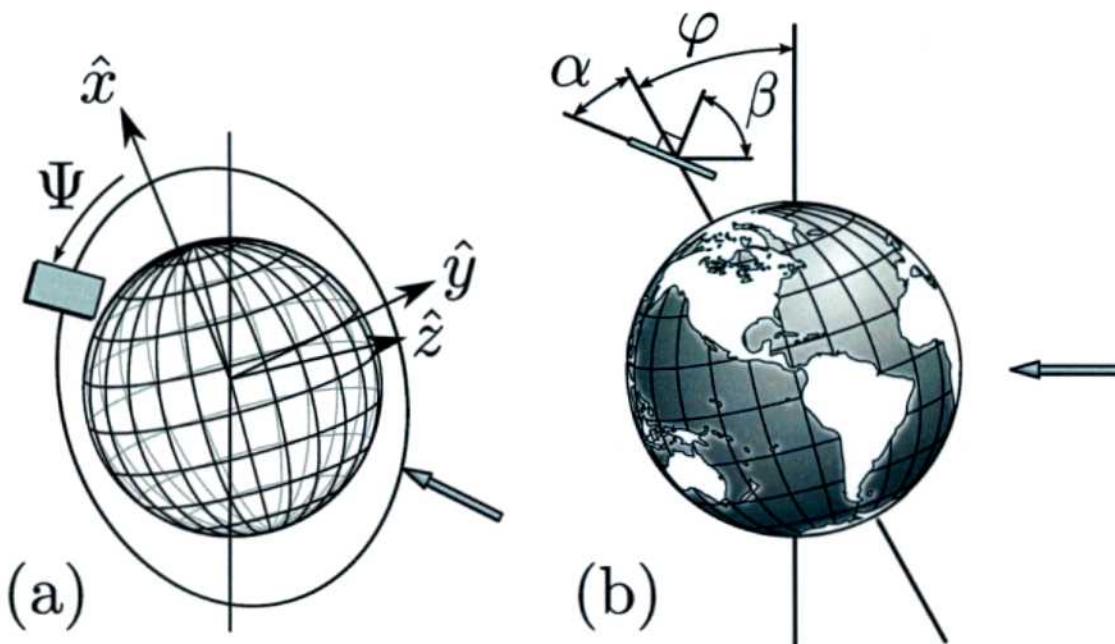


Figura 5.3: Ángulos necesarios para el cálculo del ángulo de incidencia de la radiación solar sobre el panel solar.

Cuando  $\Psi=0$ , el versor normal a la órbita es  $N(\alpha) = (\sin(\alpha), 0, \cos(\alpha))$ . Luego, para cualquier  $\Psi$ , el vector normal al plano está dado por

$$N(\alpha, \Psi) = M_{rot}(\Psi) \cdot N(\alpha) = \begin{pmatrix} \cos(\Psi) & \sin(\Psi) & 0 \\ -\sin(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \sin(\alpha) \\ 0 \\ \cos(\alpha) \end{pmatrix} =$$

$$= \begin{pmatrix} \cos(\Psi) \sin(\alpha) \\ -\sin(\Psi) \cos(\alpha) \\ \cos(\alpha) \end{pmatrix} \quad (5.2)$$

Por otro lado, el versor de la dirección de la radiación solar es  $R = (-\sin(\varphi), 0, \cos(\varphi))$ . Finalmente, el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles solares está dado por:

$$\cos(\beta) = \frac{\langle N(\alpha, \Psi), R \rangle}{\|N(\alpha, \Psi)\| \cdot \|R\|} = \cos(\alpha) \cos(\varphi) - \sin(\varphi) \cos(\Psi) \sin(\alpha) \quad (5.3)$$

### 5.1.2. El regulador

El regulador considerado es un instrumento cuya función es controlar la sobrecarga o descarga excesiva de la batería ya que estos eventos afectan la vida útil de la batería y, en consecuencia, la vida útil del satélite. El regulador debe entonces

- desconectar módulos para prevenir la sobrecarga poniéndolos en estado de cortocircuito,
- reconectar módulos para prevenir las descargas excesivas,
- pasar a modo de emergencia (mínimo consumo para mantener activos los subsistemas esenciales del satélite) en condiciones extremas, de acuerdo con valores de tensión predefinidos.

### 5.1.3. Cálculo de la corriente y del estado de carga de la batería

La corriente generada por el panel depende de la tensión del panel en los conectores que, a su vez, está determinada por el estado de carga y la corriente de la batería. Dado que el estado de carga depende de la corriente, la resolución de este problema se obtiene por iteración usando el método de punto fijo [5]. Una vez que la tensión queda determinada (y por lo tanto, la corriente también), puede estimarse el nuevo estado de carga de la batería

usando los métodos de integración implementados en el código: Euler, Runge-Kutta de orden 2 ó 4 [6].

#### **5.1.4. Datos de entrada del código**

Los datos principales requeridos por el código de simulación del sistema de potencia de satélites son los siguientes:

- curvas I-V de los módulos calculados para las condiciones de operación en las que se desea trabajar (temperatura de operación, estadio de la misión),
- curvas de carga y descarga de la batería en el rango de la temperatura de operación de la batería;
- tabla del regulador (tensiones de conexión y desconexión de los módulos);
- perfil de consumo;
- información de la órbita tales como la inclinación, el perfil de duración de los eclipses, etc..

## **5.2 Simulaciones**

La descripción de los componentes del sistema de potencia, excepto los paneles, utilizados en las simulaciones se realiza en forma concisa debido a los compromisos de confidencialidad establecidos con los proveedores de los mismos. Todos los datos fueron provistos por CONAE.

### **5.2.1. Satélite SAC-D**

Los paneles del SAC-D quedaron conformados según indica la Figura 5.4, donde se muestran además las posiciones de los sensores solares gruesos (SSG) y de los sensores de temperatura. Cada módulo está identificado por un número comprendido entre 1 y 24. El módulo 6 tiene 7 cadenas en paralelo, los módulos 19 y 20, 5 cadenas, y los restantes 6 cadenas.



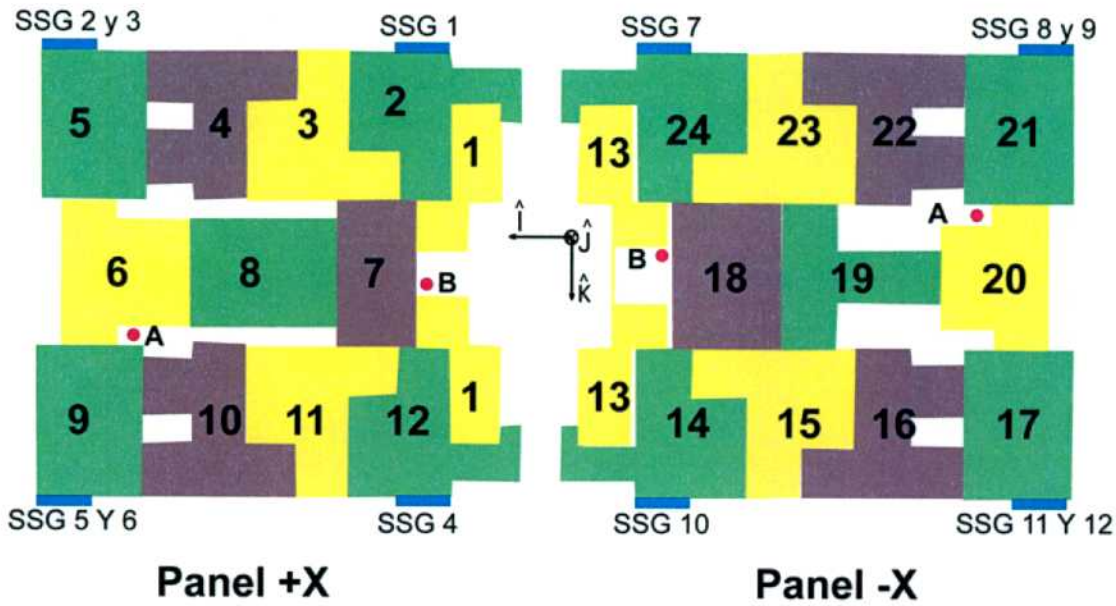


Figura 5.4: Conformación de los paneles solares del satélite SAC-D. Los rectángulos celestes indican la posición de los sensores solares gruesos y los puntos rojos, la de los sensores de temperatura.

Los datos utilizados en esta sección para las simulaciones del sistema de potencia del satélite SAC-D son los siguientes:

- la batería, compuesta por celdas de Li-ión, tiene una capacidad de 120 Ah en BOL;
- los perfiles de consumo considerados para la simulación son los reales y fueron obtenidos de la telemetría [7];
- los perfiles de duración del eclipse y del ángulo de la radiación solar sobre el panel están dados en las Figuras 5.5 y 5.6, respectivamente;
- el orden de conexión/desconexión de los módulos está dado en la Tabla 5.1.

Las simulaciones se realizaron para los días 20 de diciembre y 20 de junio. Las Figuras 5.7 y 5.8 muestran el perfil de consumo, la potencia generada por el panel solar y el estado de carga de la batería en función del tiempo, para cada una de las fechas consignadas.

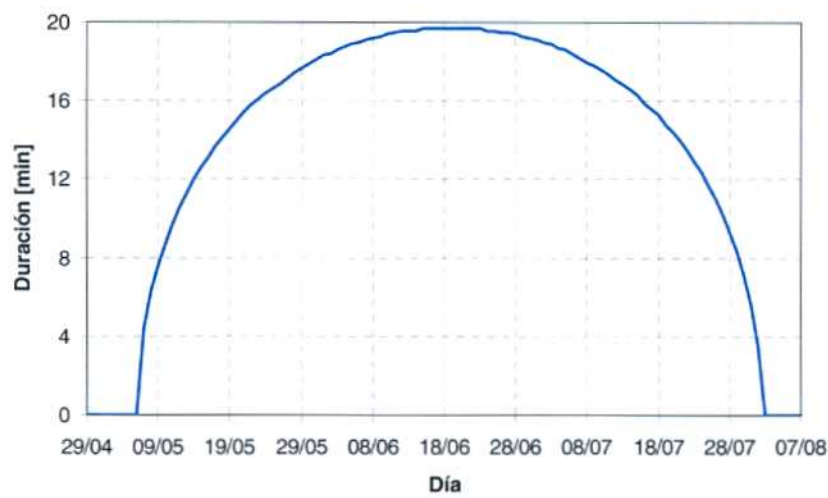


Figura 5.5: Perfil de duración del eclipse para el satélite SAC-D.

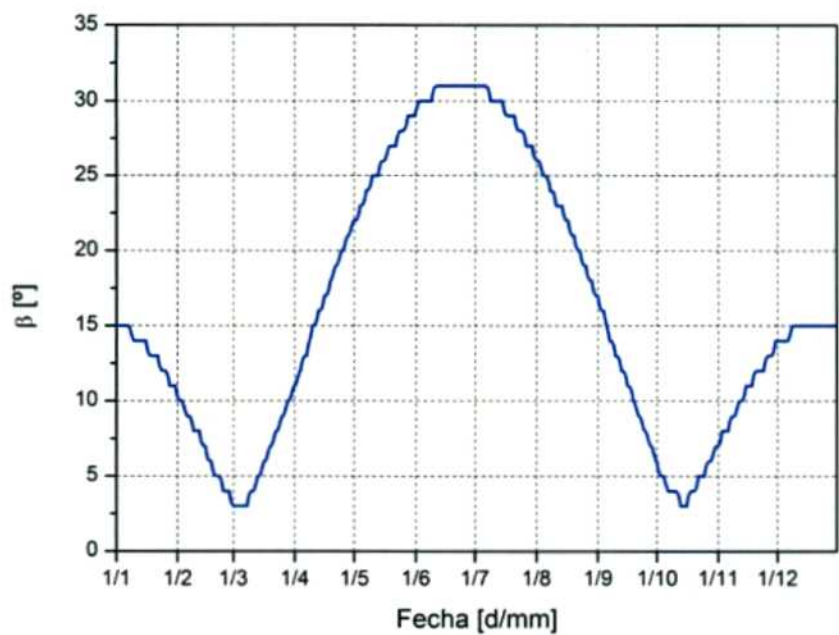


Figura 5.6: Perfil del ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles del satélite SAC-D.

Tabla 5.1: Orden de conexión /desconexión de los módulos de los paneles solares del SAC-D:  
 el orden de la conexión se lista de izquierda a derecha comenzando en la primera fila; el de desconexión, de derecha a izquierda comenzando por la última fila

|        |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
|--------|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| Orden  | 1  | 2  | 3  | 4  | 5  | 6  | 7  | 8  | 9  | 10 | 11 | 12 |
| Módulo | 6  | 9  | 17 | 2  | 10 | 18 | 3  | 11 | 19 | 4  | 12 | 20 |
| Orden  | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 | 20 | 21 | 22 | 23 | 24 |
| Módulo | 5  | 13 | 21 | 1  | 14 | 22 | 7  | 15 | 23 | 8  | 16 | 24 |

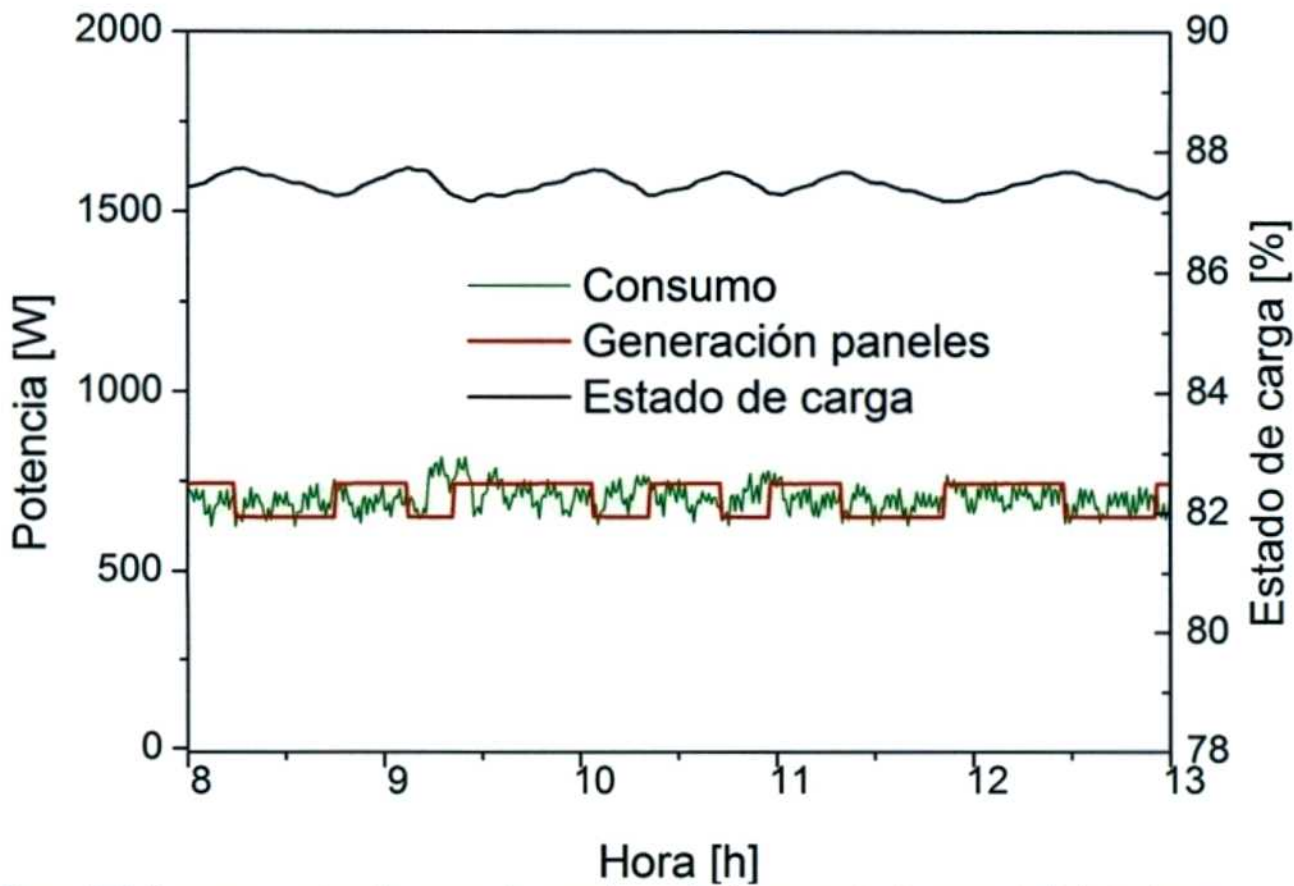


Figura 5.7: Consumo, potencia generada por el panel solar y estado de carga de la batería en la simulación realizada para día 30 de diciembre para el satélite SAC-D.



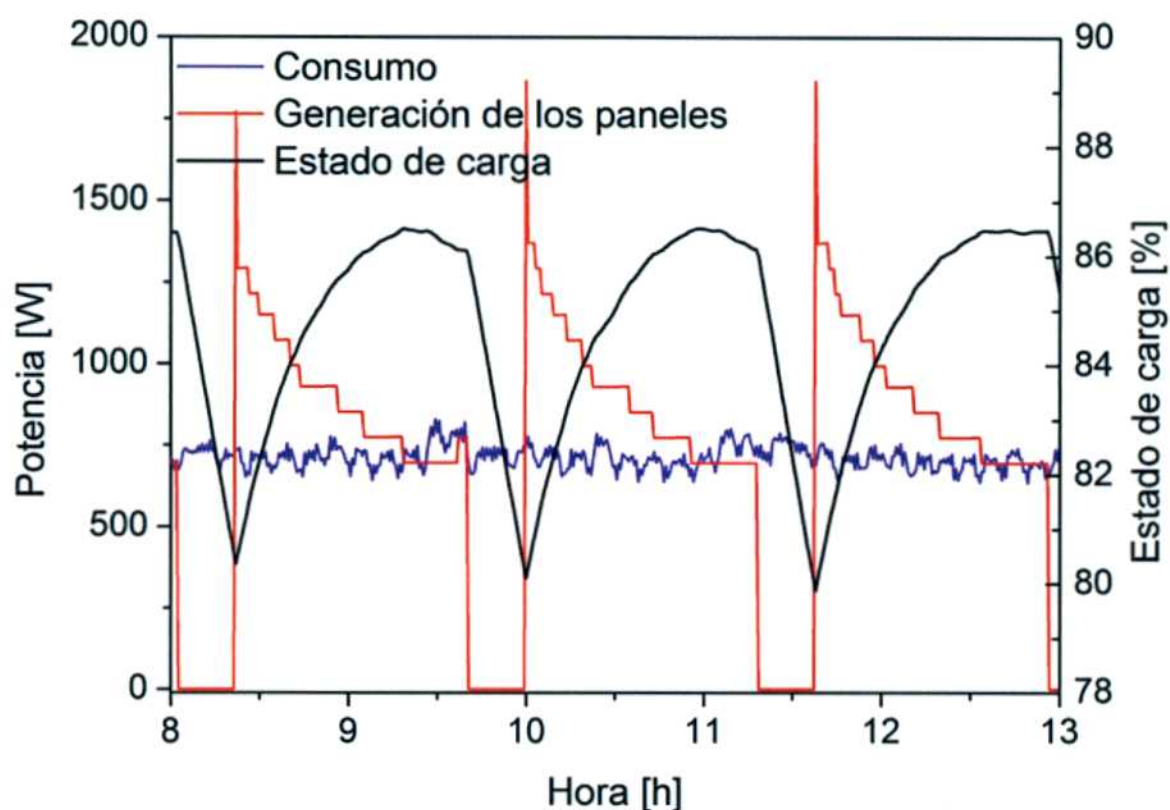


Figura 5.8: Consumo, potencia generada por el panel solar y estado de carga de la batería en la simulación realizada para día 30 de junio para el satélite SAC-D.

Se compararon los valores de las simulaciones con los correspondientes a los de las mediciones obtenidas por telemetría de las tensiones, las corrientes en los bornes de la batería y la cantidad de módulos activos para ambas fechas (Figura 5.9 para el 30 de diciembre y Figura 5.10 para el 20 de junio de 2013).

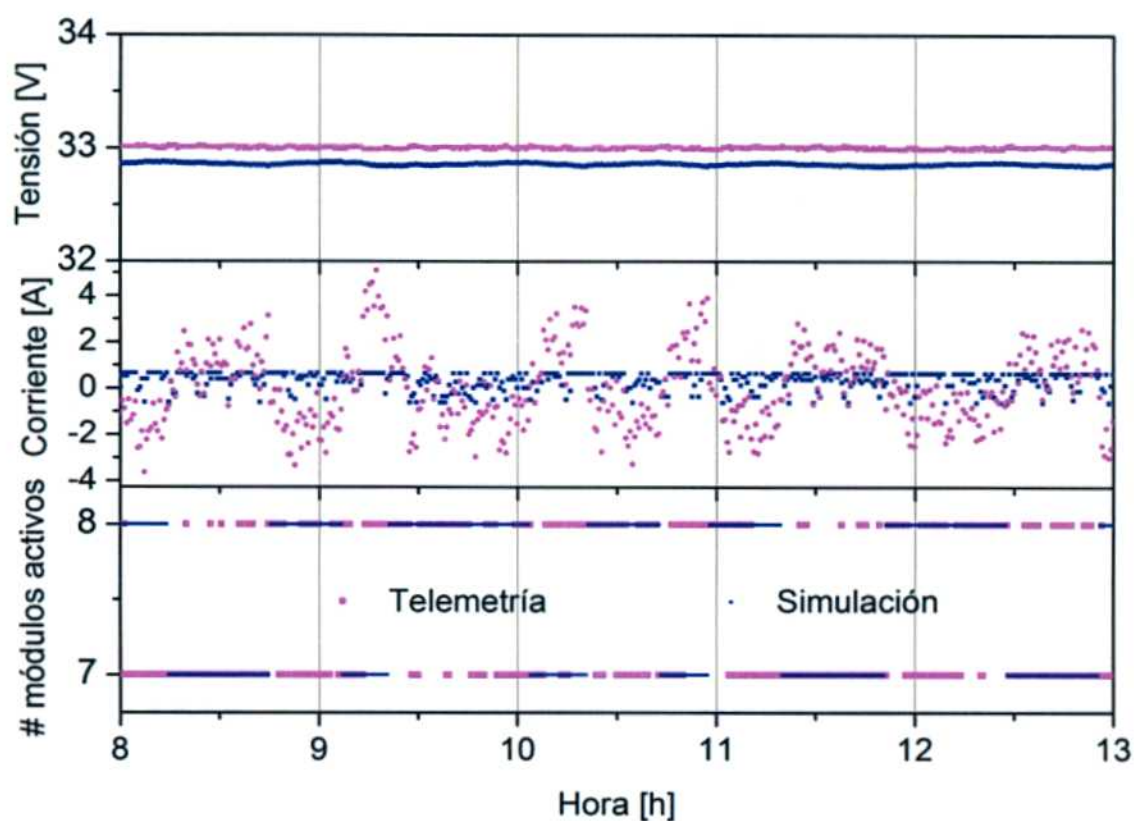


Figura 5.9: Comparación de los resultados de la simulación con los valores de la telemetría para el 30 de diciembre de 2012: tensión (arriba) y corriente (centro) en los bornes de la batería y cantidad de módulos activos (abajo) para el satélite SAC-D.

En la Figura 5.9 se observa que:

- la diferencia entre la tensión simulada y la telemétrica es del 0,5%;
- la diferencia entre las corrientes simulada y telemétrica se debe al hecho que la primera corresponde a valores instantáneos mientras que la segunda, a promedio de mediciones realizadas en los 40 segundos considerados;
- la cantidad de módulos activos de la simulación coincide con la que se deduce de la telemetría.

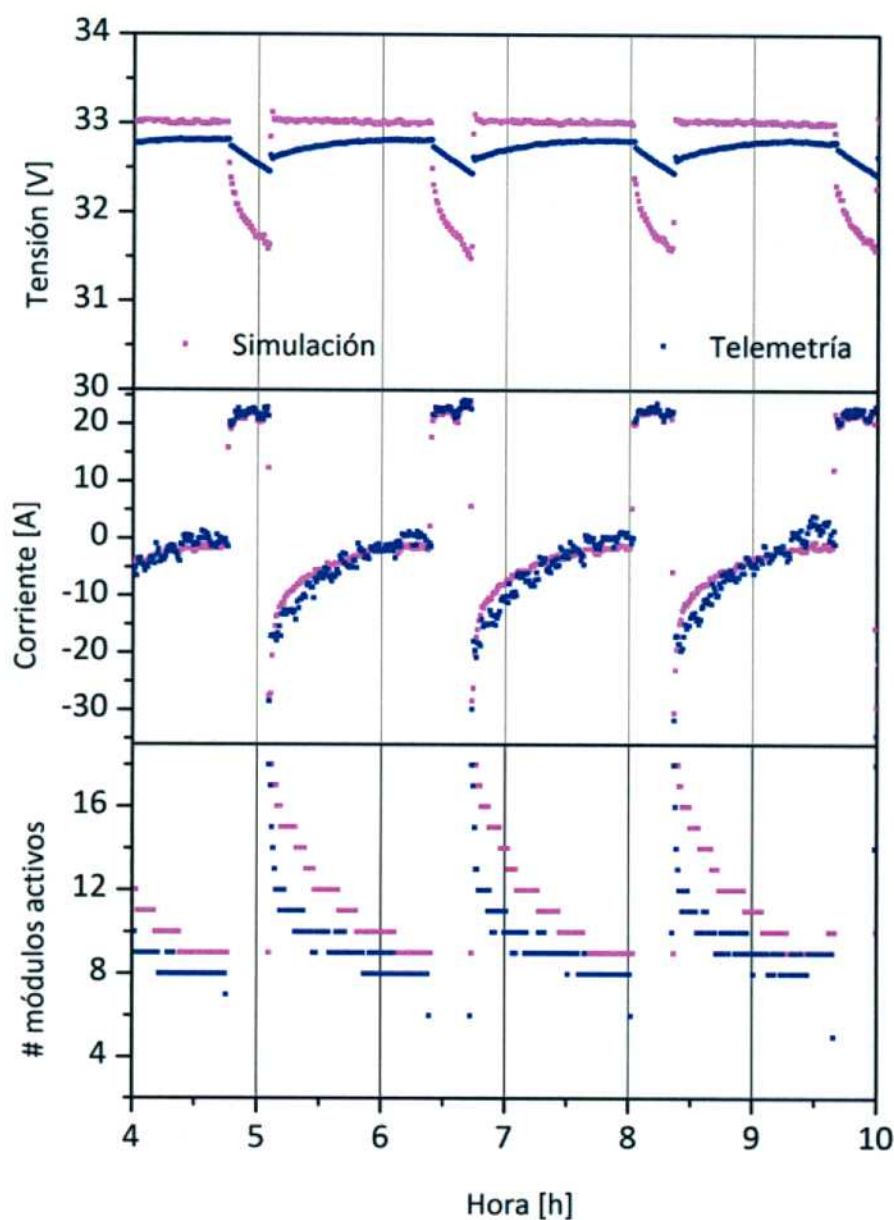


Figura 5.10: Comparación de los resultados de la simulación con los valores de la telemetría para el 20 de junio de 2013: tensión (arriba) y corriente (centro) en los bornes de la batería y cantidad de módulos activos (abajo) para el satélite SAC-D.

En la parte superior de la Figura 5.10, se presentan las tensiones de la telemetría y las simuladas para la batería. Cuando la batería está en carga, la diferencia relativa porcentual entre los valores medidos y simulados es prácticamente despreciable, con un promedio de 0,8% y una desviación estándar de 0,2% mientras que, cuando la batería se encuentra en



descarga, el promedio de la diferencia es de 2,4% y una desviación estándar de 0.5%. Esta diferencia mayor probablemente se deba a una discrepancia entre las curvas de carga y de descarga reales y las utilizadas en la simulación.

En la parte central de la Figura 5.10, se muestran los gráficos de las corrientes medidas y simuladas. Cuando la batería está en carga, el promedio de la diferencia entre el valor medido y el simulado es de 0,8 A y la desviación estándar de 0,2 A mientras que en descarga, el promedio es de 2,4 A y la desviación de 0,4 A.

Los valores de la cantidad de módulos activos estimados a partir de la telemetría y los obtenidos mediante la simulación se encuentran en la parte inferior de la Figura 5.10. Se observa que ambas tienen un comportamiento similar pero la correspondiente a la telemetría indica menor cantidad de módulos activos debido al hecho que en las simulaciones no se ha tenido en cuenta la contribución del albedo.

### 5.2.2. Satélite SAOCOM

El satélite SAOCOM se desplazará sobre una órbita polar, situada a 659 km de altura, con una inclinación de 98°, siendo la hora orbital del nodo descendente las 18 hs. El período orbital será de 98 minutos, con períodos de eclipse de duración variable durante aproximadamente 3 meses por año, con una duración máxima de 19 minutos el 21 de diciembre. El ángulo comprendido entre la órbita y la recta normal a la eclíptica varía entre 31° (diciembre) y 4° (octubre).

El instrumento principal del satélite será una antena radar de apertura sintética (SAR), en banda L (en 1,3 GHz) de aproximadamente 35 m<sup>2</sup> que permitirá detectar objetos de tamaño pequeño en la superficie terrestre y también hasta dos metros bajo el suelo, por lo cual aportará información muy útil sobre la humedad de los suelos y la estructura geológica. Los mayores consumos del SAOCOM están asociados a la operación de dicha antena y también a las maniobras de posicionamiento del satélite que le permitan "ver" en la dirección requerida [8]. El satélite realizará observaciones con la antena en dos posiciones:

- “a izquierda”, los paneles solares y la órbita son paralelos (posición normal);

- “a derecha”, el satélite es rotado hacia la derecha en un ángulo de  $52^\circ$ , se efectúa la medición y se lo retorna a la posición normal; durante observación, la potencia generada por el panel solar disminuye considerablemente, debido a que la rotación aumenta el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles.

Durante el desarrollo del proyecto SAOCOM, los objetivos fueron reformulados y, en consecuencia, los requerimientos también sufrieron modificaciones dando lugar a la elaboración de 2 configuraciones de los paneles solares. En las secciones 5.2.2.1 y 5.2.2.2 se presentan ambas configuraciones y los resultados de las simulaciones realizadas para cada caso.

### **5.2.2.1. *Primera configuración de los paneles solares***

En una primera etapa, el requerimiento de potencia medio del satélite estimado era de 1kW, con picos de consumo superiores a los 4 kW, distribuidos de la siguiente forma:

- consumo de base: 0,6 kW;
- consumo durante la maniobra para la medición “a derecha”: 1,6 kW;
- consumo de la antena en operación: 4 kW.

La máxima tensión de trabajo de los paneles solares era de 63,4 V y se alcanzaba para el caso paneles iluminados, antena apagada, consumo menor que la generación de los paneles y batería en carga. La tensión de trabajo en descarga era de 52 V. La capacidad nominal de la batería utilizada era de 70 Ah en EOL, con una máxima profundidad de descarga inferior al 20%, a fin de maximizar la vida útil de la batería.

La generación de potencia estaría provista por 3 paneles fotovoltaicos, uno central de  $1,96\text{ m} \times 2,24\text{ m}$  y dos laterales de  $0,95\text{ m} \times 2,24\text{ m}$ , con un área total aproximada de  $8,7\text{ m}^2$ . Las celdas se distribuían en 16 módulos.

Teniendo en cuenta, además, las características de la órbita ya mencionadas, la geometría y la orientación del satélite y los requerimientos de alta confiabilidad, se realizó

un diseño preliminar (según lo descrito en el Capítulo 2) de los paneles solares resultando una configuración de 80 cadenas de 32 celdas conectadas en serie (2560 celdas) y módulos de 5 cadenas.

Dada la similitud entre las órbitas del SAC-D y del SAOCOM, la duración de los eclipses y el rango de variación del ángulo  $\beta$  son los mismos, la diferencia entre ambas órbitas se traduce en un corrimiento de 6 meses en ambos perfiles: los eclipses de mayor duración y el valor máximo de  $\beta$  ocurren en diciembre. Asimismo, las temperaturas de operación estimadas, los factores de corrección por daño por radiación y los coeficientes de variación por temperatura son los mismos.

Para esta primera simulación sólo se disponía de una curva de carga y una de descarga para la batería.

Dado que al momento de realizar la simulación sólo se disponían de datos de los parámetros eléctricos  $V_{ca}$ ,  $I_{cc}$ ,  $V_{pmp}$  e  $I_{pmp}$  medidos en condiciones estándar de 1249 celdas de vuelo (datos provistos por el fabricante), se duplicaron 31 conjuntos de parámetros eléctricos al azar a fin de obtener los datos de 1280 celdas y se generaron 8 módulos en EOL, 73°C, para 5 años de misión siguiendo el procedimiento indicado en el Capítulo 2. En la Tabla 5.2 se presentan los valores de los parámetros característicos obtenidos. Considerando que la cantidad de módulos de los paneles es 16, el requerimiento de potencia queda satisfecho.

Se realizaron simulaciones en diferentes épocas del año, con distintas frecuencias de observación y tipos de maniobra a fin de analizar posibles perfiles.



Tabla 5.2: Valores característicos de los módulos simulados en EOL, 73°C, para 5 años de misión.

| Módulo | $I_{cc}$<br>[A] | $V_{ca}$<br>[V] | $I_{pmp}$<br>[A] | $V_{pmp}$<br>[V] | $P_{pmp}$<br>[W] |
|--------|-----------------|-----------------|------------------|------------------|------------------|
| 1      | 2,368           | 71,683          | 2,28             | 60,8             | 139              |
| 2      | 2,362           | 71,629          | 2,27             | 60,6             | 138              |
| 3      | 2,361           | 71,766          | 2,26             | 61,5             | 139              |
| 4      | 2,357           | 61,587          | 2,25             | 61,7             | 138              |
| 5      | 2,356           | 71,648          | 2,24             | 61,1             | 137              |
| 6      | 2,357           | 71,589          | 2,23             | 61,1             | 136              |
| 7      | 2,352           | 71,505          | 2,22             | 61,2             | 136              |
| 8      | 2,351           | 71,436          | 2,18             | 61,2             | 133              |

En la tabla 5.3 se presentan las características de los perfiles de carga simulados, definidos por la dirección de observación (izquierda o derecha), el número de observaciones por órbita y sus correspondientes números de figuras. Se consideró una duración de la operación del radar de 16 minutos para cada observación.

En los perfiles 4 y 5 la maniobra a derecha fue ubicada en el momento de la órbita en que el ángulo de incidencia solar sobre los paneles es máximo. Los perfiles 5 y 6 difieren en el momento de inicio de la maniobra en la órbita.

En la Figura 5.11 (2 mediciones a izquierda por órbita en junio) se observa que el estado de carga de la batería permanece siempre por encima del 88% inicial.

En la Figura 5.12 (2 mediciones a izquierda por órbita en diciembre) puede verse que al finalizar la tercera órbita el estado de carga de la batería es inferior al umbral permitido, entrando de esta forma el satélite en estado de emergencia.

Tabla 5.3: Características de los perfiles de carga simulados, tipo de maniobra y número de observaciones por órbita. Se consideró una duración de la operación del radar de 16 minutos para cada observación.

| Nº | Maniobra  | Frecuencia   | Mes       | Figura |
|----|-----------|--------------|-----------|--------|
| 1  | Izquierda | 2 por órbita | Junio     | 5.11   |
| 2  | Izquierda | 2 por órbita | Diciembre | 5.12   |
| 3  | Izquierda | 3 por órbita | Junio     | 5.13   |
| 4  | Derecha   | 1 por órbita | Junio     | 5.14   |
| 5  | Derecha   | 1 por órbita | Diciembre | 5.15   |
| 6  | Derecha   | 1 por órbita | Diciembre | 5.16   |

Al igual que en el resultado de la Figura 5.12 (2 mediciones por órbita en junio), en la Figura 5.13 (3 mediciones a izquierda por órbita en junio) el estado de carga de la batería es menor al umbral, entrando de esta forma en estado de emergencia al final de la segunda órbita.

En la Figura 5.14 (una medición a derecha por órbita en junio) se observa que el estado de carga no disminuye por debajo del 88 % inicial.

En la Figura 5.15 (una medición a derecha por órbita en diciembre) se observa que el estado de carga disminuye por debajo de lo permitido, entrando en estado de emergencia en el comienzo de la sexta órbita. La maniobra a derecha comienza cuando el ángulo de incidencia solar sobre el panel es máximo, al rotar el satélite disminuye considerablemente la potencia generada. Si bien la órbita a partir de la cual el estado de carga cae por debajo del mínimo permitido depende de las condiciones iniciales, la conclusión de esta simulación es más general: este perfil de consumo es incompatible con la potencia generada por el panel.

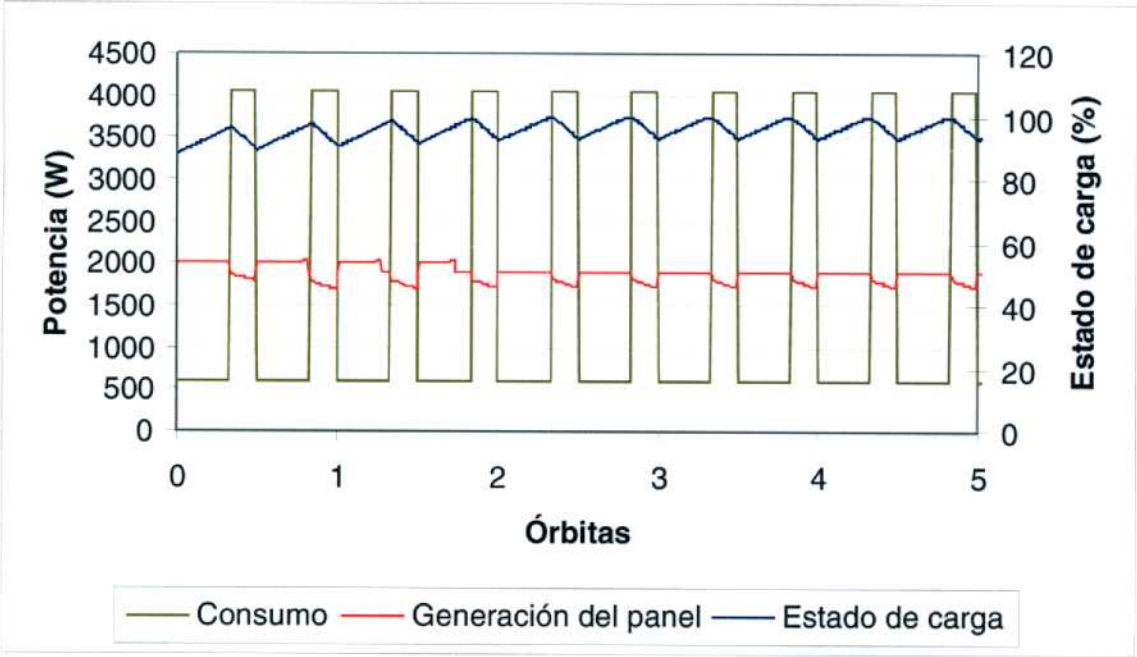


Figura 5.11: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 2 mediciones a izquierda de 16 minutos cada una por órbita, en junio.

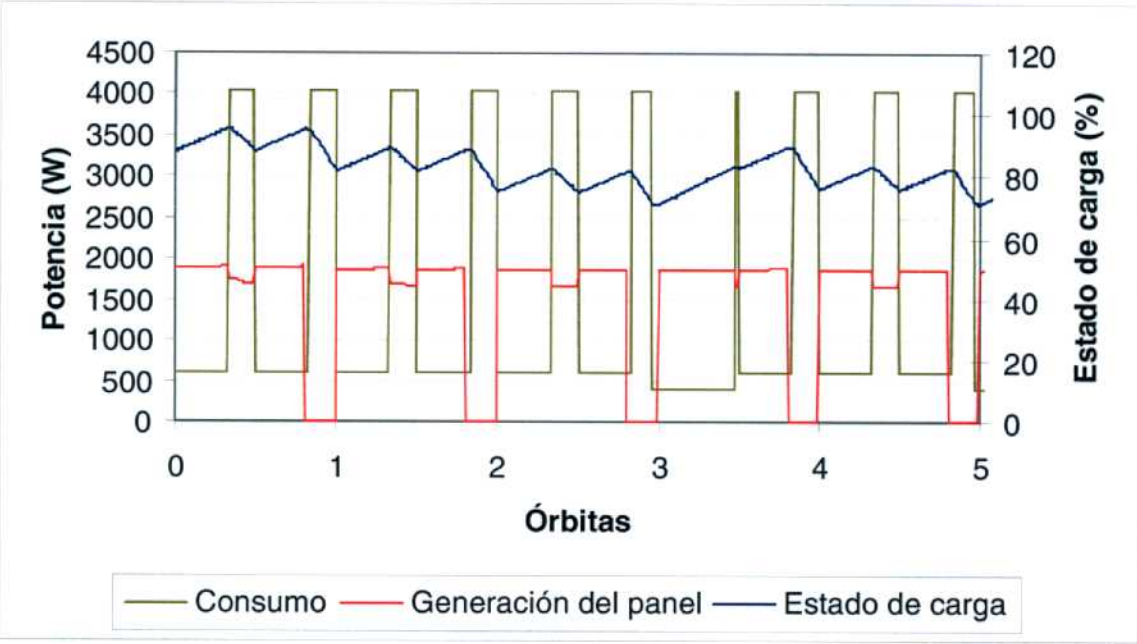


Figura 5.12: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 2 mediciones a izquierda de 16 minutos cada una por órbita, en diciembre.



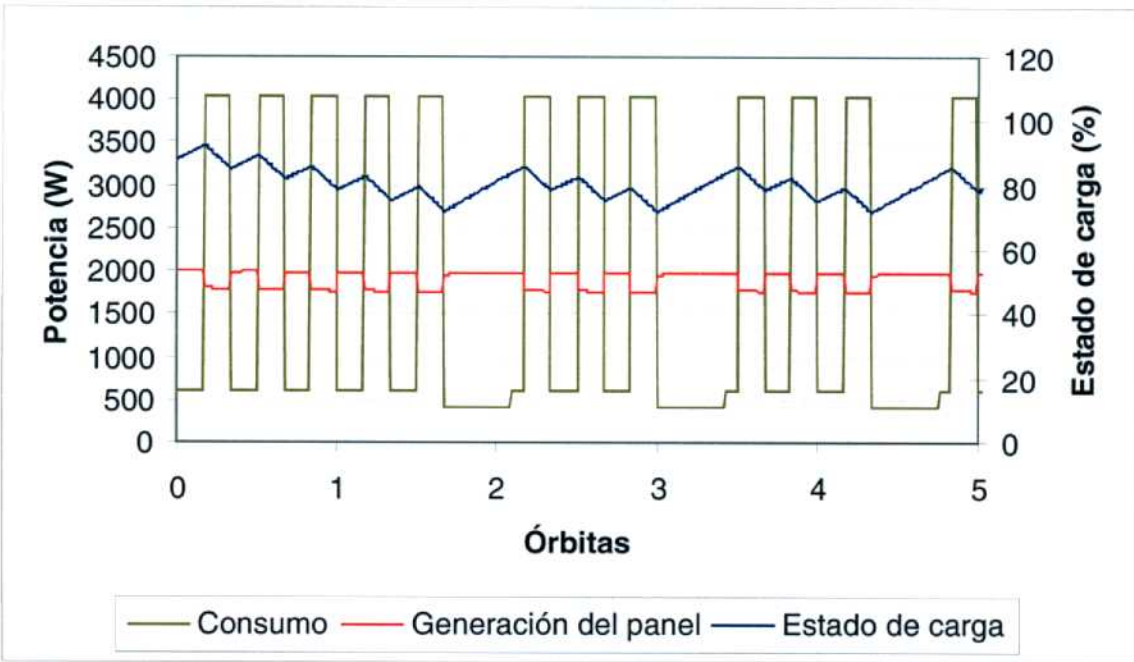


Figura 5.13: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 3 mediciones a izquierda de 16 minutos cada una por órbita, en junio.

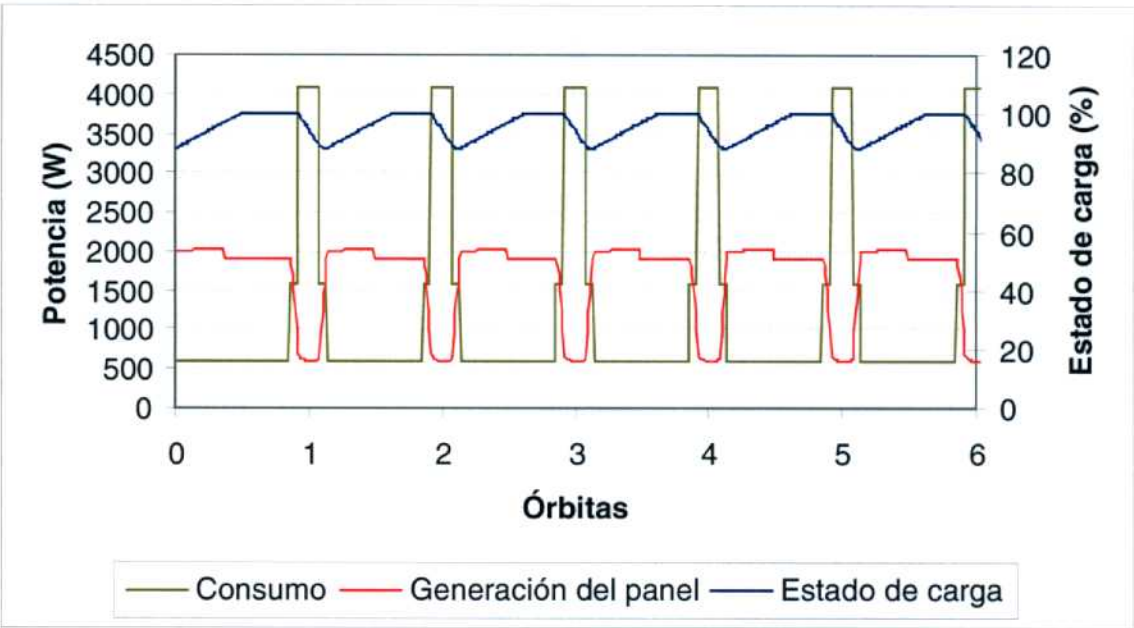


Figura 5.14: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 1 medición a derecha de 16 minutos cada una por órbita, en junio.

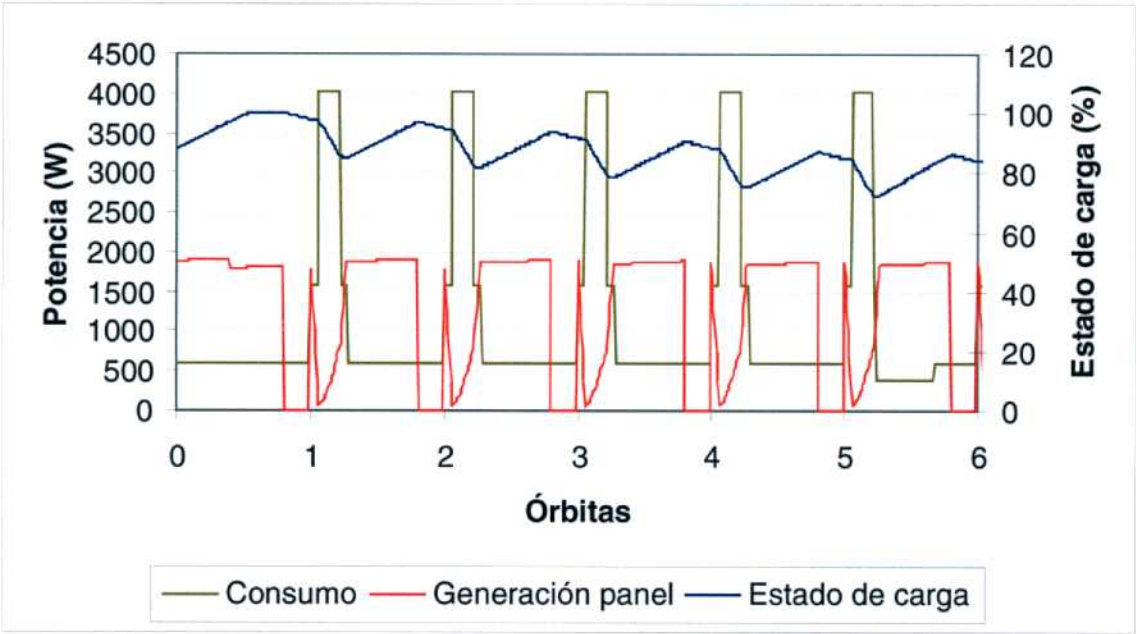


Figura 5.15: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 1 medición a derecha de 16 minutos cada una por órbita, en diciembre. La medición se realiza al salir del eclipse.

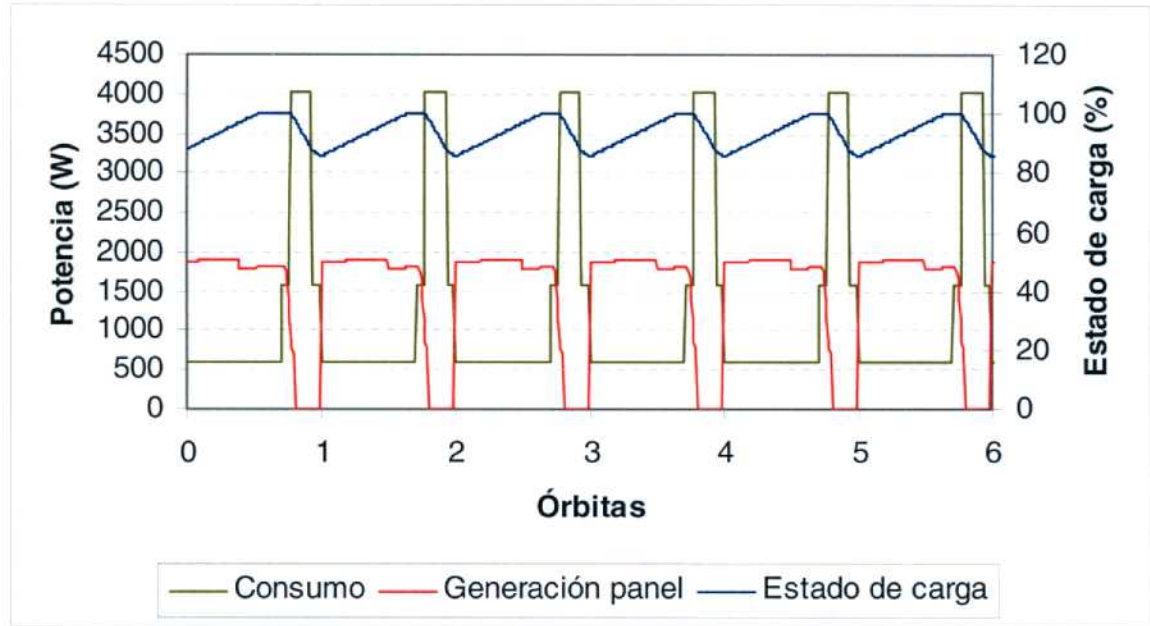


Figura 5.16: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con una medición a derecha de 16 minutos cada una por órbita en diciembre. La maniobra comienza antes del eclipse.

En la Figura 5.16 (una medición a derecha por órbita en diciembre) se observa que el estado de carga alcanza el 100 % entre cada medición. Considerando que el perfil de consumo no cambia a lo largo de la simulación, puede asegurarse que la batería no se descargará. La única diferencia entre este gráfico y el correspondiente al resultado anterior es el momento de la observación con respecto al eclipse: en este caso la medición se superpone con el eclipse casi en su totalidad, no perjudicándose la generación del panel.

Luego, para cumplir el objetivo de mantener el estado de carga por encima del 80%, se pueden realizar a lo sumo 2 mediciones a izquierda de 16 minutos por órbita en junio, 1 a derecha en junio, 1 a derecha durante el eclipse en diciembre y 1 a izquierda en diciembre.

Posteriormente se realizaron simulaciones con mediciones de 4 minutos de duración (Tabla 5.4).

Tabla 5.4: Diferentes perfiles simulados para mediciones de 4 minutos de duración.

| Nº | Maniobra            | Frecuencia   | Mes       | Figura |
|----|---------------------|--------------|-----------|--------|
| 1  | Izquierda           | 8 por órbita | Junio     | 5.17   |
| 2  | Izquierda           | 9 por órbita | Junio     | 5.18   |
| 3  | Izquierda           | 5 por órbita | Diciembre | 5.19   |
| 4  | Izquierda           | 6 por órbita | Diciembre | 5.20   |
| 5  | Derecha             | 3 por órbita | Junio     | 5.21   |
| 6  | Derecha             | 4 por órbita | Junio     | 5.22   |
| 7  | Derecha e izquierda | 2 por órbita | Diciembre | 5.23   |

En la Figura 5.17 (8 mediciones a izquierda por órbita en junio) se observa que el estado de carga aumenta de manera ininterrumpida hasta llegar al 100% de la carga de la batería. Nótese que en la segunda mitad de la tercera órbita la potencia fotogenerada por el



panel solar disminuye debido a que el regulador desconecta uno de los módulos del panel al alcanzar la tensión de corte.

En la Figura 5.18 (9 mediciones a izquierda por órbita en junio) el estado de carga de la batería promedio por órbita decrece constantemente. Dado que el perfil de consumo es periódico a lo largo de la simulación podemos concluir que el sistema entrará en estado de emergencia.

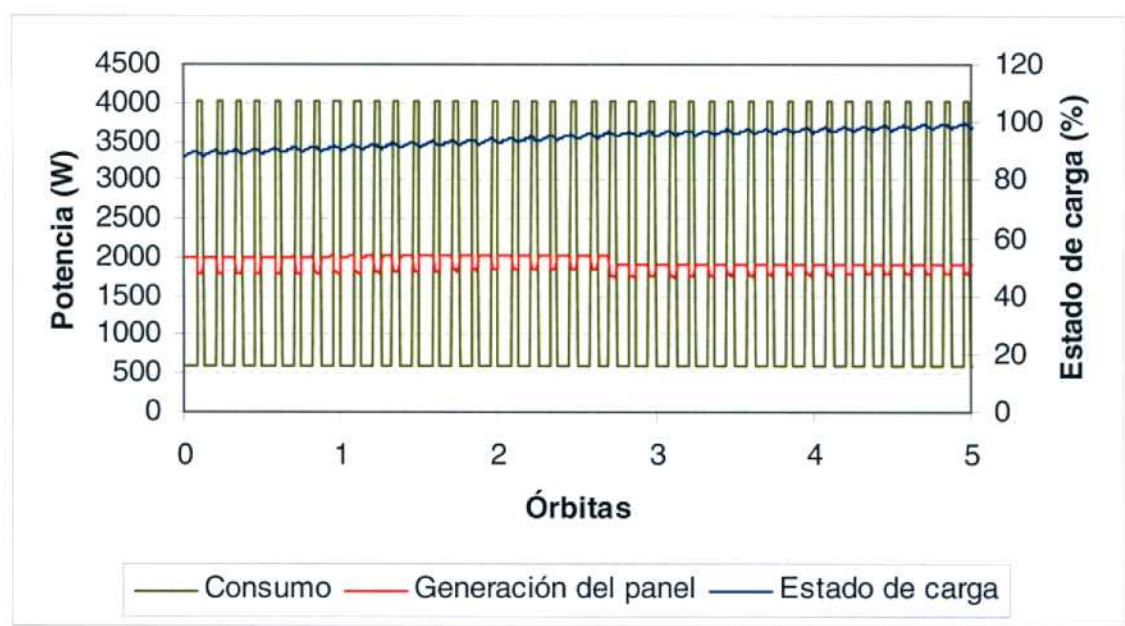


Figura 5.17: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 8 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración, en junio.

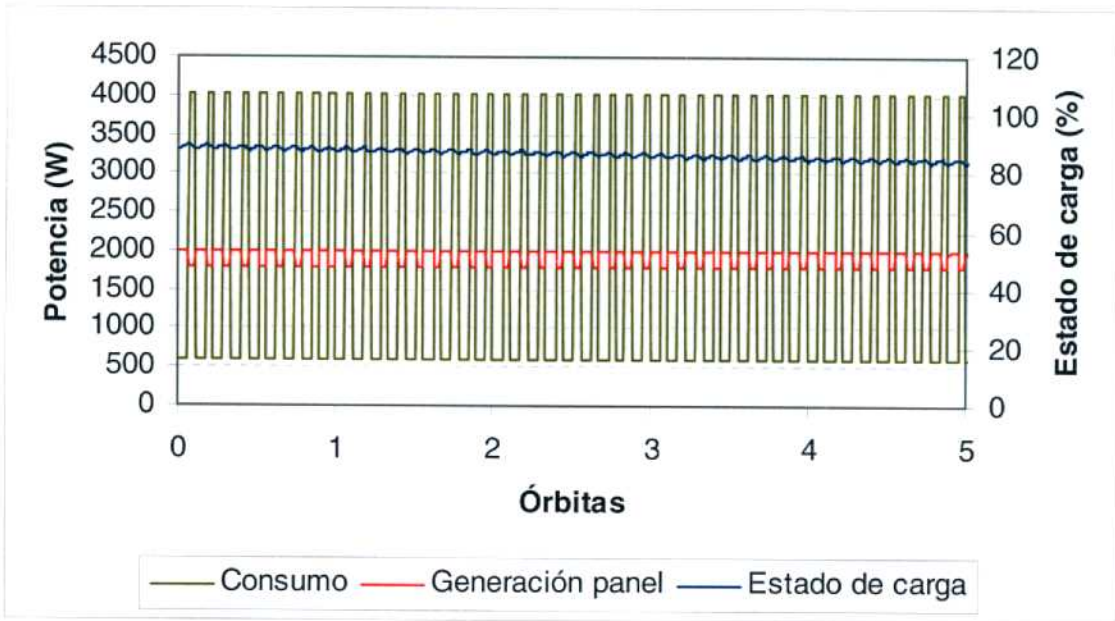


Figura 5.18: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 9 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración, en junio.

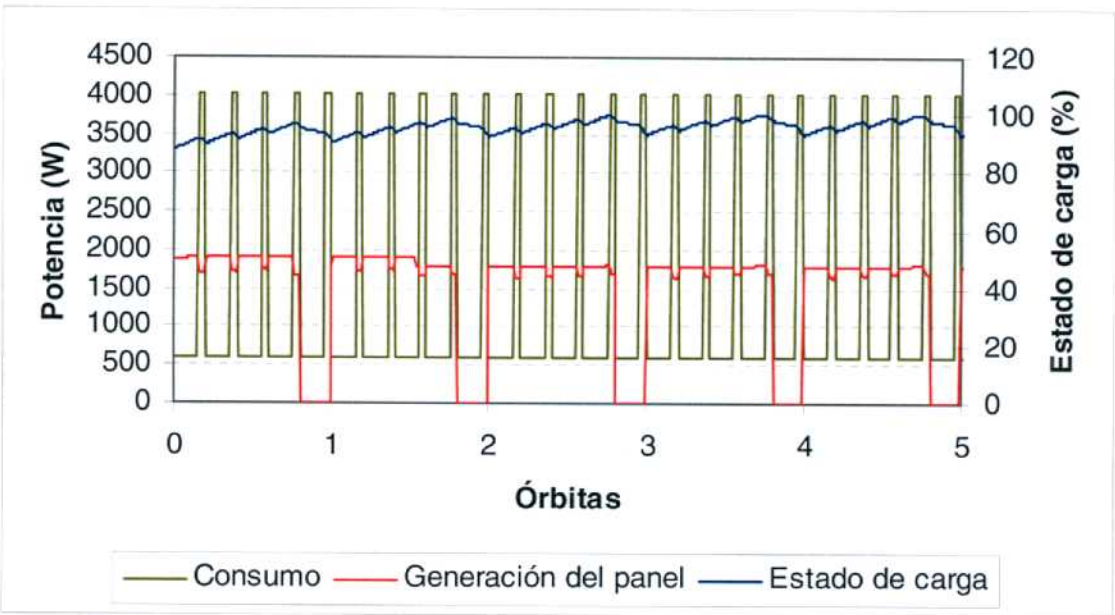


Figura 5.19: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 5 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración, en diciembre.

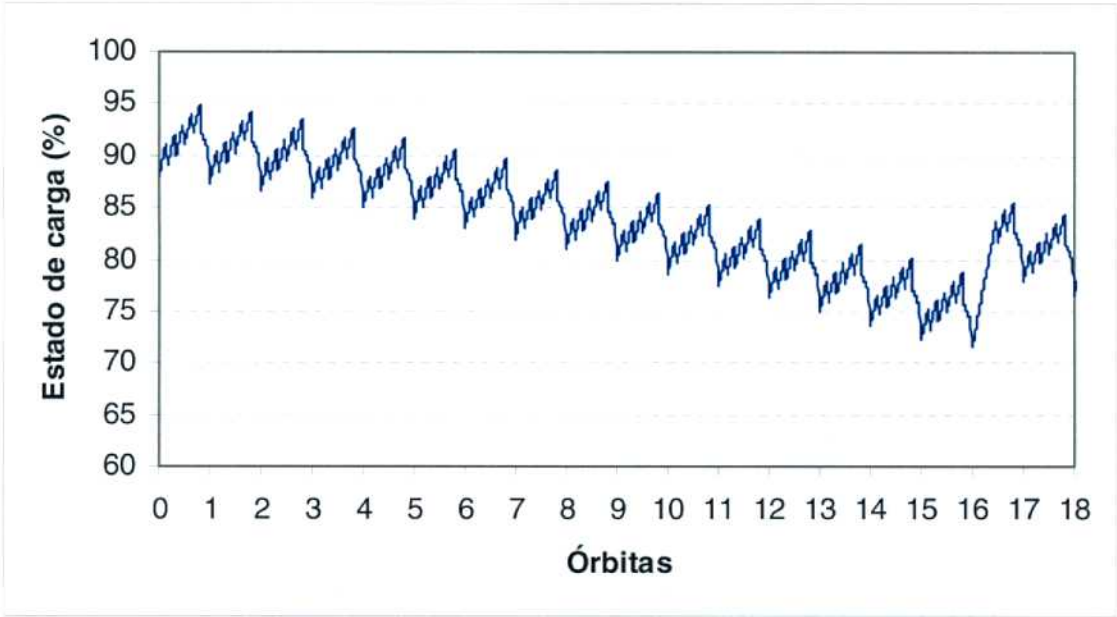


Figura 5.20: Estado de carga de la batería de una simulación realizada con 6 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración, en diciembre.

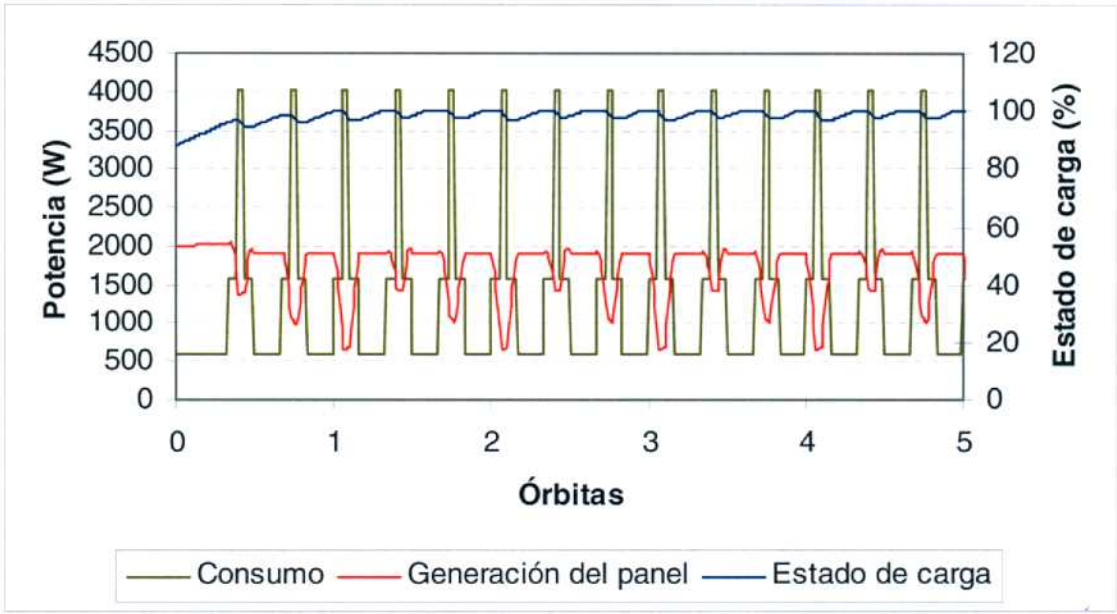


Figura 5.21: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 3 mediciones a derecha de 4 minutos de duración en el mes de junio.



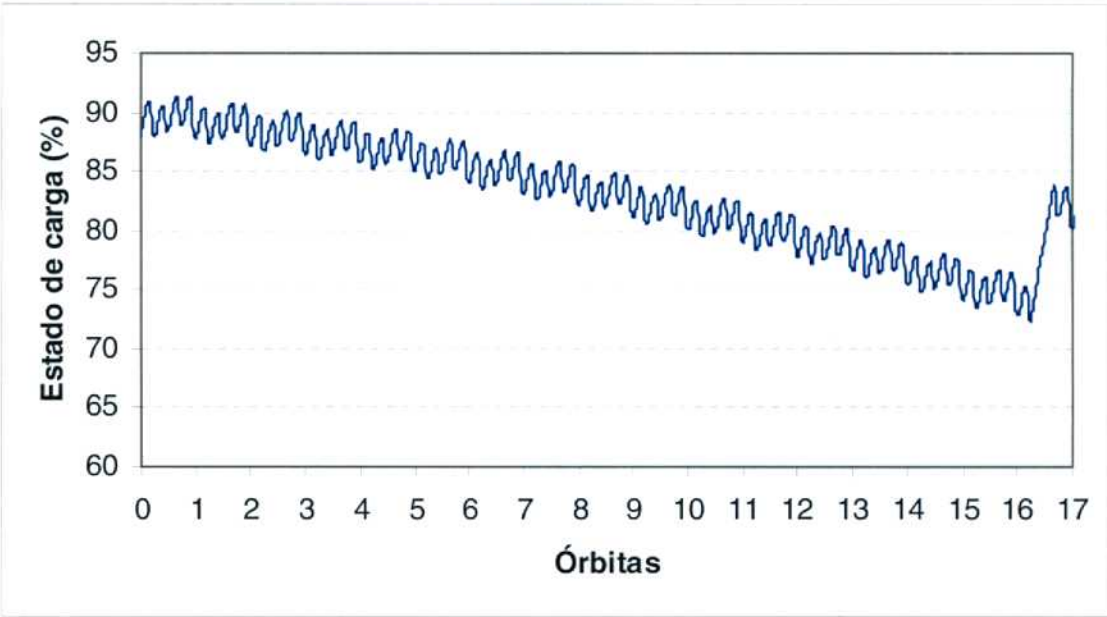


Figura 5.22: Estado de carga de la batería de una simulación realizada con 4 mediciones a derecha de 4 minutos de duración en el mes de junio.

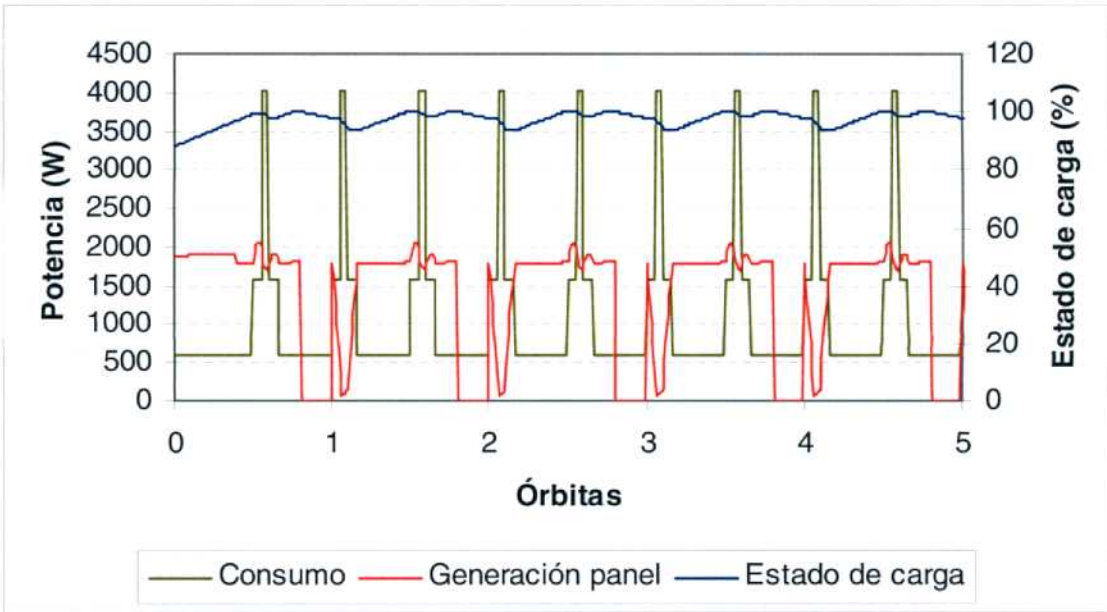


Figura 5.23: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 1 medición a derecha y 1 a izquierda, de 4 minutos de duración cada una, en diciembre.

En la Figura 5.19 (5 mediciones a izquierda en diciembre), el estado de carga aumenta durante el período iluminado de la órbita y decrece durante el eclipse pero manteniéndose siempre por encima del 80%.

En el Figura 5.20 (6 mediciones a izquierda por órbita en diciembre) se observa que el estado de carga disminuye hasta alcanzar el estado de carga mínimo permitido entrando en estado de emergencia al comienzo de la órbita 17. Para una mejor comprensión del gráfico sólo se muestra el estado de carga.

En la Figura 5.21 (3 mediciones a derecha por órbita en junio) se observa que el estado de carga de la batería se mantiene por encima del estado de carga inicial (88%) durante toda la simulación.

La Figura 5.22 (4 mediciones a derecha por órbita en junio) muestra que, con esta frecuencia de observación, la batería se descarga por debajo del mínimo admitido en el comienzo de la órbita 17, entrando en estado de emergencia para permitir la carga de la batería.

En la Figura 5.23 (2 mediciones a derecha por órbita en diciembre) se observa que el estado de carga de la batería permanece siempre por encima del estado inicial (88%). Obsérvese que en el final de cada órbita, el panel solar no genera energía por encontrarse en la zona de eclipse.

Para cumplir con el objetivo de mantener el estado de carga de la batería por encima del 80% se pueden realizar a lo sumo 8 mediciones de 4 minutos a izquierda en junio, 5 a izquierda en diciembre, 3 a derecha en junio, y 1 a izquierda + 1 a derecha en diciembre.

Finalmente se realizó una simulación sobre 105 órbitas regidas por un perfil de consumo y de maniobras provistos por la CONAE. Este perfil incluye aproximadamente la misma cantidad de mediciones a derecha y a izquierda. La duración promedio de cada medición es de alrededor de 16 minutos. Por otro lado, la frecuencia de dichas mediciones es de 1 observación a derecha cada 4 órbitas y 1 observación a izquierda cada 4 órbitas, dando como resultado una observación cada 2 órbitas.

En la Figura 5.24 se presentan las primeras 24 órbitas de la simulación, observándose la potencia requerida por el satélite, el estado de carga de la batería y la potencia entregada por los paneles solares, a partir del 21 de diciembre al final de la vida útil del satélite. Se observa que, para el perfil de consumo utilizado, la máxima profundidad de descarga de la batería llega a 8 % con una plena satisfacción de la demanda, lo cual permite concluir que la superficie y orientación de los paneles solares considerados son compatibles con dicho consumo.

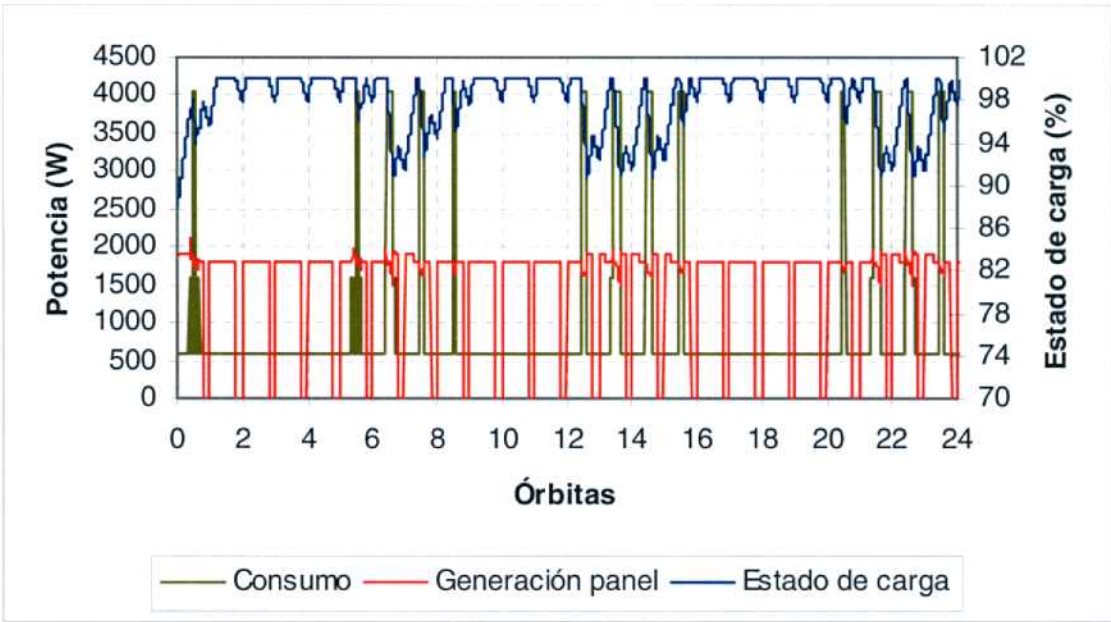


Figura 5.24: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con el perfil de consumo entregado por la CONAE.

### 5.2.2.2. Segunda configuración de los Paneles Solares

Debido a un incremento en las dimensiones de la antena SAR, las dimensiones de los paneles solares y el requerimiento del sistema de potencia fueron modificados, llevándose este último a 1900 W de promedio orbital. La batería considerada para esta nueva configuración es de Li-ión y tiene una capacidad de 192 Ah.



El nuevo diseño realizado arrojó una configuración de 112 cadenas (3584 celdas) distribuidas en 24 módulos de, típicamente, 5 cadenas cada uno. En la Tabla 5.5 se presentan los resultados obtenidos con los diseños preliminar y del módulo medio en BOL y EOL para 53°C, 73°C y 83°C de temperatura de operación para una misión de 5 años.

Tabla 5.5: Estimación de la potencia generada por los paneles solares del SAOCOM utilizando el diseño preliminar y la simulación del módulo medio para diferentes estadios de la vida útil del satélite.

|          | Diseño preliminar | Módulo medio |
|----------|-------------------|--------------|
|          | [W]               | [W]          |
| BOL 53°C | 2339              | 2387         |
| BOL 73°C | 3198              | 3270         |
| BOL 83°C | 3124              | 3183         |
| EOL 53°C | 2145              | 2188         |
| EOL 73°C | 2921              | 2991         |
| EOL 83°C | 2848              | 2905         |

Las funciones del regulador son controlar el estado de carga de la batería, evitando su sobrecarga y su descarga profunda. En las simulaciones que se presentan a continuación se utilizó un modelo simplificado de regulador que conecta/desconecta un único módulo del panel solar de acuerdo con valores estipulados de tensión en los bornes de la batería. Asimismo, controla la entrada/salida del satélite al estado de emergencia.

Los datos de las baterías son las curvas de carga y descarga, la capacidad en EOL (según el porcentaje de degradación indicado por el fabricante) y la cantidad de celdas de batería que se encuentran conectadas en paralelo.

### **Simulación 1**

Se realizó una simulación en EOL, para 5 años de misión, sobre 70 órbitas comenzando el 18 de diciembre. En estas órbita, se tienen eclipses de 20 minutos de duración,  $\beta = 31.4^\circ$  y la temperatura de operación es de  $53^\circ\text{C}$ .

Teniendo en cuenta el factor de corrección debido al daño por radiación informado por el fabricante de baterías, se consideró una capacidad de 128 Ah en EOL. En esta oportunidad, se consideró una profundidad de descarga máxima permitida de 40% (o sea, una carga mínima de 60%)

El regulador desconecta un módulo cuando el estado de carga alcanza el 86% y lo reconecta cuando es inferior a 80%; la entrada a estado de emergencia se produce cuando el estado de carga es inferior a 60% y se retoma la operación normal cuando supera el 80%.

El perfil de consumo utilizado en esta simulación es periódico (96 minutos), con un período ligeramente inferior al de la órbita (97.2 minutos). En la Tabla 5.6 se muestran los diferentes consumos y duración considerados para las distintas etapas de operación de la antena SAR. El consumo para el estado de emergencia es de 630 W.

En la Figura 5.25 se presentan los resultados de la simulación desde las 12 hs del 19 de diciembre hasta las 12 horas del 22 del mismo mes. Puede observarse que

- el estado de carga es superior a 87%,
- se produce la desconexión permanente de un módulo,
- la potencia generada por los paneles es superior a los 2600 W en los períodos iluminados, siendo el promedio orbital de, aproximadamente 2110W,
- el consumo medio del satélite es de, aproximadamente 1900W.

Tabla 5.6: Perfil de consumo considerado para la simulación 1 con la segunda configuración de los paneles solares del SAOCOM.

|                                  | Duración<br>[min] | Consumo<br>[W] |
|----------------------------------|-------------------|----------------|
| Precalentamiento de SAR          | 6                 | 4302           |
| SAR a plena potencia             | 5                 | 4836           |
| SAR en alerta ( <i>Standby</i> ) | 10                | 1306           |
| SAR a media potencia             | 9                 | 3690           |
| SAR en alerta ( <i>Standby</i> ) | 66                | 1306           |

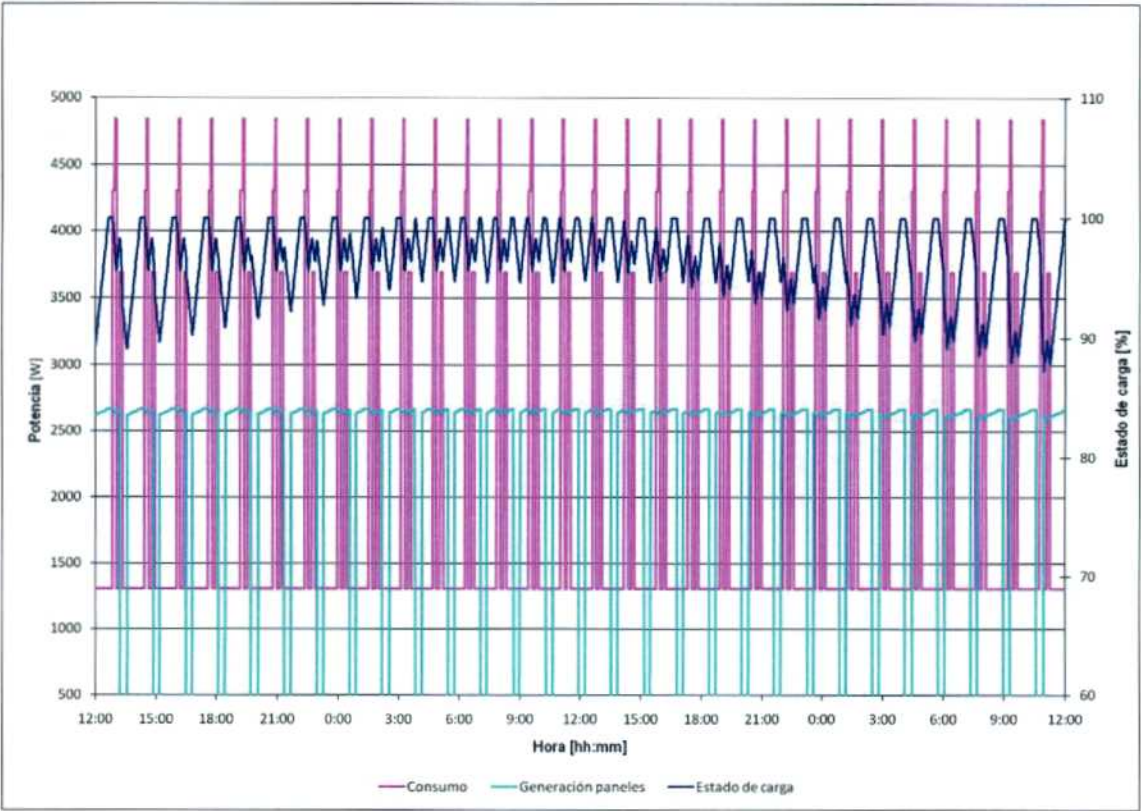


Figura 5.25: Consumo, generación de los paneles y estado de carga de la batería para la simulación realizada con la segunda configuración de los paneles solares del SAOCOM.



El requerimiento de potencia es satisfecho y el perfil de consumo es compatible con la generación de los paneles solares.

**Simulaciones 2 a 4**

Las simulaciones fueron realizadas a fin de vida útil del satélite (EOL), o sea después de 5 años del lanzamiento, para una temperatura de operación de 53°C, en la época de mayor duración de los eclipses (21 de diciembre) sobre 75 órbitas comenzando el 18 de diciembre. Se consideró además un 2% de degradación de los paneles por meteoritos y daño por UV.

El perfil de consumo utilizado se detalla en la Tabla 5.7. No se consideraron mediciones a derecha.

Se trabajó con baterías de Li-ión formadas por distinta cantidad de celdas en serie y/o distinta capacidad. En la Tabla 5.8 se listan, para cada batería, la cantidad de celdas en serie, la capacidad y el máximo estado de carga permitido. Los valores de máximo estado de carga permitido fueron seleccionados de manera que la tensión en bornes de batería no supere los 63V. La diferencia entre los estados de carga máxima de las baterías B y C (tienen igual cantidad de celdas en serie) se debe a que poseen curvas de carga y descarga sustancialmente distintas (Figura 5.26).

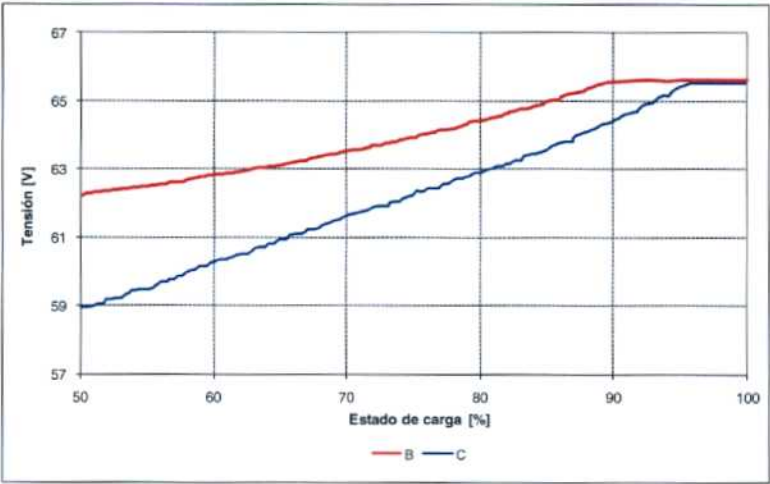


Figura 5.26: Curvas de carga y descarga de las baterías B y C

Tabla 5.7: Perfil de consumo considerado para la simulaciones 2 a 4 con la segunda configuración de los paneles solares del SAOCOM.

|                                  | Duración<br>[min] | Consumo<br>[W] |
|----------------------------------|-------------------|----------------|
| Precalentamiento de SAR          | 6                 | 4302           |
| SAR a plena potencia             | 5                 | 4836           |
| SAR a media potencia             | 9                 | 3690           |
| SAR en alerta ( <i>Standby</i> ) | 74                | 1306           |

Tabla 5.8: Cantidad de celdas de batería en serie, capacidad y máximo estado de carga permitido para las baterías utilizadas en las simulaciones 2 a 4.

|                                  | Batería A<br>Simulación 2 | Batería B<br>Simulación 3 | Batería C<br>Simulación 4 |
|----------------------------------|---------------------------|---------------------------|---------------------------|
| # celdas de batería en serie     | 15                        | 16                        | 16                        |
| Capacidad en EOL                 | 128 Ah                    | 164 Ah                    | 128 Ah                    |
| Máximo estado de carga permitido | 100%                      | 63%                       | 78%                       |

En las Figuras 5.28 a 5.30 se muestran los resultados de las simulaciones.

Para la batería A y el perfil de consumo elegido se satisface el requerimiento de potencia con 23 módulos del panel solar (Figura 5.28). La potencia media orbital generada es de 2105 W, mientras que el consumo medio orbital es de 1995 W. El estado de carga se mantiene por encima del 80%.

Para la batería B y el perfil de consumo elegido se satisface el requerimiento de potencia con 24 módulos del panel solar (Figura 5.29) pero no lo cumple considerando la

falla de un módulo. La potencia media orbital generada es de 2127 W, mientras que el consumo medio orbital es de 1995 W. El estado de carga se mantiene entre el 49% y el 63% (límite superior impuesto).

Para la batería C y el perfil de consumo elegido se satisface el requerimiento de potencia con 23 módulos del panel solar (Figura 5.30). La potencia media orbital generada es de 2084 W, mientras que el consumo medio orbital es de 1995 W. El estado de carga se mantiene entre el 52% y el 78% (límite superior impuesto).



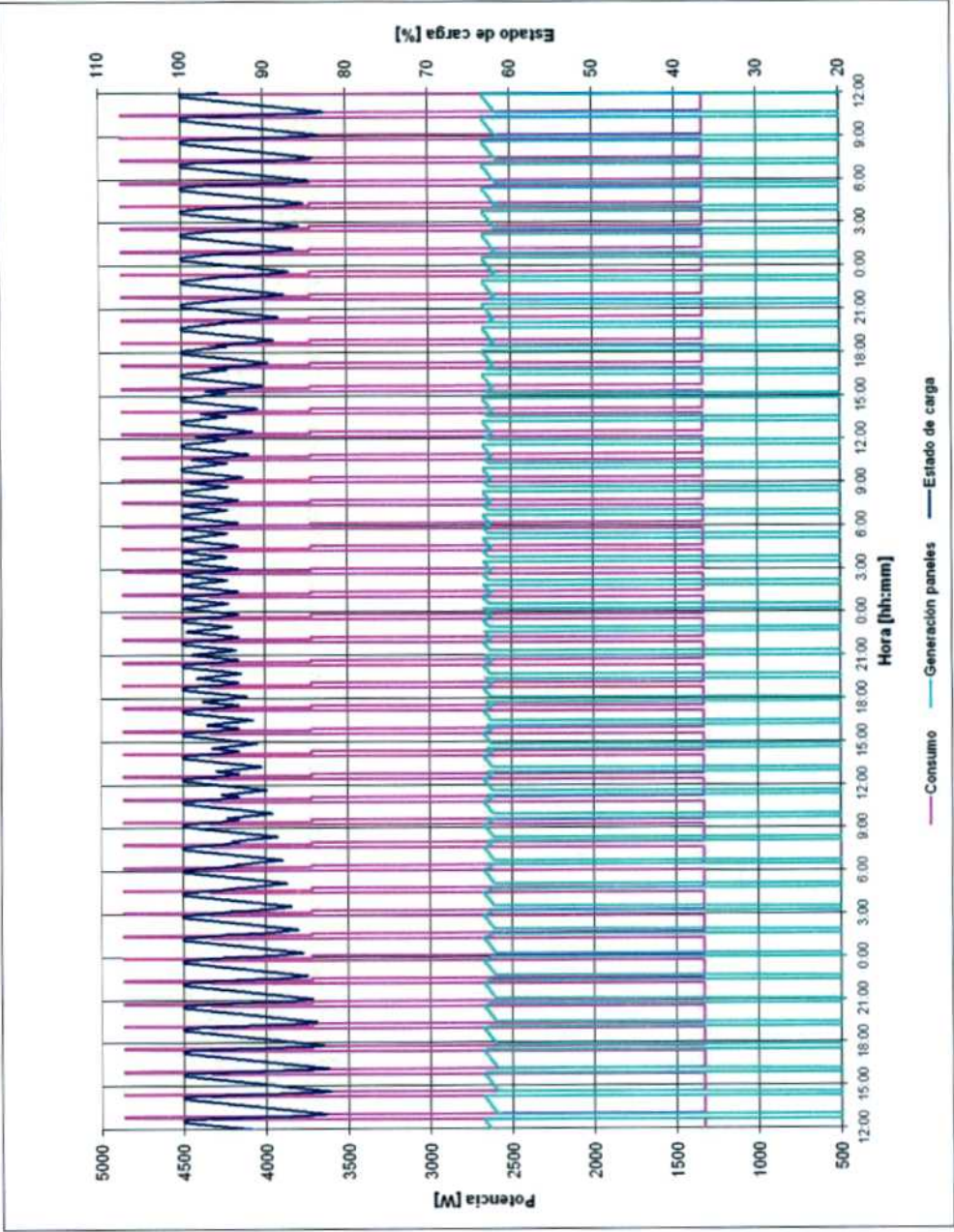


Figura 5.27: Consumo, generación de los paneles y estado de carga de la batería para la simulación 2 realizada con la batería A y la segunda configuración de los paneles solares del SAOCOM.

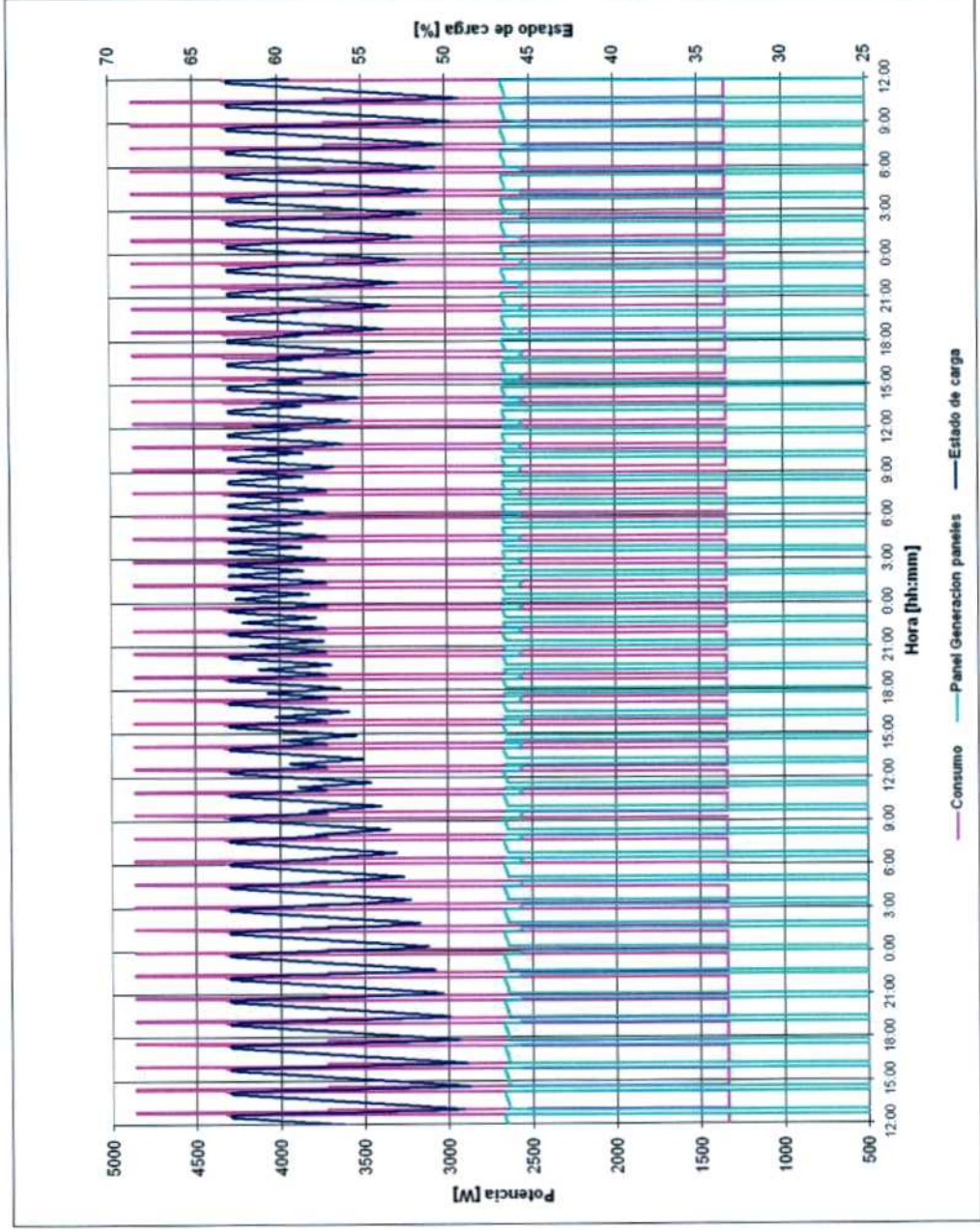


Figura 5.28: Consumo, generación de los paneles y estado de carga de la batería para la simulación 3 realizada con la batería B y la segunda configuración de los paneles solares del SAOCOM.

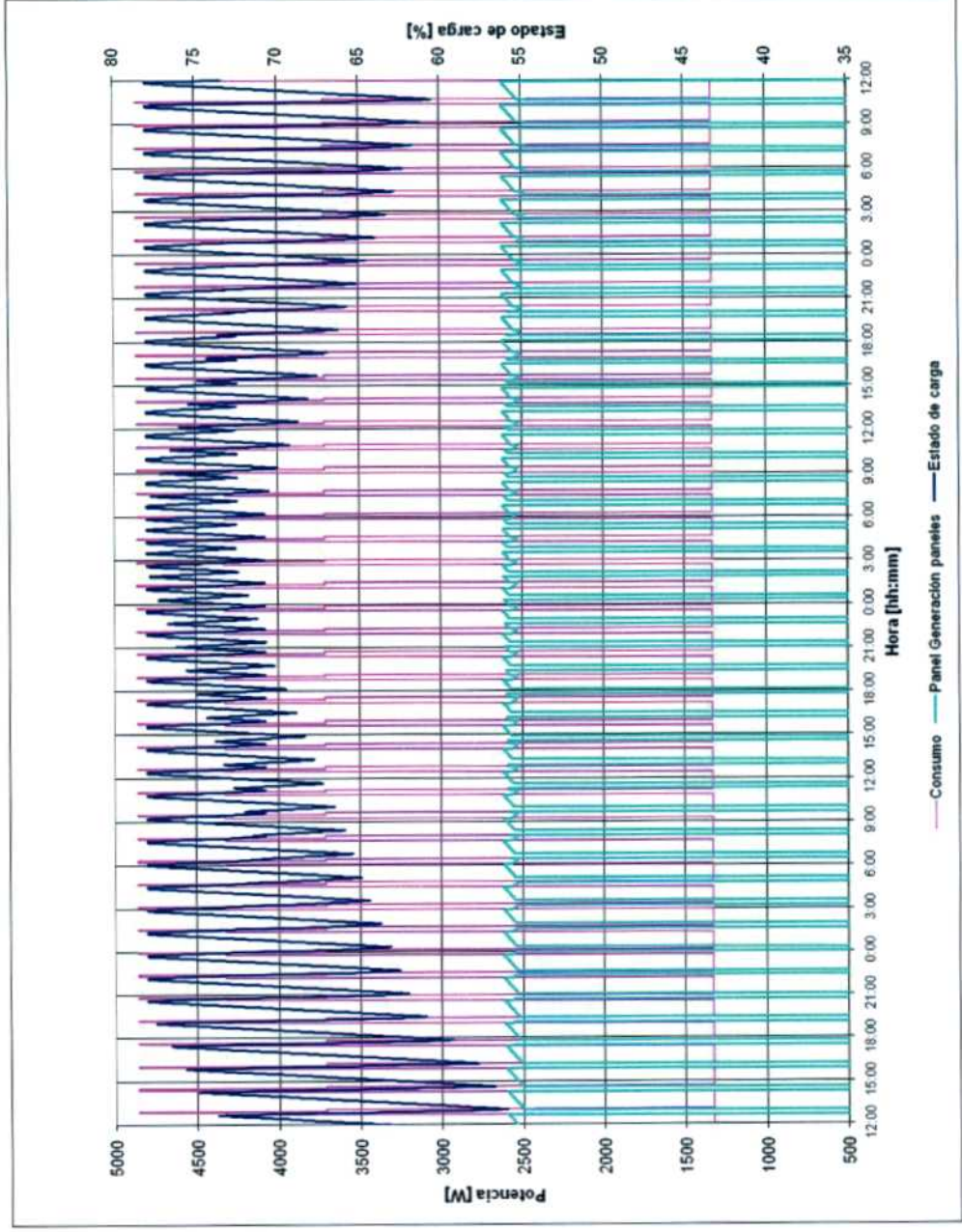


Figura 5.29: Consumo, generación de los paneles y estado de carga de la batería para la simulación 4 realizada con la batería C y la segunda configuración de los paneles solares del SAOCOM.



## 5.3 Conclusiones

Se desarrolló un código de simulación de sistemas de potencia de satélites que, teniendo en cuenta el panel solar, la batería, el regulador y la carga permite analizar la evolución temporal de parámetros de gran importancia para el estudio del funcionamiento del sistema de potencia del satélite: la potencia generada por el panel solar, el estado de carga de la batería y la corriente provista por el panel a la batería y otros sistemas. Este código permite obtener los resultados en BOL, EOL o cualquier estadio de la misión siendo entonces una herramienta de gran utilidad para el seguimiento del sistema de potencia en órbita en situaciones normales o para el tratamiento de contingencias.

Las simulaciones realizadas para el satélite SAC-D muestran que la demanda es totalmente satisfecha por la generación de los paneles solares. Los valores de la tensión y corriente en los bornes de la batería y la cantidad de módulos activos obtenidos por simulación están en buen acuerdo con los correspondientes valores de la telemetría recibida a partir de su puesta en órbita, pudiéndose deducir entonces la funcionalidad del código.

Dada la complejidad de los perfiles de consumo del satélite SAOCOM, el código de simulación fue utilizado para determinar posibles perfiles de consumo compatibles con la potencia generada por los paneles solares. Además, su uso permitió analizar el comportamiento de 3 tipos de baterías y descartar una de ellas por no satisfacer los requerimientos.

## Referencias

- [1] P. Bauer, "Computer simulation of satellite electric power systems," *Aerospace and Electronic Systems*, IEEE Transactions on, vol. AES-5, no. 6, pp. 934–942, 1969.
- [2] B. Cho and F. Lee, "Modeling and analysis of spacecraft power systems," *IEEE Transactions on Power Electronics*, vol. 3, no. 1, pp. 44–54, 1988.
- [3] J. Lee, B. Cho, S. Kim, and F. Lee, "Modeling and simulation of spacecraft power systems,"

IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 24, no. 3, pp. 295 –304, may 1988.

- [4] Iqbal M., "An Introduction to Solar Radiation", Academic Press New York, 1983.
- [5] R. Burden and J. Faires, Numerical Analysis. Prindle, Weber & Schmidt Boston, Mass, 1985.
- [6] C. Gear, Numerical Initial Value Problems in Ordinary Differential Equations. Prentice Hall PTR Upper Saddle River, NJ, USA, 1971.
- [7] <http://sdtlmy.conae.gov.ar/sacd-ui/>
- [8] <http://www.conae.gov.ar/index.php/espa%C3%B1ol/misiones-satelitales/saocom/objetivos>

# Capítulo 6

## Análisis de la telemetría del SAC-D

A partir del momento de su puesta en órbita, el SAC-D transmite información por telemetría de los diferentes subsistemas del satélite. En la Figura 6.1 se muestra una de las primeras pantallas con los valores de las variables de los módulos y la batería, correspondiente al día del lanzamiento.

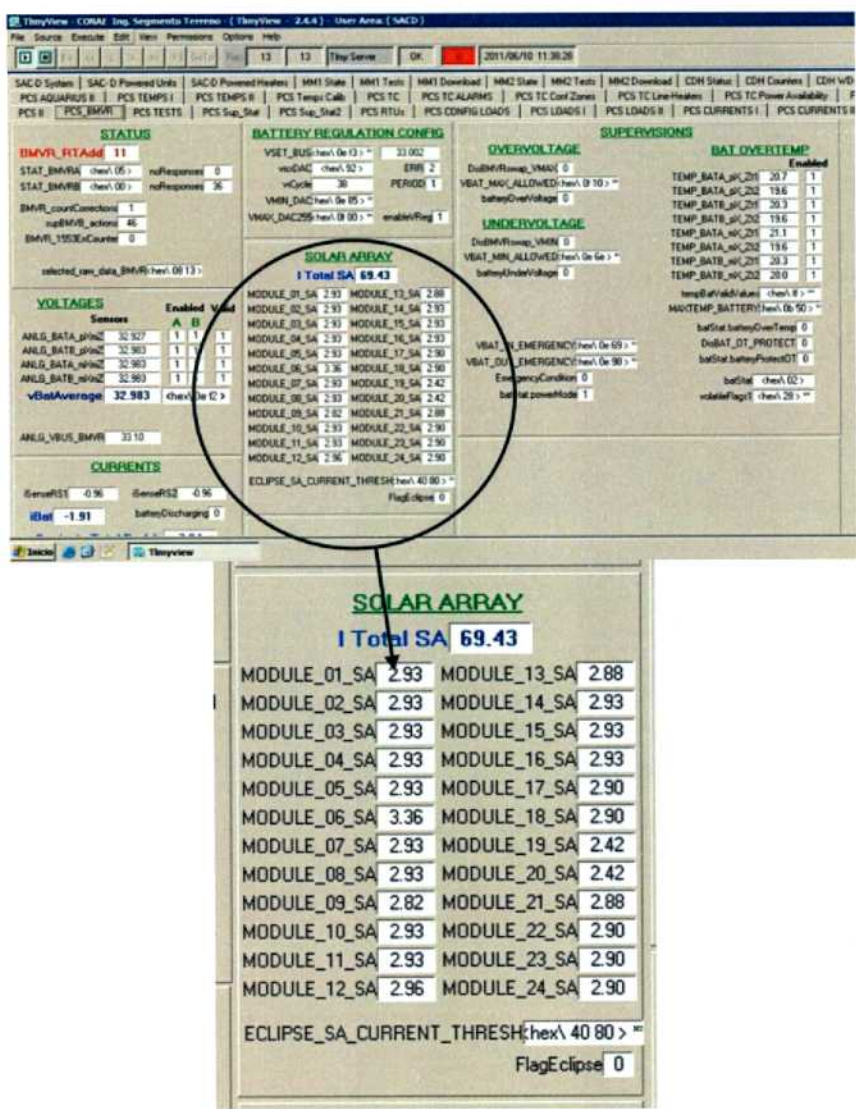


Figura 6.1: Pantalla con datos de telemetría de los paneles solares y la batería, del 10 de junio de 2011.



Los valores de las corrientes medidas para cada módulo presentadas en la Figura 6.1 son compatibles con los simulados en BOL con incidencia normal de la radiación condiciones normalizadas (Tabla 4.11).

## 6.1 Consideraciones y cálculos previos

Los datos analizados se obtuvieron de la página de Interfaz de Telemetría del SAC-D [1] y corresponden a las corrientes de los módulos, las corrientes de los sensores solares gruesos (SSG), las temperaturas de los sensores de temperatura, la tensión de la batería y los correspondientes a la posición del satélite.

El análisis se realizó, sistemáticamente, sobre conjuntos de datos medidos cada 40 segundos, a lo largo de 24 horas (aproximadamente 15 órbitas), los días 10, 20 y 30 de cada mes ; en caso de eventos especiales o anomalías, se realizaron análisis sobre días adicionales.

En una primera aproximación y considerando que los paneles se encuentran en el plano de la órbita, el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles ( $\beta$ ) queda determinado por la inclinación de la órbita y varía anualmente con la traslación de la Tierra. Con estas consideraciones se logra una buena estimación de las corrientes de los módulos. Sin embargo, debido a motivos técnicos relacionados con el instrumento MWR (*Micro Wave Radiometer*), el satélite realiza un “raw-steering”, es decir que  $\beta$  tiene una variación cíclica, no simétrica, alrededor de su valor nominal (ángulo de la órbita). En consecuencia, al encenderse el MWR fue necesario realizar una mejor estimación de  $\beta$  a partir de la lectura de las corrientes de los SSG.

Al momento de la realización del presente trabajo, la telemetría no contenía mediciones del ángulo de incidencia de la radiación solar sobre los paneles y fue necesario determinar un algoritmo para su cálculo.

### 6.1.1. Algoritmo para el cálculo del ángulo de la radiación solar sobre los paneles

El cálculo de  $\beta$  se realizó utilizando

- las corrientes de cortocircuito de 4 de los SSG de posición situados en la parte superior de cada panel y mirando hacia el frente (sensores 1 y 3 para el panel +X, 7 y 9 para el -X) dado que son los únicos que sólo "ven" la radiación solar (no reciben radiación proveniente de la Tierra),
- la orientación de cada SSG considerado,
- la temperatura de operación estimada en base a los sensores de temperatura frontal y posterior más cercanos a los SSG considerados,
- la corriente de cortocircuito de cada SSG medida en Tierra en condiciones normalizadas ( $1366 \text{ W/m}^2$ ,  $28^\circ\text{C}$ ).

Teniendo en cuenta la geometría de la base de los SSG en el sistema de coordenadas indicado en la Figura 6.2, para el panel +X se tiene

$$n_1 = \left(-\frac{1}{2}, -\frac{1}{2}, -\frac{1}{\sqrt{2}}\right) \quad n_3 = \left(+\frac{1}{2}, -\frac{1}{2}, -\frac{1}{\sqrt{2}}\right) \quad (6.1)$$

siendo  $n_i$  el versor normal a la superficie del i-ésimo SSG,  $n_{SOL}$  el versor correspondiente a la dirección de la radiación solar,

$$n_{SOL} = (x, y, z) \text{ con } x^2 + y^2 + z^2 = 1 \quad (6.2)$$

La coordenada  $y$  de  $n_{SOL}$  corresponde al coseno del  $\beta$ .

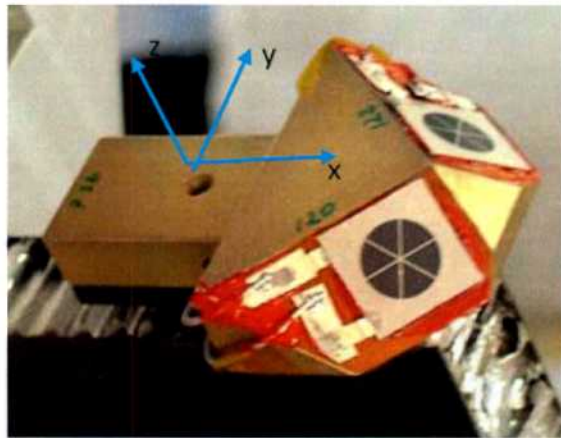


Figura 6.2: Sensores solares gruesos y sistema de coordenadas utilizado para el cálculo de  $\beta$ .

De (1) y (2) se deduce que

$$n_3 - n_1 = (1,0,0) \quad y \quad n_3 + n_1 = (0, -1, -\sqrt{2}) \quad (6.3)$$

luego

$$x = (n_3 - n_1) \cdot I_{SOL} \quad (6.4)$$

$$y = -(n_3 + n_1) \cdot I_{SOL} - \sqrt{2} z \quad (6.5)$$

Teniendo en cuenta que

$$n_i \cdot I_{SOL} = \cos \beta_i \quad (6.6)$$

donde  $\beta_i$  es el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre el SSG #i, para i =1 ó 3, resulta

$$\cos \beta_i = \frac{I_i^{tlm}}{f_{dist} * (I_i^{28} + (T^{tlm} - 28) * f_{temp})} \quad (6.7)$$

siendo  $I_i^{tlm}$  la corriente del SSG #i obtenida por telemetría,

$f_{dist}$ , el factor de corrección por la variación de la distancia Tierra-Sol a lo largo de la órbita,

$I_i^{28}$ , la corriente del SSG #i medida en Tierra en condiciones estándar,

$f_{temp}$ , el coeficiente de corrección por temperatura de la corriente.

Reemplazando  $x$  e  $y$  de las Ec. (6.4) y (6.5) en la Ec. (6.2), se obtiene una expresión cuadrática en  $z$  cuya solución permite calcular  $y$  en la Ec. (6.4)

$$\beta = 180 - [\cos(y)]^{-1} * 180/\pi \quad (6.8)$$

De manera análoga se procede para el cálculo del panel -X.



En la Figura 6.3 se muestra la variación de  $\beta$  en función del tiempo para el 30 de abril de 2012 (período sin eclipses).

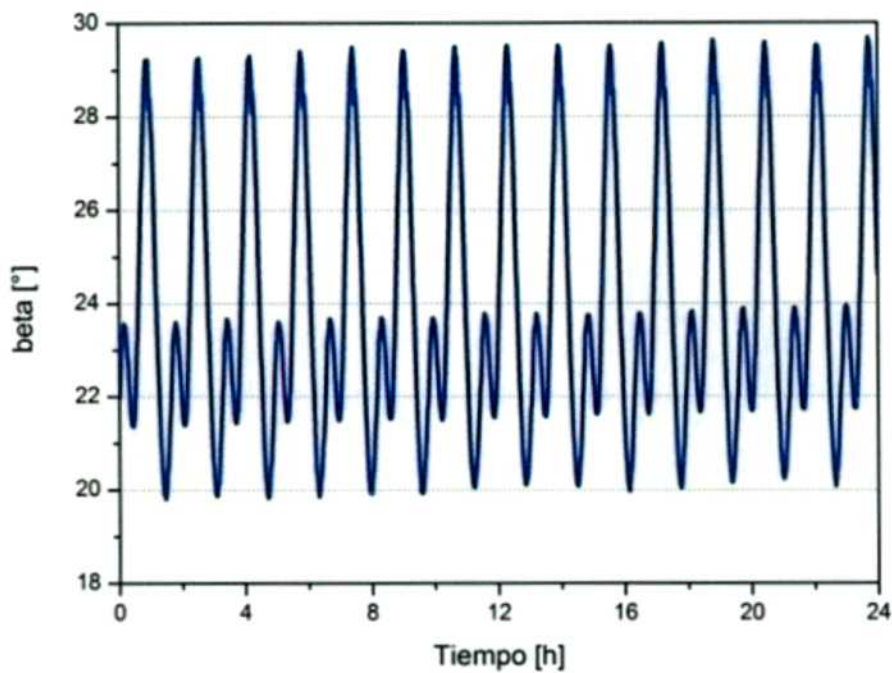


Figura 6.3: Variación de  $\beta$  en función del tiempo para el 30 de abril de 2012.

**6.1.2.      Análisis de la sensibilidad del algoritmo**

Dado que el algoritmo de cálculo de  $\beta$  depende de los valores de la temperatura de operación (telemetría) y del la medición de la corriente de cortocircuito de SSG (medición realizada en Tierra en condiciones estándar), se analizó la influencia de los errores de dichos parámetros en la estimación de  $\beta$ .

Se calcularon los valores de  $\beta$  para valores de temperatura variando cada 10°C, en un rango de -30°C a +30°C, el 20 de junio (máximo valor de  $\beta$ ) y el 10 de octubre (mínimo valor de  $\beta$ ). En la Tabla 6.1 se presentan los valores promedio de  $\beta$ , la desviación estándar y la diferencia porcentual con respecto a 0°C para el 20 de junio y, en la Tabla 6.2, la correspondiente al 10 de octubre. Los resultados obtenidos muestran que la influencia de los errores en la estimación de la temperatura de los SSG es despreciable.

Tabla 6.1: Valores del promedio diario de  $\beta$ , de la desviación estándar y de la diferencia porcentual con respecto al valor de referencia (0°C) para el 20 de junio

| $\Delta T$            | -30°C | -20°C | -10°C | 0°C  | +10°C | +20°C | +30°C |
|-----------------------|-------|-------|-------|------|-------|-------|-------|
| Promedio              | 35,9  | 35,8  | 35,6  | 35,3 | 35,2  | 35,0  | 34,9  |
| Desviación estándar   | 3,2   | 3,1   | 3,1   | 3,1  | 3,2   | 3,2   | 3,2   |
| Diferencia porcentual | 1,6   | 1,0   | 0,5   |      | -0,5  | -1,0  | -1,5  |

Tabla 6.2: Valores del promedio diario de  $\beta$ , de la desviación estándar y de la diferencia porcentual con respecto al valor de referencia (0°C) para el 10 de octubre.

| $\Delta T$            | -30° | -20° | -10° | 0°  | +10° | +20° | +30° |
|-----------------------|------|------|------|-----|------|------|------|
| Promedio              | 5,4  | 5,3  | 5,3  | 5,3 | 5,3  | 5,2  | 5,2  |
| Desviación estándar   | 2,4  | 2,4  | 2,5  | 2,5 | 2,5  | 2,5  | 2,5  |
| Diferencia porcentual | 1,5  | 1,0  | 0,5  |     | -0,4 | -0,8 | -1,1 |

A continuación, se variaron los valores de las corrientes de cortocircuito de los SSG alrededor de sus valores medidos en Tierra (condiciones estándar), cada 2%, en el rango comprendido entre 94% y 106%. En las Tablas 6.3 y 6.4 se presentan los valores promedio, la desviación estándar y la diferencia porcentual respecto del 100% de dichas variaciones para el 20 de junio y el 10 de octubre, respectivamente.

Tabla 6.3: Valores del promedio diario de  $\beta$ , de la desviación estándar, del coseno del promedio de  $\beta$  y de la diferencia porcentual con respecto al valor de referencia ( $\cos(35.4^\circ)$ ) para el 20 de junio.

| Porcentaje de $I_{cc}$ del SSG | 94    | 96    | 98    | 100   | 102   | 104   | 106   |
|--------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Promedio                       | 39,8  | 38,0  | 36,6  | 35,4  | 34,3  | 33,3  | 32,5  |
| Desviación estándar            | 5,0   | 3,8   | 3,3   | 3,1   | 3,3   | 3,7   | 4,1   |
| $\text{Cos}(\beta)$            | 0,768 | 0,788 | 0,803 | 0,815 | 0,826 | 0,836 | 0,843 |
| Diferencia porcentual          | -5,7  | -3,3  | -1,5  |       | 1,3   | 2,5   | 3,5   |

Tabla 6.4: Valores del promedio diario de  $\beta$ , de la desviación estándar, del coseno del promedio de  $\beta$  y de la diferencia porcentual con respecto al valor de referencia ( $\cos(4^\circ)$ ) para el 10 de octubre.

| Porcentaje de $I_{cc}$ del SSG | 94    | 96    | 98    | 100   | 102   | 104   | 106   |
|--------------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Promedio                       | 6,2   | 5,8   | 5,5   | 5,3   | 5,2   | 5,2   | 5,3   |
| Desviación estándar.           | 2,4   | 2,4   | 2,4   | 2,5   | 2,6   | 2,7   | 2,9   |
| $\text{Cos}(\beta)$            | 0,994 | 0,995 | 0,995 | 0,996 | 0,996 | 0,996 | 0,996 |
| Diferencia porcentual          | 0,2   | 0,1   | 0,0   |       | 0,0   | 0,0   | 0,0   |

Se observa que para valores máximos de  $\beta$ , las diferencias porcentuales aplicadas al ángulo son comparables al error de medición de las  $I_{sc}$  de los SSG y resultan ser despreciables al aplicarlas sobre el  $\cos(\beta)$ . Para los valores mínimos de  $\beta$ , las diferencias porcentuales son directamente despreciables.



## 6.2 Análisis de las corrientes de los módulos

Con el objeto de monitorear el funcionamiento de los módulos, se graficaron las corrientes de cada uno de ellos y su temperatura aproximada, en función de la posición angular del satélite medida con respecto al polo Norte, para días completos (aproximadamente 15 órbitas). Los ángulos negativos corresponden a la trayectoria ascendente (satélite desplazándose del Sur hacia el Norte), mientras que los positivos, a la descendente (de Norte a Sur). En la Figura 6.4 (a) y (b) se muestran las corrientes y temperaturas de operación de los módulos del panel +X y -X, respectivamente para el 20 de diciembre de 2012 (período sin eclipses); en la Figura 6.5 (a) y (b) las correspondientes a los paneles +X y -X, respectivamente, para el día 20 de junio de 2013 (período con eclipses). La dispersión que se observa en los valores de la temperatura y de la corriente se debe a la variación de dichos parámetros entre las distintas órbitas del conjunto de datos analizado. A modo de referencia, se incluyeron los valores simulados de  $I_{cc}$  y de  $I_{pmp}$  del módulo correspondiente. En las simulaciones, el albedo debido a la Tierra no ha sido tenido en cuenta debido a su variabilidad [2] pero, la corrección de la distancia Tierra-Sol [3], el ángulo de incidencia de la radiación solar y la temperatura aproximada de operación de cada módulo (medida por el sensor de temperatura más cercano al módulo) fueron consideradas para corregir las curvas de corrientes simuladas utilizando los coeficientes de variación por temperatura provistos por el Emcore Corp. ( $\Delta I_{sc}/\Delta T = 0.331 \text{ mA}/^{\circ}\text{C}$  and  $\Delta I_{mpp}/\Delta T = 0.310 \text{ mA}/^{\circ}\text{C}$  [4]).

En la Figura 6.6 se muestran las corrientes medidas y simuladas, y la temperatura de operación de los módulos 1 a 3 para el 30 de diciembre de 2012. Se observa que:

- la diferencia entre la corriente medida y la simulada varía a lo largo de la órbita debido esencialmente al albedo; de aquí en adelante, se denominará "corriente de base" de un módulo a lo largo de una o varias órbitas al mínimo valor de la corriente del módulo en dichas órbitas, valor que corresponde al valor mínimo del albedo;
- la corriente de base cercana a  $I_{pmp}$  (módulo 2 en la Figura 6.6) corresponde a un módulo que entrega la potencia generada al sistema (al que se referirá como "módulo activo") ;
- la corriente de base cuyos valores están próximos a  $I_{cc}$  (módulo 1 en la Figura 6.6) corresponde a un módulo en estado de cortocircuito (no toda la potencia disponible del sistema de potencia es requerida);

- la corriente de base de algunos módulos, en los períodos libres de eclipses, oscila entre el punto de operación (cercano a  $I_{pmp}$ ) e  $I_{cc}$ , indicando que están conmutando entre el estado operativo y el de cortocircuito (módulo 3 en la Figura 6.6), controlados por el regulador.

En períodos libres de eclipses, 6 módulos están activos y 2 conmutando; el panel -X sólo tiene 2 módulos activos y ninguno conmutando.

Por otra parte, en la Figura 6.7 se muestran las corrientes medidas y simuladas, y la temperatura de operación de los módulos 8 y 10 para el 20 de junio de 2012 para 3 órbitas. Se observa que:

- la corriente del módulo 10 es menor que la del 8 en todo momento debido al hecho que el primero está entregando potencia mientras que el segundo se encuentra en condiciones de cortocircuito, siendo esto compatible con el orden de conexión de los módulos (ver Tabla 5.1);
- la mayor diferencia entre las corrientes medidas y simuladas observada en junio respecto de la correspondiente a diciembre está probablemente asociada a un albedo mayor durante los períodos con eclipses;
- las oscilaciones en la corriente no permiten detectar la conmutación de los módulos, a diferencia de lo observado en diciembre.



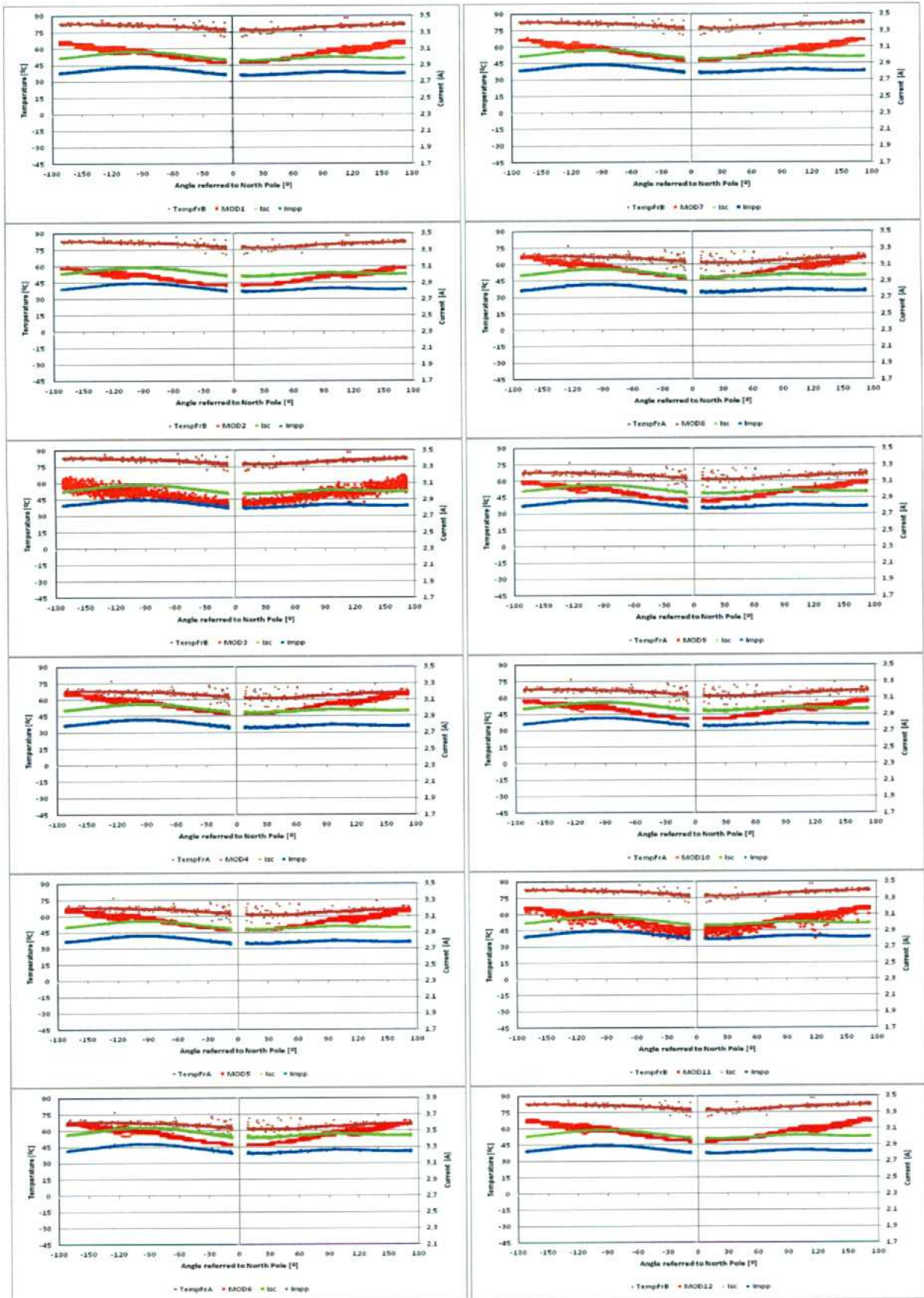


Figura 6.4 (a): Corrientes y temperaturas de operación de los módulos del panel +X y corrientes de cortocircuito y en el punto de máxima potencia simuladas para el 20/12/2012.



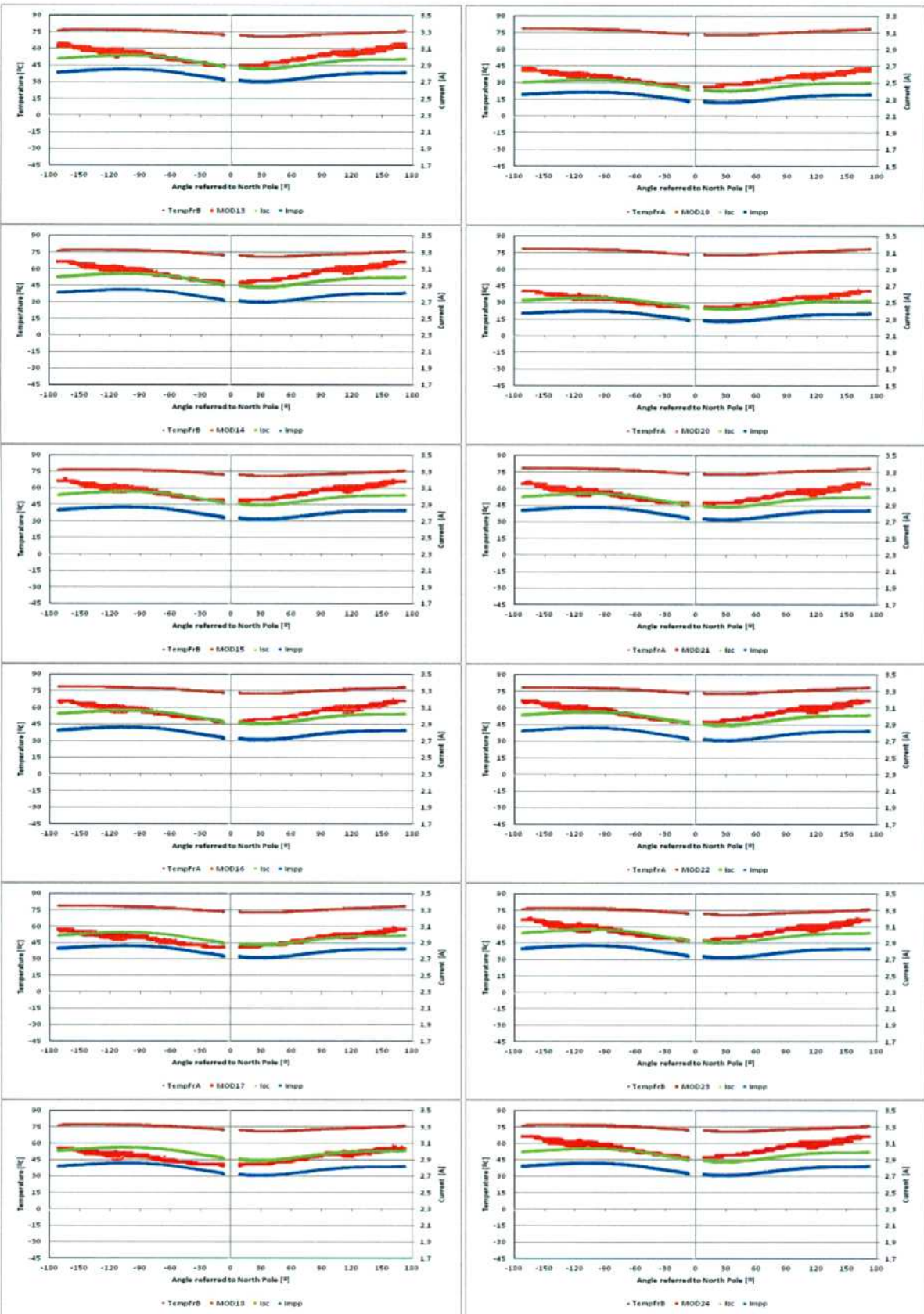


Figura 6.4 (b): Corrientes y temperaturas de operación de los módulos del panel -X y corrientes de cortocircuito y en el punto de máxima potencia simuladas para el 20/12/2012.

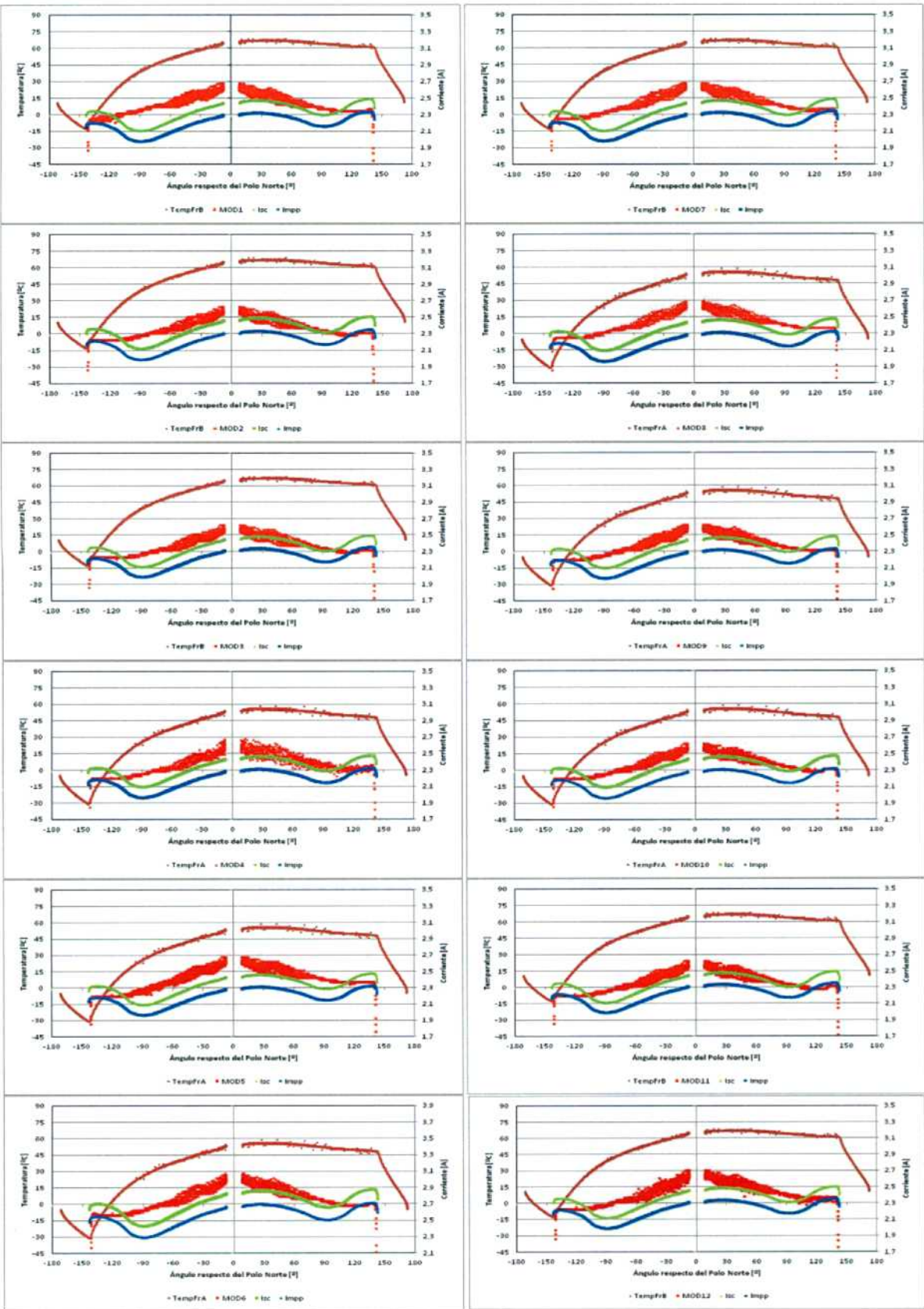


Figura 6.5 (a): Corrientes y temperaturas de operación de los módulos del panel +X y corrientes de cortocircuito y en el punto de máxima potencia simuladas para el 20/06/2013.



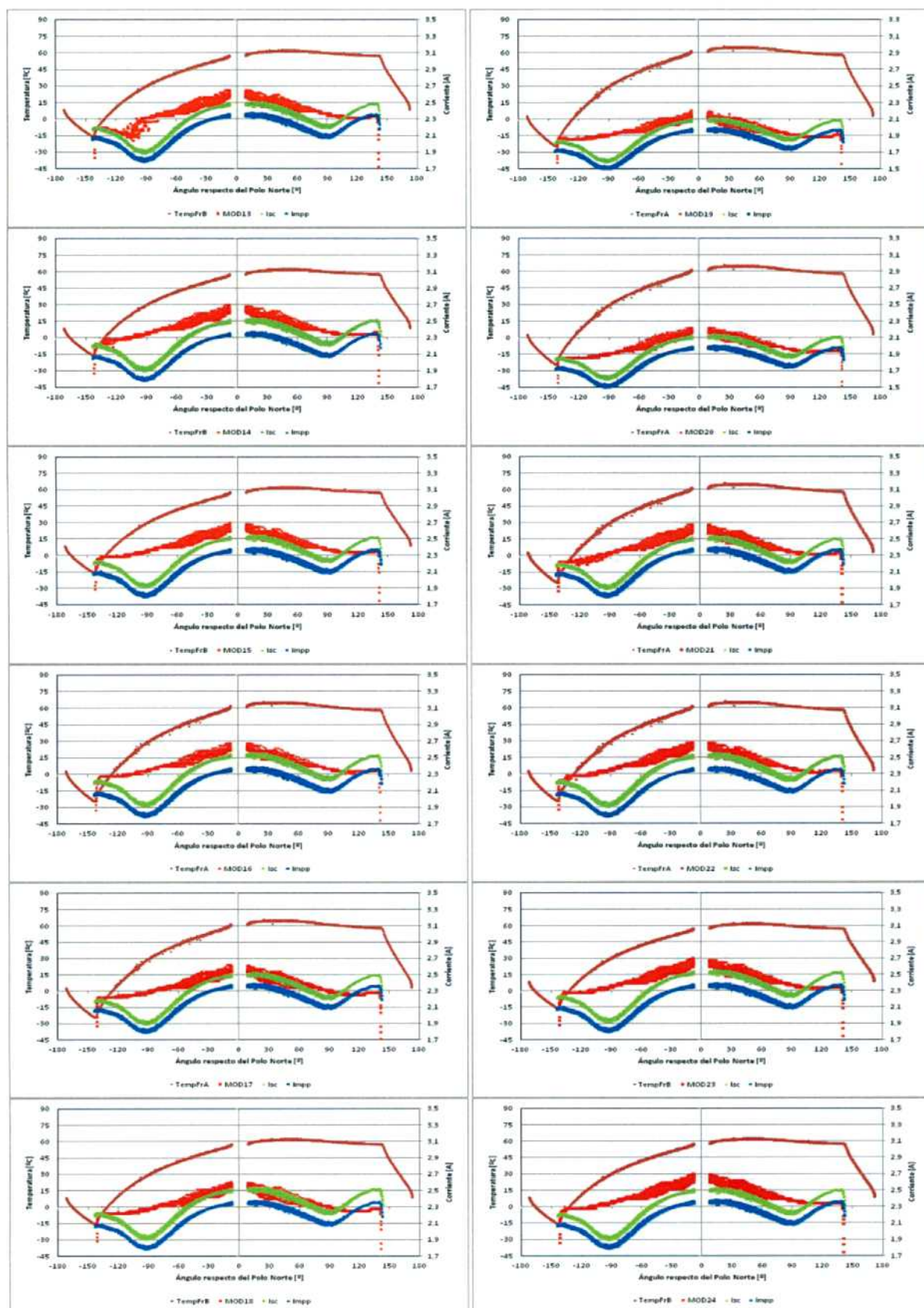


Figura 6.5 (b): Corrientes y temperaturas de operación de los módulos del panel -X y corrientes de cortocircuito y en el punto de máxima potencia simuladas para el 20/06/2013.



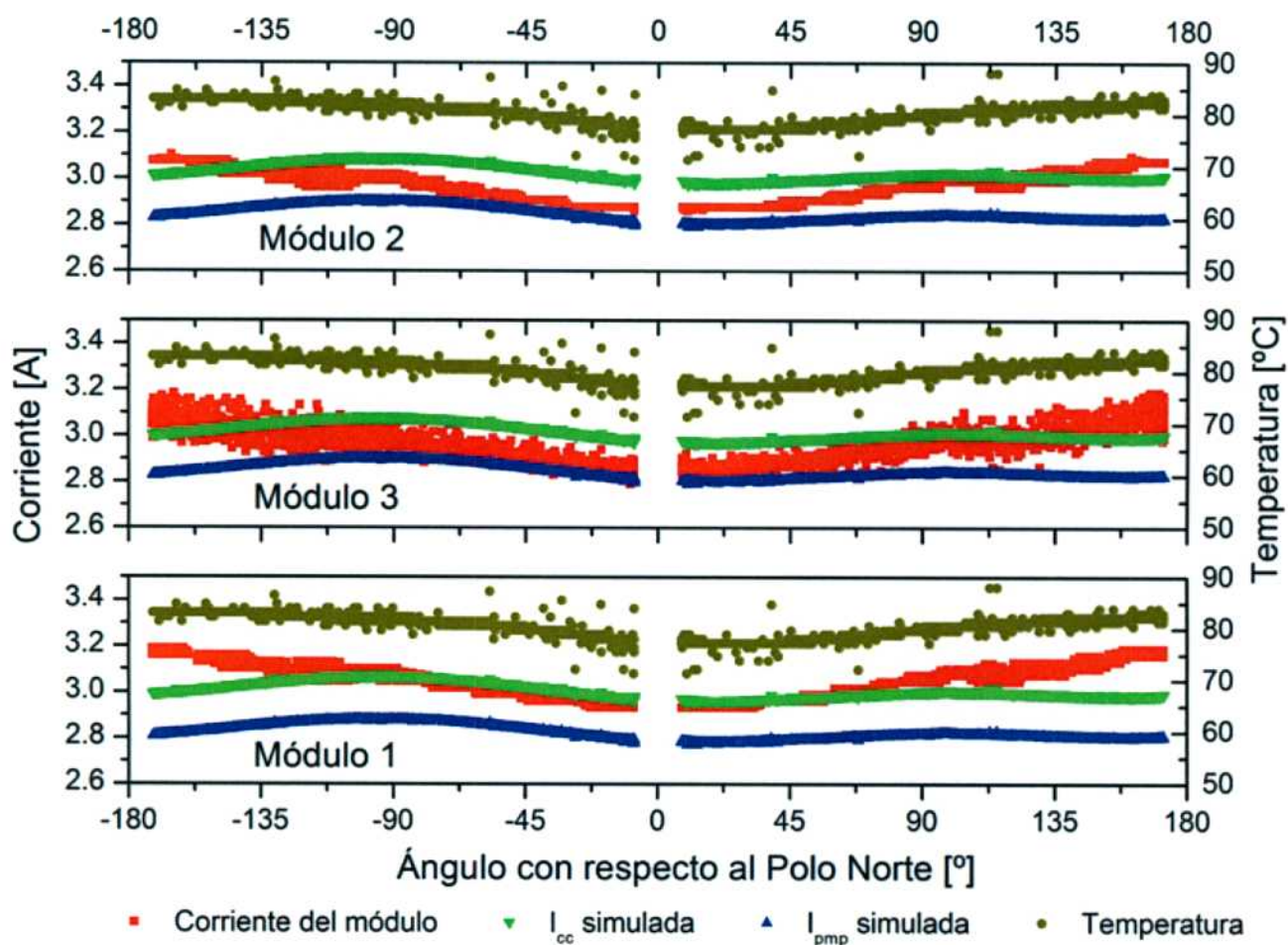


Figura 6.6: Corrientes y temperaturas obtenidas por telemetría,  $I_{cc}$  e  $I_{pmp}$  simuladas de los módulos 1 a 3 para el 30 de diciembre de 2012. El módulo 1 está en cortocircuito, el 2, está activo y el módulo 3 conmuta entre los dos estados anteriores.

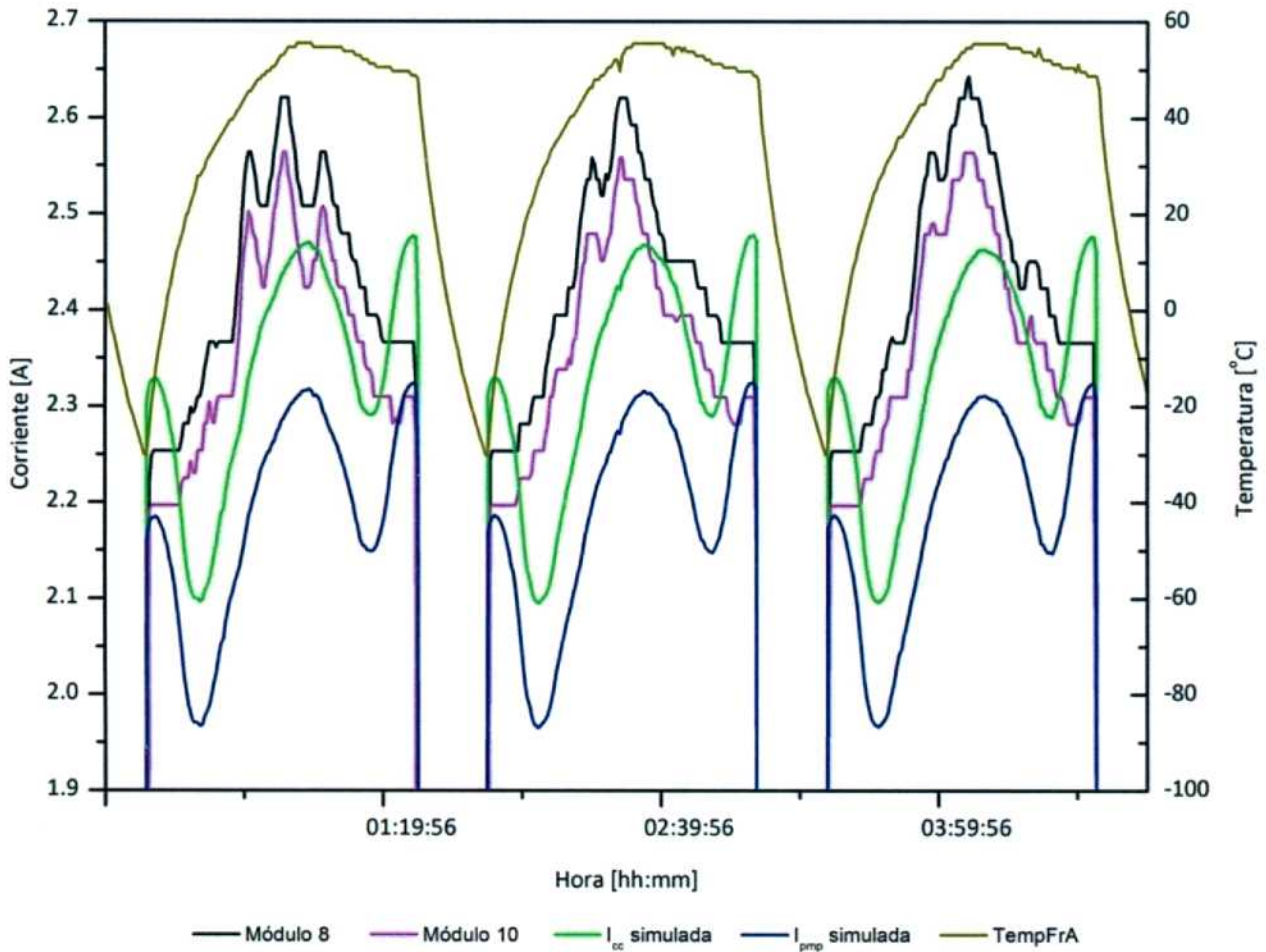


Figura 6.7: Corrientes y temperaturas obtenidas por telemetría,  $I_{cc}$  e  $I_{pmp}$  simuladas de los módulos 8 y 10 para el 20 de junio de 2013. El módulo 10 está cortocircuito y el 8 está activo.

### 6.2.1. Comparación de las corrientes medidas y simuladas

Con el objeto de determinar la diferencia entre las corrientes medidas y las simuladas, se analizaron gráficos como el de la Figura 6.6 buscando casos en los que el albedo tuviera un aporte mínimo a la irradiancia recibida por los módulos; se observó que, en el período sin eclipses, el Polo Norte se encontraba en esa situación. A fin de determinar la veracidad de estas observaciones se realizaron simulaciones con la facilidad Spenvis [5], en particular, el 30 de diciembre (Figura 6.8) cuyo resultado indicó un valor de  $4.3 \text{ W/m}^2$  en los alrededores del Polo Norte, valor que resulta despreciable frente al de la radiación solar en el espacio ( $1366 \text{ W/m}^2$ ).

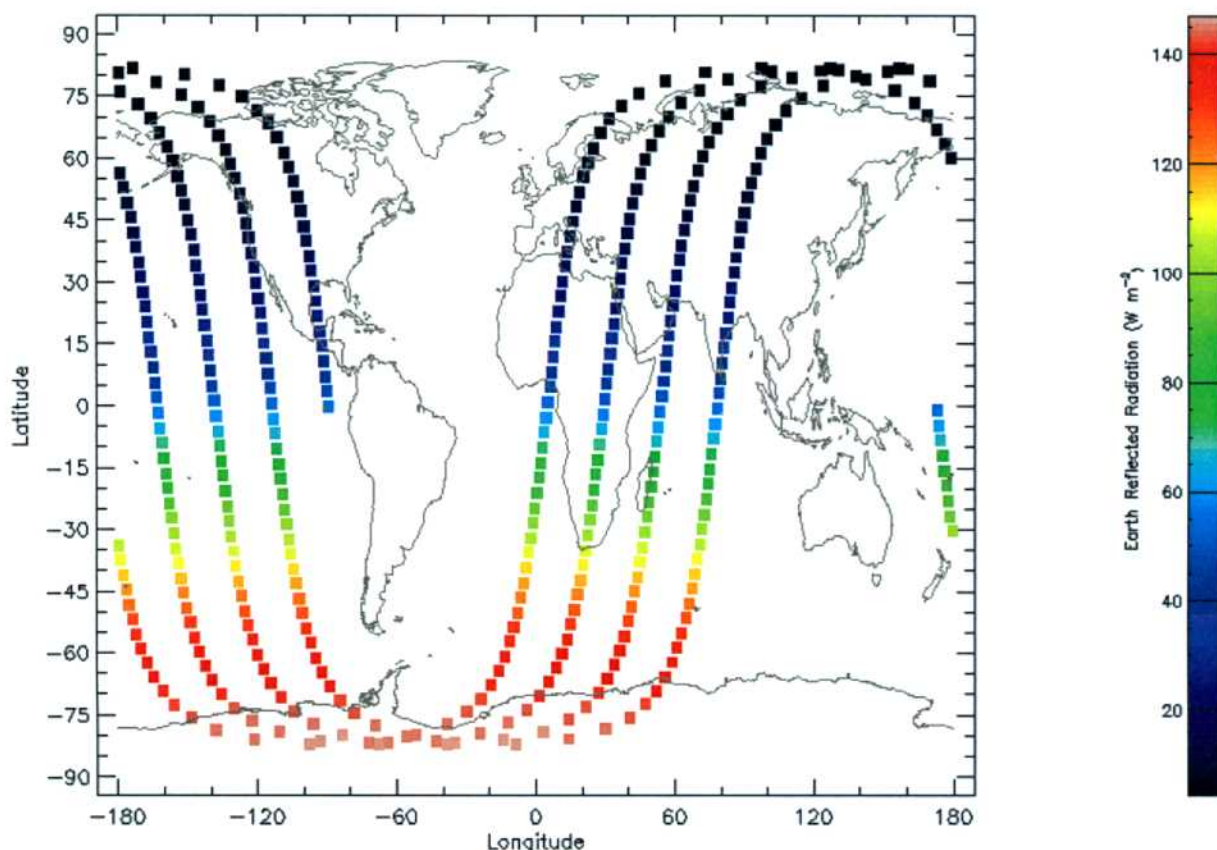


Figura 6.8: Valores del albedo para el 30 de diciembre obtenidos mediante la facilidad Spenvis.

Cuando el albedo es despreciable (módulo 1 de la Figura 6.6, en las proximidades del Polo Norte), la corriente de los módulos en estado de cortocircuito provista por la telemetría es inferior de la  $I_{cc}$  simulada, permitiendo concluir que la simulación sobrestima la corriente de los módulos en, aproximadamente, 3%.

## 6.2.2. Contribución del albedo

Como se ha podido observar en Figura 6.6, el albedo tiene una influencia importante sobre la corriente de los módulos dependiendo de la latitud. Por tal motivo, se realizó un estudio de su contribución a las corrientes para los diferentes meses del año.

Se evaluó la contribución del albedo a la corriente de los módulos a partir de la corriente obtenida por telemetría, normalizada a condiciones estándar, y la simulada para los módulos en



condición de cortocircuito. En la época de eclipses (mayo a julio), durante el paso de la zona de iluminación a la umbra, la intensidad de la radiación solar incidente sobre los paneles decae rápidamente hasta alcanzar el valor nulo debiéndose descartar las mediciones realizadas con el satélite en penumbra y umbra para la estimación del albedo.

En la Tabla 6.5, se dan los valores promedio, mínimos y máximos de la contribución del albedo a la corriente generada por el módulo 1 para el período comprendido entre julio de 2011 y agosto de 2013, y en la Figura 6.9 se presenta el gráfico de ambas corrientes para el módulo 1 a lo largo del período abril de 2012 a marzo de 2013, en función de la latitud.

Tabla 6.5: Valores promedio, máximos y mínimos de la contribución del albedo (%) a la corriente generada por el módulo 1 en el período julio de 2011 a agosto de 2013.

| Mes      | 1    | 2    | 3   | 4    | 5    | 6    | 7    | 8    | 9   | 10   | 11   | 12   |
|----------|------|------|-----|------|------|------|------|------|-----|------|------|------|
| Promedio | 4,3  | 4,9  | 4,1 | 5,3  | 7,8  | 8,5  | 11,2 | 5,5  | 4,4 | 5,2  | 4,7  | 5,7  |
| Mínimo   | 0,1  | 1,4  | 0,9 | 0,5  | 0,0  | 0,0  | 0,0  | 0,7  | 0,7 | 1,8  | 0,6  | 0,5  |
| Máximo   | 12,1 | 12,4 | 8,8 | 13,3 | 17,5 | 18,7 | 20,3 | 15,6 | 9,9 | 10,7 | 13,2 | 12,9 |

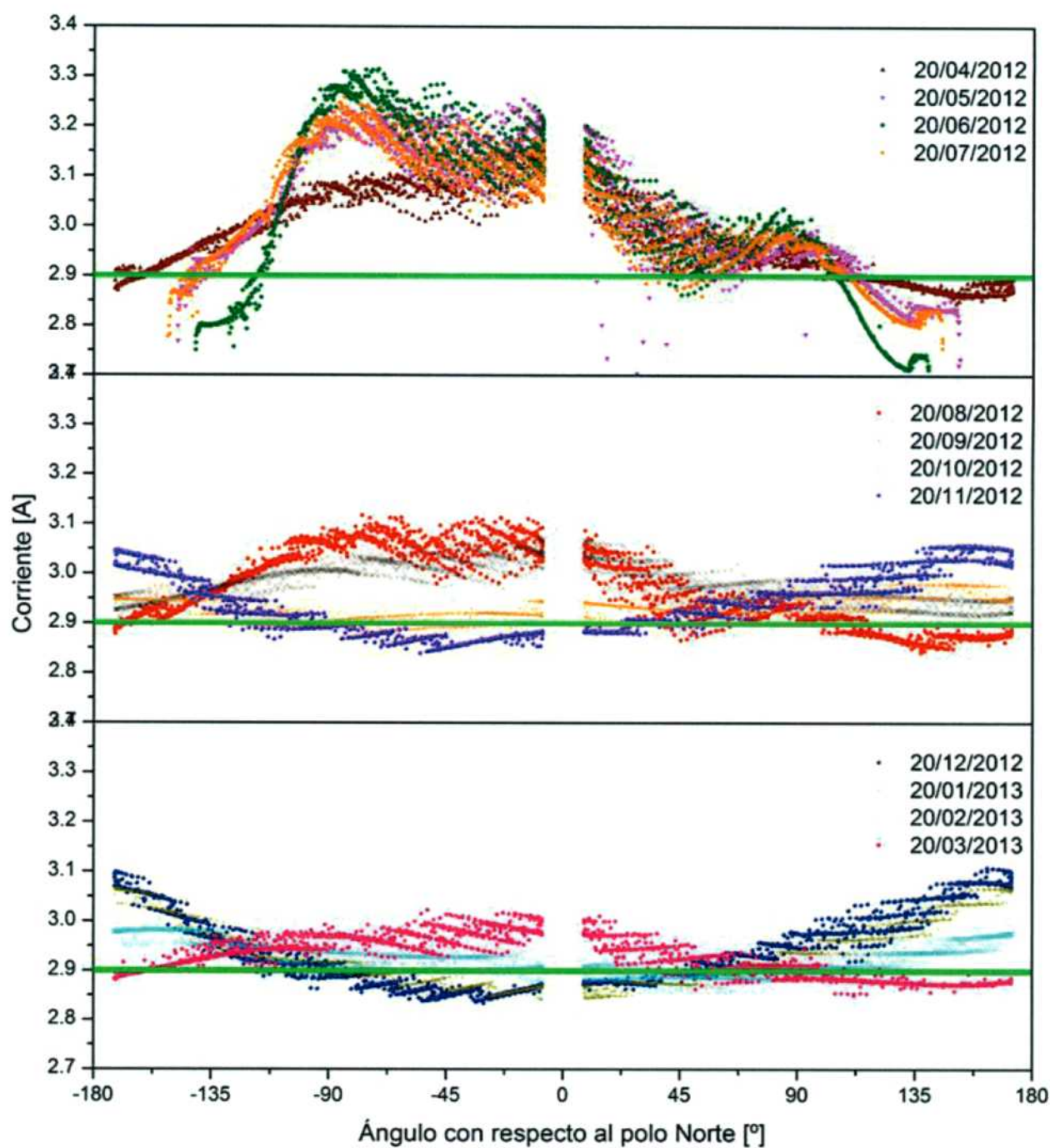


Figura 6.9: Estimación de la contribución del albedo a la corriente generada por el módulo 1 en función de la posición del satélite respecto del polo Norte para el período abril de 2012 a marzo de 2013.

### 6.2.3. Eventos y anomalías

A lo largo de la duración de una misión suceden eventos (tormentas solares, eclipses de Sol, por ejemplo) y fallas que afectan el funcionamiento de los sistemas de potencia. Por tal motivo, se deben analizar los mismos, sobre todo aquéllos que puedan provocar consecuencias irreversibles en dicho sistema.

#### 6.2.3.1. Tormentas solares

Entre junio de 2011 y principios de abril de 2013 [6] ocurrieron varias tormentas solares que pudieron haber afectado los paneles solares, en particular, las del 23 de enero y 7 de marzo de 2012 siendo de intensidad M8 y X5 [7], respectivamente. Con el objeto de evaluar posibles daños, se analizaron datos de telemetría recibidos entre el principio de la misión y fines de abril 2013.

Los principales parámetros de un panel fotovoltaico afectados por el daño por radiación son las tensiones de circuito abierto y en el punto de máxima potencia. Dado que la telemetría no proporciona datos que permitan el estudio de estos parámetros, la única fuente de información posible es la de la corriente de los módulos. Las fechas elegidas corresponden al 17 de agosto de 2011 y al 30 de abril de 2012 por un lado (presentan el ángulo de órbita y el factor de distancia Tierra-Sol similares), y 10 febrero de 2012 y de 2013, por el otro. En todos los casos la tensión de operación se mantiene en aproximadamente 33 V. En la Figura 6.10 se presentan las corrientes medidas para el módulo 1, que se encuentra en cortocircuito, y para el módulo 6 que entrega potencia (o sea, en el punto de trabajo) para las dos primeras fechas y en la Figura 6.11, las mismas corrientes para febrero de 2011 y 2013; todas las corrientes mencionadas se encuentran en condiciones estándar. No se han observado signos de posible degradación debido a daño por radiación u otros factores.

#### 6.2.3.2. Eclipses de Sol

Los eclipses de Sol son eventos cuyo efecto es pasajero y sólo modifica el suministro de potencia durante su duración. Además, para su observación se debe dar la coincidencia entre el



recorrido del satélite y la zona de influencia del eclipse. En el período que abarca desde el lanzamiento del SAC-D hasta diciembre de 2013, se registraron 6 eclipses, 2 en cada año [8].

El 25 de noviembre de 2011 se produjo un eclipse solar parcial que fue visible en la Antártida, Sudáfrica, Nueva Zelanda y Tasmania. Tuvo lugar entre las 04:23:14 GMT y las 08:17:16 GMT alcanzando su magnitud máxima del 0,9046 a las 06:21:24 GMT sobre el oeste de la Península Antártica. En esta oportunidad, coincidieron ambos recorridos, registrándose una disminución importante de las corrientes y de las temperaturas de los módulos en dos órbitas consecutivas (Figura 6.12).

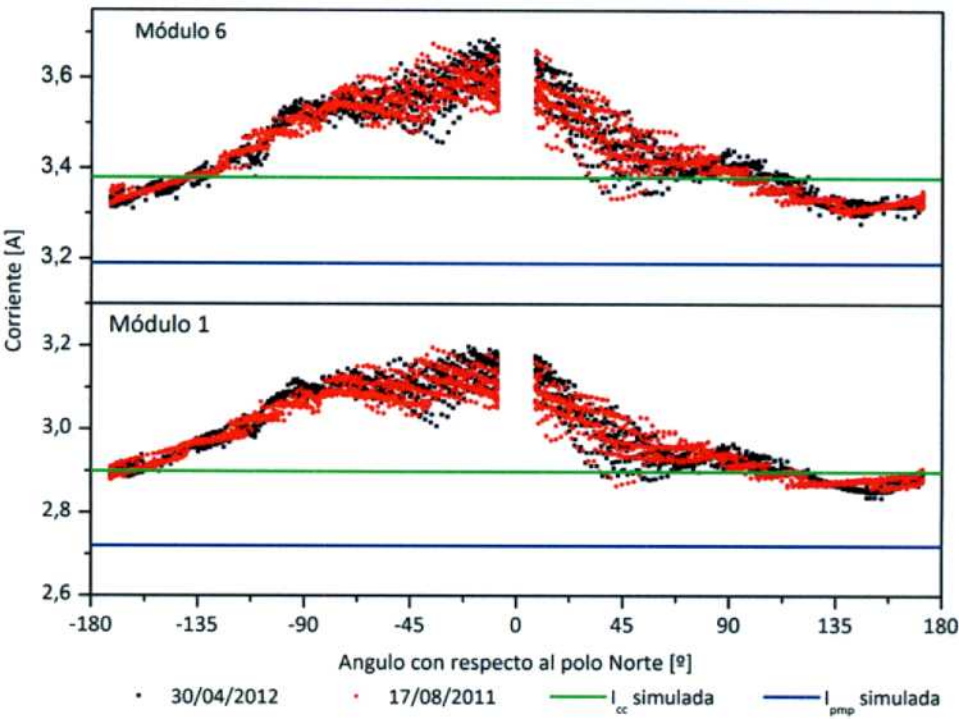


Figura 6.10: Comparación entre las  $I_{cc}$  normalizadas del módulo 1 (arriba) y de las corrientes de trabajo normalizadas del módulo 6 para (a) el 17 de agosto de 2011 con el 30 de abril del 2012.

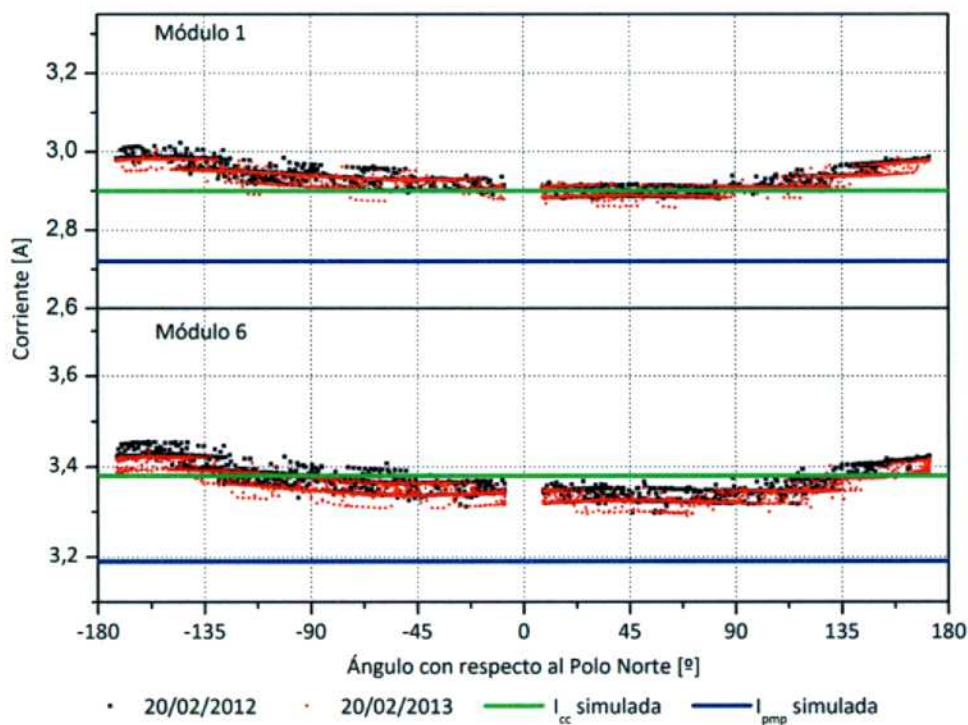


Figura 6.11: Comparación entre las  $I_{cc}$  normalizadas del módulo 1 (arriba) y de las corriente de trabajo normalizadas del módulo 6 para el 10 de febrero de 2012 y de 2013.

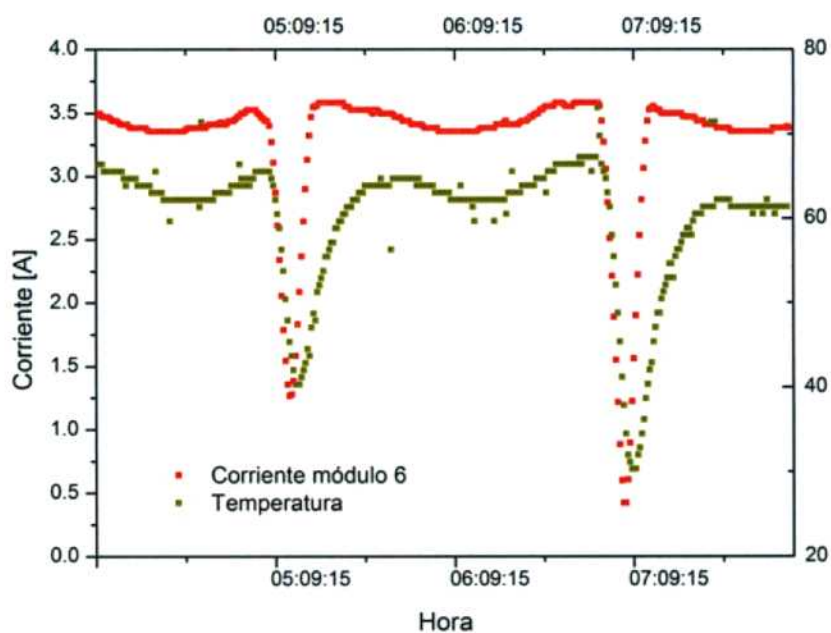


Figura 6.12: Efecto del eclipse de Sol ocurrido el 25 de noviembre de 2011 sobre la generación de potencia y la temperatura del módulo 1.

### **6.2.3.3. Anomalías en la telemetría**

El seguimiento de los datos de telemetría permitió detectar anomalías atribuibles a errores de conversión de los valores medidos o fallas en algunas mediciones.

#### ***Sensor solar grueso 9***

A principios de la misión y durante la puesta a punto de la base de datos de telemetría del satélite, se detectaron inconsistencias (valores negativos carentes de sentido físico) en los valores de la corriente de algunos SSG. Se informó a la CONAE y ello dio lugar a la corrección de las fórmulas de conversión de los datos de telemetría de los SSG, lo cual eliminó casi completamente las inconsistencias mencionadas. Sin embargo, el sensor 9 siguió presentando valores mínimos de -1.29 mA durante el período de eclipses (alrededor del 8% del valor nominal), mientras que los demás no eran inferiores a -0.4 mA.

El 13 de julio de 2013, la corriente del sensor 9 presentó una nueva alteración. El hecho fue comunicado a la CONAE pero el problema no pudo ser resuelto. En la Figura 6.13, se muestran los gráficos de las corrientes de los sensores equivalentes en cuanto a su orientación en el satélite (3 y 7 por un lado, 1 y 9 por el otro) en dicha fecha: puede apreciarse una mínima diferencia entre las corrientes de los sensores 3 y 7 a lo largo de todo el día, mientras que la diferencia en las corrientes de los sensores 1 y 9 es mayor que las anteriores para los valores mínimos hasta las 11:44 y, a partir de ese instante, la curva sufre una traslación de aproximadamente -1.5 mA.

Cabe notar que el sensor 9 se utiliza para el cálculo del ángulo de incidencia de la radiación sobre el panel -X y que esta anomalía afecta el resultado de la simulación de las corrientes  $I_{cc}$  e  $I_{pmp}$  de los módulos que contiene. Ante la imposibilidad de acceder a una lectura confiable de la corriente del sensor 9, se decidió utilizar para el panel -X los valores del ángulo de incidencia calculados para el panel +X, dado que ambos son coplanares.



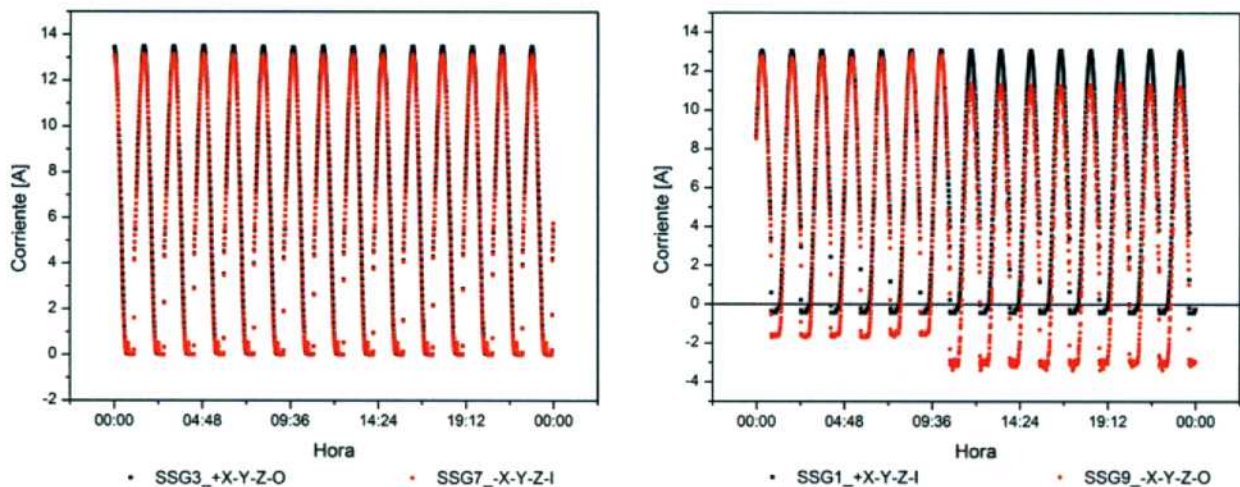


Figura 6.13: Gráfico de las corrientes para SSG equivalentes para el 13 de julio de 2013.

### Unidad terminal remota 1B

A partir del 12 de setiembre de 2013, debido a una falla en la unidad terminal remota 1B (RTU1B), las mediciones de los sensores de temperatura B, frontales y posteriores, recibidas por telemetría pasaron a tener un valor constante, lo cual indicó que se dejó de tener información de dichas temperaturas. A partir del 3 de enero de 2014, las mismas variables tomaron valores negativos constantes inferiores a los -100 °C. Se informó a la CONAE, quien indicó que hubo un reajuste (“reset”) inesperado a nivel de software del subsistema de control de potencia (PCS) y que, como consecuencia de ello, se borraron los registros correspondientes a los sensores de temperatura B y se almacenaron valores aleatorios en su lugar.

La temperatura de los paneles solares es utilizada para el cálculo del ángulo de la radiación solar sobre los SSG (Ec. 6.7) Y también para llevar los valores de las corrientes a temperatura normalizada (28°C) obtenidas por simulación a condiciones de operación en órbita teniendo en cuenta el análisis de sensibilidad de la sección 6.1.2, que la diferencia de temperatura entre los sensores de un mismo panel no excede los 20°C y que la variación de temperatura tiene muy poca influencia sobre la corriente, se pueden reemplazar los valores de medición de los sensores B por los A respectivos, sin que los resultados sean afectados.

### ***Tensión secundaria FOUA***

Durante el período de eclipses de 2013, se detectaron valores anómalos en una tensión secundaria (denominada FOUA) de un subsistema del satélite, al entrar y salir de los eclipses. Dicha tensión presentaba apartamientos importantes con respecto a su valor de diseño, que debía permanecer constante y aproximadamente igual a 12 V. Teniendo en cuenta que a la entrada al eclipse se produce la conexión de módulos de los paneles solares que habitualmente se encuentran en cortocircuito y que los mismo vuelven a su estado de cortocircuito poco después de la salida del eclipse, se sospechó que dicha anomalía en tensión podía ser consecuencia de una falla (más específicamente, una fuga de corriente a la masa del satélite) en alguno de estos módulos. Un análisis preliminar del problema mostraba cierta correlación entre los valores anómalos de la FOUA y la entrada y salida de operación del módulo 20.

Como consecuencia de lo anterior, en octubre de 2013 la CONAE solicitó a la CNEA el análisis del funcionamiento de los paneles solares, en particular del módulo 20, y su posible correlación con los valores de la FOUA a la entrada y salida de los eclipses.

El módulo 20, al igual que el 19, está formado por 5 cadenas en paralelo y las corrientes que generan son prácticamente iguales. Se realizó entonces un análisis del funcionamiento del primero, comparándolo con el segundo. Asimismo, se analizó el comportamiento del módulo que lo precede (módulo 5) y el que lo sigue (módulo 12) en orden de pasaje a condición de cortocircuito. En la Figura 6.14 se muestran las corrientes de los módulos analizados y la tensión FOUA, en función del tiempo, para el período comprendido entre las 0:00 y las 12:00 horas del día 26 de setiembre de 2013.

Aunque parece observarse una cierta correlación entre la caída de tensión y la entrada en operación de algunos de los módulos, no puede asegurarse la correlación con el módulo 20 ya que también se observa cierta correspondencia con la entrada en operación del módulo 5. Por otra parte, no se detecta ninguna anomalía en los datos eléctricos de ninguno de los módulos de los paneles solares y, en particular, las corrientes observadas en el módulo 20 son similares a las del módulo 19.



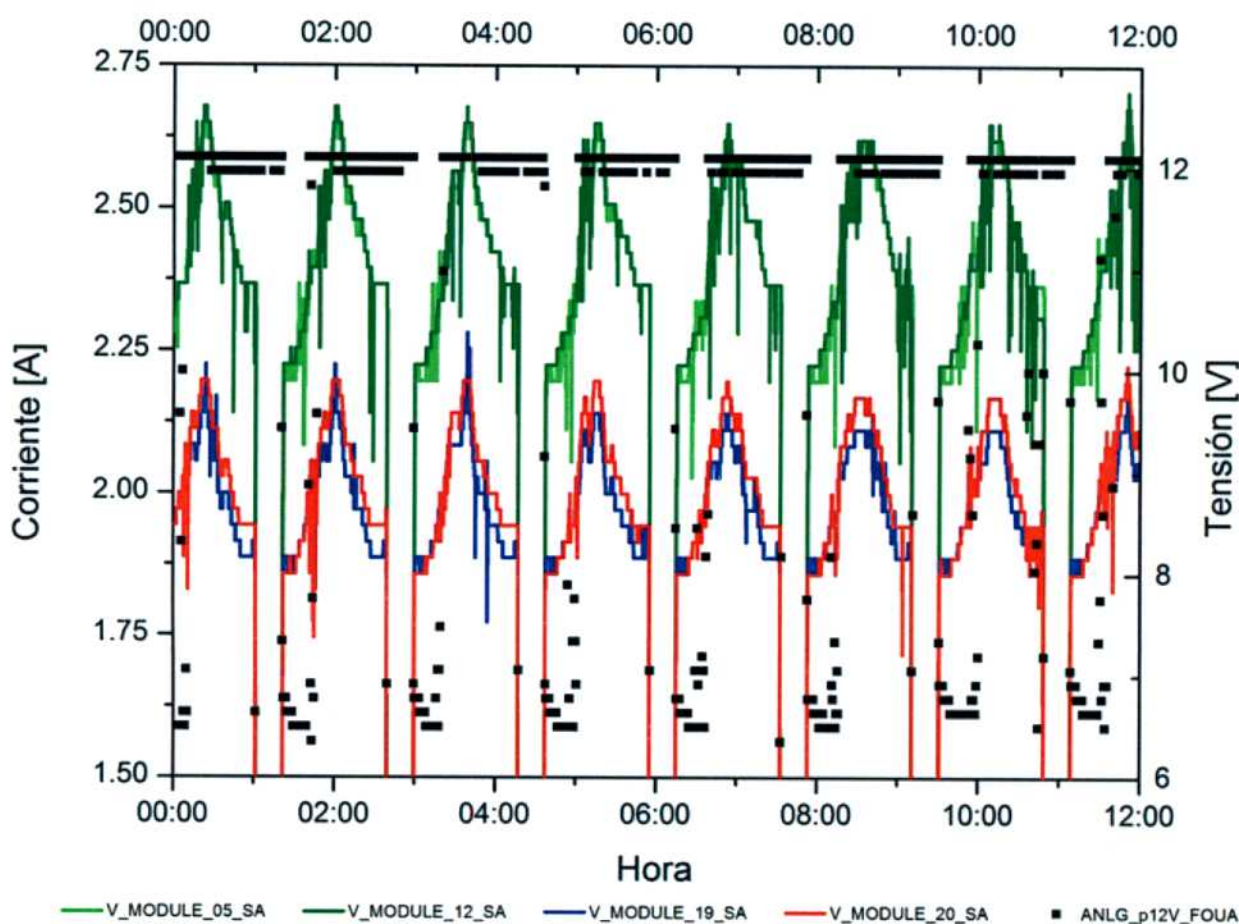


Figura 6.14: Tensión secundaria FOUA.

Las oscilaciones que se observan en la corriente del módulo 20 son similares a las observadas en otros módulos; se trata de las conmutaciones entre cortocircuito y el punto de operación comandadas por el regulador en función de la tensión de la batería en carga o descarga.

Teniendo en cuenta que estas mediciones erróneas de tensiones podrían deberse a la existencia de una fuga a chasis (referencia secundaria) que provoque una diferencia de tensión significativa respecto a la referencia primaria ("aislada" de chasis por 10 kΩ), se analizó la posibilidad de que esa fuga pudiera originarse en los paneles. Dado que el cable utilizado en la integración de los paneles solares es de doble cubierta y mecánicamente muy resistente, y que la aislación con respecto a tierra fue verificada en varias oportunidades durante la campaña previa al lanzamiento, parece poco probable que haya una fuga a tierra de corriente de los módulos en los



paneles solares. Además, de existir realmente una fuga a la masa del satélite, resultaría imposible deducir con los datos disponibles si la misma está ubicada en los paneles solares o en el cableado entre los paneles y el bus o las baterías.

## 6.3 Conclusiones

Las corrientes de los módulos de los paneles solares del SAC-D han sido analizadas a través de los datos recibidos por telemetría. Par ello, se ha determinado un algoritmo de cálculo del ángulo de incidencia de la radiación solar débilmente dependiente de los posibles errores en la medición de la corriente de los sensores solares gruesos en Tierra y de la de la temperatura de operación en órbita.

El análisis de las corrientes de los 24 módulos que conforman los paneles solares permitió corroborar el correcto funcionamiento de los mismos durante todo el tiempo analizado, como también

- estimar la diferencia relativa entre los valores de las corrientes obtenidas por simulación a partir de mediciones realizadas en Tierra, y los valores de las mismas recibidos por telemetría;
- calcular la contribución del albedo a la corriente generada por los módulos en función de la latitud y de la época del año;
- analizar el posible daño por radiación de los paneles luego de varias tormentas solares;
- colaborar en el estudio de anomalías detectadas durante la misión.

## Referencias

[1] <https://sdtlmy.conae.gov.ar/sacd-ui/>

[2] <http://www.tak2000.com/data/planets/earth.htm>

[3] Iqbal M., "An Introduction to Solar Radiation", Academic Press New York, 1983.

[4] [http://www.emcore.com/wp-content/uploads/ATJ\\_datasheet1.pdf](http://www.emcore.com/wp-content/uploads/ATJ_datasheet1.pdf)

[5] <http://www.spennis.oma.be/>

- [6] <http://www.swpc.noaa.gov/ftpdir/indices/SPE.txt>
- [7] [http://www.spaceweather.com/glossary/flareclasses\\_spanish.html](http://www.spaceweather.com/glossary/flareclasses_spanish.html)
- [8] <http://eclipse.gsfc.nasa.gov/SEdecade/SEdecade2011.html>

# Capítulo 7

## Conclusiones generales

Con el objeto de disponer en el país de las herramientas de diseño, fabricación, caracterización y ensayo de los paneles solares para las futuras misiones satelitales previstas en el Plan Espacial Nacional, en marzo de 2001, la CNEA y la CONAE suscribieron un primer convenio de cooperación específica, dando lugar a la iniciación del Subproyecto Paneles Solares en el CAC como parte de los Proyectos SAC-D y SAOCOM.

Los desarrollos previstos incluían tareas de simulación de los paneles solares y el sistema de potencia del satélite, a fin de contribuir a: (i) diseñar eléctricamente los paneles; (ii) evaluar el cumplimiento de los requerimientos de potencia de las misiones; (iii) realizar el seguimiento en órbita del funcionamiento de los paneles solares y el sistema de potencia.

El diseño de los sistemas de potencia de los satélites SAC-D y SAOCOM se realizó utilizando dos técnicas diferentes para la obtención de la potencia media generada por órbita, en diferentes etapas de la misión:

- a) El diseño preliminar, que consiste en el cálculo de la potencia de los paneles basándose en valores promedio de las celdas que se emplean para su fabricación.
- b) La simulación mediante el código de interconexión de celdas, utilizando para ellos curvas I-V medidas de las celdas.

En ambos casos, se consideraron factores de corrección empíricos de degradación asociados con el ambiente espacial (partículas cargadas, radiación UV, micrometeoritos, etc.), y las correcciones debido a la variación a lo largo del año de la distancia Tierra-Sol, el ángulo de incidencia de la radiación solar y el efecto de los eclipses.

Los resultados obtenidos con ambos métodos fueron compatibles, permitiendo definir la configuración de las cadenas y mostrando que el diseño propuesto satisfacía los requerimientos de potencia de la misión.



La configuración final adoptada para los paneles solares del satélite SAC-D fue de 24 módulos en total, 12 en cada ala; 21 módulos están formados por 6 cadenas en paralelo, 2 con 5 cadenas y 1 con 7 cadenas; cada cadena está compuesta por 18 celdas interconectadas en serie.

La fabricación de los paneles del SAC-D requirieron unas 3000 celdas solares ATJ, provistas por Emcore Corp. y ensambladas en la CNEA. Con el objeto de realizar el seguimiento del proceso de ensamble de dichas celdas, luego de cada medición se realizaron análisis estadísticos sobre las Diferencias Relativas Porcentuales (DRP) de los parámetros obtenidos de la caracterización: el primero univariado con especial énfasis sobre el factor de llenado (FF); el segundo, multivariado sobre las tensiones a circuito abierto y en el punto de máxima potencia, y las corrientes a circuito abierto y en el punto de máxima potencia ( $V_{ca}$ ,  $V_{pmp}$ ,  $I_{cc}$  e  $I_{pmp}$ , respectivamente). En ambos casos se diferenciaron 3 lotes de medición, compuestos por 1912, 577 y 497 celdas. Los resultados de ambos análisis son consistentes y muestran una degradación de las características eléctricas durante el proceso de integración en el segundo lote y una mejora de las mismas en el tercer lote. Cabe mencionar que, si bien el análisis univariado demostró ser suficiente para monitorear el proceso de ensamble, el análisis multivariado es más amigable debido a sus resultados gráficos y la posibilidad de identificar las celdas anómalas rápidamente, pero debe ser completado mediante el análisis de la variación de las características eléctricas para determinar si la anomalía proviene de degradación o de mejora.

El análisis estadístico comparativo llevado a cabo sobre las celdas ensambladas para el SAC-D permitió:

- determinar que el proceso de medición de las curvas I-V utilizado en la CNEA es repetitivo, confiable y compatible con el de Emcore;
- notar el alto grado de homogeneidad de los parámetros eléctricos de las celdas antes y después del ensamble;
- analizar la influencia de la limpieza de la base de medición sobre la determinación de las características eléctricas,
- analizar la influencia de la resistencia serie entre la parte posterior de la celda y la base durante la medición;
- evaluar la influencia del proceso de ensamble sobre las características eléctricas del

dispositivo final.

Luego del proceso de ensamble,  $V_{ca}$  se mantuvo prácticamente invariante, mientras que  $I_{cc}$  aumentó en una tasa consistente con el agregado del vidrio protector con función antirreflectante. También se observó una disminución promedio de 2.7% en FF, aunque en este caso teniendo en cuenta las probables diferencias entre los dos métodos de medición, esta cantidad puede ser aún mayor. Por lo tanto, la disminución observada en FF debe ser considerada como una cota inferior del valor real. El análisis realizado sobre FF mostró una combinación de dos efectos: una degradación de la característica eléctrica de las celdas debido al proceso de ensamble y un problema asociado con la limpieza de la base de medición. Se realizó un experimento específico para evaluar la resistencia serie entre la celda y la base de medición; con una adecuada limpieza de la base, esta resistencia es despreciable.

Con el objeto de calificar los componentes y procesos utilizados en la fabricación de los paneles solares se diseñaron, fabricaron, caracterizaron y ensayaron dos Modelos de Calificación de Ingeniería. Durante la etapa de diseño, se realizó la simulación de ambos modelos utilizando las curvas I-V medidas y corregidas de las celdas con las cuales fueron integrados, teniendo en cuenta la resistencia serie del cableado y los diodos de bloqueo. Se compararon las simulaciones con los resultados de los ensayos eléctricos funcionales, hallándose diferencias debidas probablemente a la diferencia de espectro de las lámparas utilizadas en la medición de la celdas y a la no homogeneidad de la iluminación con flash del mencionado ensayo.

Se realizó la simulación del Modelo de Vuelo utilizando las curvas I-V medidas de las celdas que lo componen, las curvas I-V de los diodos de paso y de bloqueo, la longitud real de cada cable de las conexiones de cadenas y módulos, y la resistencia de los cables para la estimación de la resistencia serie.

Se realizó la estimación de la potencia generada por el Modelo de Vuelo sobre una órbita, en EOL luego de 5 años de misión, para el caso frío (junio, eclipses de máxima duración, 53 °C de temperatura de operación), en los conectores, teniendo en cuenta factores y coeficientes correspondientes al caso frío. El resultado obtenido (1350 W, promedio orbital) se encuentra por encima del requerimiento de potencia para la misión a fin de vida útil (1320 W).



Los resultados obtenidos mediante el modelo utilizado para el diseño preliminar y mediante la simulación difieren menos del 2%. Cabe destacar que el resultado de la simulación debe considerarse como más confiable dado que está basado sobre parámetros medidos luego de realizados los procesos con mayor riesgo de daño sobre el dispositivo (soldadura en la cara frontal y proceso de pegado del vidrio), mientras que la estimación preliminar se realiza a partir de datos provistos por el fabricante.

Además, se desarrolló un código de simulación de sistemas de potencia de satélites que, teniendo en cuenta el panel solar, la batería, el regulador y la carga, permite analizar la evolución temporal de parámetros de gran importancia para el estudio del funcionamiento del sistema de potencia del satélite: la potencia generada por el panel solar, el estado de carga de la batería y la corriente provista por el panel a la batería y otros sistemas. Este código permite obtener los resultados en BOL, EOL o cualquier estadio de la misión siendo entonces una herramienta de gran utilidad para el seguimiento del sistema de potencia en órbita en situaciones normales o para la evaluación y el tratamiento de contingencias.

Las simulaciones realizadas para el satélite SAC-D muestran que la demanda es totalmente satisfecha por la generación de los paneles solares. Los valores de la tensión y corriente en los bornes de la batería y la cantidad de módulos activos obtenidos por simulación están en buen acuerdo con los correspondientes valores de la telemetría recibida a partir de su puesta en órbita, pudiéndose deducir entonces la funcionalidad del código.

Dada la complejidad de los perfiles de consumo del satélite SAOCOM, el código de simulación fue utilizado para determinar posibles perfiles de consumo compatibles con la potencia generada por los paneles solares. Además, su uso permitió analizar el comportamiento de 3 tipos de baterías y descartar una de ellas por no satisfacer los requerimientos.

Desde su puesta en órbita, el satélite SAC-D transmite por telemetría una variada cantidad de datos entre los cuales se cuentan las corrientes de los módulos, de particular interés en este trabajo. El análisis de dichas corrientes, además de corroborar el correcto funcionamiento de los mismos durante todo el período analizado, permitió



- estimar la diferencia relativa entre los valores de las corrientes obtenidas por simulación a partir de mediciones realizadas en Tierra y las mediciones de las mismas recibidas por telemetría;
- calcular la contribución del albedo a la corriente generada por los módulos en función de la latitud y de la época del año;
- analizar el posible daño por radiación de los paneles luego de varias tormentas solares;
- colaborar en el estudio de anomalías detectadas durante la misión.

La mayoría de los resultados presentados en este trabajo forma parte de la documentación de circulación restringida (ver Publicaciones – Sección 4) asociada a las misiones SAOCOM y SAC-D. Asimismo, fue la base, en lo referido a simulación y diseño de los paneles solares, de todas las presentaciones realizadas por la CNEA en las revisiones y reuniones de trabajo (ver Revisiones y reuniones de trabajo de misiones satelitales)

Los Comités Revisores de las revisiones relacionadas con la misión Aquarius/SAC-D estuvieron conformados por expertos internacionales, en su mayoría del Goddard Space Flight Center (GSFC) y del Jet Propulsion Laboratory (JPL), ambos de la agencia espacial de los EE.UU., NASA. El estado de desarrollo de los paneles solares alcanzado en la CNEA pasó exitosamente todas las revisiones realizadas. Los paneles solares de vuelo (“Flight Model”) para la misión Aquarius/SAC-D, cuya integración finalizó a mediados de 2009, pasaron exitosamente las pruebas de aceptación realizadas en el Laboratorio de Integración y Ensayos (LIT) del Instituto Nacional de Investigaciones Espaciales de Brasil. El satélite SAC-D fue puesto en órbita exitosamente el 10 de junio de 2011 desde la Base Aérea de Vandenberg, EE.UU.. Los paneles solares desarrollados en la CNEA se encuentran operando según lo previsto, como se ha mostrado mediante el análisis de la telemetría presentado en este trabajo.



# Publicaciones

## Revistas Internacionales

1. "First experiment of Argentine solar cells in space: modules fabrication, characterisation, and telemetry data analysis from SAC-A satellite", C.G. Bolzi, C.J. Bruno, J.C. Durán, E.M. Godfrin, M.G. Martínez Bogado, L.M. Merino, J.C. Plá, M.J.L. Tamasi y M. Barrera, *Solar Energy Materials and Solar Cells* 73 (3), 269-280 (2002).
2. "Development of solar arrays for Argentine satellite missions", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C.D. Franciulli, E.M. Godfrin, L. González, V. Goldbeck, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S. Muñoz, C. Nigri, S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, D. Raggio, C. Rinaldi, S.E. Rodríguez, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, *Aerospace Science and Technology* 26, doi:10.1016/j.ast.2012.02.012, 38-52 (2013).
3. "Computational Models for the Design and Simulation of Satellite Power Systems – The SAC-D Argentine Mission", E.M. Godfrin, D. Fernández Slezak, G. Berbeglia, J. C. Durán, enviado con correcciones a *Aerospace Science and Technology* (2015).
4. "Statistical comparative analysis of the electrical parameters of CIC assemblies for Aquarius/SAC-D satellite mission", E. M. Godfrin, J. Plá, J. C. Durán, enviado a *IEEE Journal of Photovoltaics* (2015).

## Actas de Congresos y Conferencias Internacionales

1. "SAC-A satellite: first experiment of Argentine solar cells in space", C.G. Bolzi, C.J. Bruno, J.C. Durán, E.M. Godfrin, M.G. Martínez Bogado, L.M. Merino, J.C. Plá, M.J.L. Tamasi y M. Barrera, *Proceedings 28th IEEE Photovoltaic Specialist Conference*, pág. 1344 (2000).
2. "Development of photovoltaic modules for space applications in Argentina", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, S.E. Rodríguez, M.J.L. Tamasi, A. Vertanessian, F. Antonuccio, P. Cabot, E. Carella, C.D. Franciulli, A. Moglioni, G. Berbeglia, D. Fernández Slezack, *Proceedings 20th European Photovoltaic Solar Energy Conference, Barcelona, España*, pág 538 (2005).
3. "Advances in the development of photovoltaics for space applications in Argentina", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C.D. Franciulli, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, A. Iglesias, M.G.



- Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, C. Nigri, S.L. Nigro, F. Palumbo, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, S.E. Rodríguez, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, A. Vertanessian, Proceedings 22nd European Photovoltaic Solar Energy Conference, 3-7 de setiembre, Milán, Italia, pág. 687 (2007).
4. "Design and simulation of the power subsystems for two argentine satellites", E.M. Godfrin, J.C. Durán, D. Fernández Slezak, G. Berbeglia, Proceedings 22nd European Photovoltaic Solar Energy Conference, 3-7 de setiembre, Milán, Italia, pág. 692 (2007).
  5. "Solar array qualification models for Aquarius/SAC-D satellite mission", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C.D. Franciulli, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, L. González, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S. Muñoz, C. Nigri, S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, C. Rinaldi, S.E. Rodríguez<sup>1</sup>, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, Proceedings 23rd European Photovoltaic Solar Energy Conference, 1-5 de setiembre, Valencia, España, pág. 785 (2008).
  6. "Activities on simulation and characterization of multijunction solar cells for space applications in Argentina", M. Barrera, J. García, H. Socolovsky, F. Rubinelli, E. Godfrin, J. Plá, Proceedings 23rd European Photovoltaic Solar Energy Conference, 1 a 5 de setiembre, Valencia, España, pág. 781 (2008).
  7. "Flight model for the Aquarius/SAC-D satellite mission", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, L. González, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S. Muñoz, C. Nigri, S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderó, D. Raggio, C. Rinaldi, S.E. Rodríguez, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, A. Vertanessian, Proceedings European Photovoltaic Solar Energy Conference, 21 a 25 de setiembre, Hamburgo, Alemania, pág.695 (2009).
  8. "Statistical comparative analysis of the electrical parameters of CIC assemblies for Aquarius/SAC-D satellite mission", E.M. Godfrin, J. Plá, J.C. Durán, Proceedings 25th European Photovoltaic Solar Energy Conference, 6 a 9 de setiembre, Valencia, España, en prensa (2010).  
"Statistical comparative analysis of the electrical parameters of CIC assemblies for Aquarius/SAC-D satellite mission", E.M. Godfrin et al., Proceedings 25th European Photovoltaic Solar Energy Conference, España, pág. 849 (2010).
  9. "Power Subsystem simulation for SAOCOM mission", E.M. Godfrin, S.E. Rodríguez. Proceedings 26th European Photovoltaic Solar Energy Conference, 5-9 de setiembre, Hamburgo, Alemania, pág.789 (2011).
  10. "On the illumination spectrum influence in the electrical characterization of multijunction solar cells", H. Socolovsky, E. Yaccuzzi, E.M. Godfrin, J. Plá. Proceedings 26th European Photovoltaic Solar Energy Conference, 5-9 de setiembre, Hamburgo, Alemania, pág.795 (2011).
  11. "Aquarius/SAC-D mission: telemetry data analysis for the first year", E.M. Godfrin, I. Prario, J.C. Durán, Proceedings 38th IEEE Photovoltaic Specialist Conference, págs. 2851-2855 (2012).



- C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, M.G. Martínez Bogado, A. Moglioni, J. Plá, S.E. Rodríguez, M.J.L. Tamasi, M. Alurralde, F. Antonuccio, M. Barrera, J. Di Santo, A. Filevich, C.D. Franciulli, A. Iglesias, E. Mezzabolta, S.L. Nigro, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, A. Vertanessian, *Actas del Primer Congreso Nacional de Hidrógeno y Fuentes Sustentables de Energía*, S.C. Bariloche, Argentina, trabajo Nº 11.42 (2005).
10. "Misión satelital AQUARIUS/SAC-D: diseño preliminar del panel solar y simulaciones del comportamiento del subsistema de potencia", E.M. Godfrin, D. Fernández Slezak, J.C. Durán, *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente*, Vol. 9, pág.04-13 (2005).
  11. "Fabricación y ensayo de paneles solares para uso espacial – Módulo de ingeniería para la misión Aquarius/SAC-D", M. Alurralde, F. Antonuccio, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C.D. Franciulli, 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, *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente*, Vol. 9, pág.04-07 (2005).
  12. "Desarrollo Tecnológico de Paneles Fotovoltaicos para Satélites Artificiales Argentinos", J.C. Durán, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Fernández Vázquez, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, M.G. Martínez Bogado, A. Moglioni, J. Plá, S.E. Rodríguez, M.J.L. Tamasi, M. Alurralde, F. Antonuccio, M. Barrera, J. Di Santo, A. Filevich, C.D. Franciulli, A. Iglesias, E. Mezzabolta, S.L. Nigro, I. Prario, M. Raffo Calderon, A. Vertanessian. *Energías Renovables y Medio Ambiente* 17, pág 1-10 (2005).
  13. "Desarrollo, fabricación y ensayo de paneles solares para uso espacial en la CNEA", C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, M.G. Martínez Bogado, A. Moglioni, J. Plá, S.E. Rodríguez, M.J.L. Tamasi, M. Alurralde, F. Antonuccio, M. Barrera, J. Di Santo, A. Filevich, C.D. Franciulli, A. Iglesias, E. Mezzabolta, S.L. Nigro, I. Prario, M.C. Raffo Calderon, A. Vertanessian; V Congreso Regional de Ensayos No Destructivos y Estructurales, Neuquén, Argentina, pág. 187 (2005).
  14. "Dimensionamiento de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D en base a dos casos extremos, E.M. Godfrin, J.C. Durán, *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* 10, 04-41 (2006).
  15. "Desarrollo, fabricación y ensayo de paneles solares para las misiones satelitales SAOCOM y SAC-D", 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., *Actas de la XXXIV Reunión Anual de la AATN* (2007).
  16. "Modelo sencillo para la generación de curvas I-V de celdas y paneles solares en el ambiente espacial a partir de mediciones en laboratorio", E.M. Godfrin, D. Fernández Slezak, J.C. Durán, *Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente* 11, 04.71 (2007).
  17. "Modelos de ingeniería y calificación de los paneles solares para la misión satelital Aquarius/SAC-D", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, C.D. Franciulli, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, L. González, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S. Muñoz, C. Nigri,



S.L. Nigro, J. Plá, I. Prario, M.C. Raffo Calderón, D. Raggio, C. Rinaldi, S.E. Rodríguez, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 12, 04.15 (2008).

18. "Misión satelital Aquarius/SAC-D: simulación y estimación de la potencia del modelo de vuelo de los paneles solares", E.M. Godfrin, D. Fernández Slezak, J.C. Durán, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 13, 04.37 (2009).
19. "Misión satelital Aquarius/SAC-D: análisis estadístico de las celdas del modelo de vuelo de los paneles solares", E.M. Godfrin, J. Plá, J. C. Durán, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 14, 04.33 (2010).
20. "Integración y ensayos de los paneles solares de vuelo para la misión satelital Aquarius/SAC-D", M. Alurralde, M. Barrera, C.G. Bolzi, C.J. Bruno, P. Cabot, E. Carella, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, A. Filevich, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, L. González, A. Iglesias, M.G. Martínez Bogado, E. Mezzabolta, A. Moglioni, S. Muñoz, S. Nigro, J.M. Olima, J. Plá, M.C. Raffo Calderón, D. Raggio, C. Rinaldi, H. Socolovsky, M.J.L. Tamasi, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 14, 04.49 (2010).
21. "Misión satelital Aquarius/SAC-D: análisis preliminar del funcionamiento de los paneles solares en órbita a partir de datos de telemetría E.M. Godfrin, J.C. Durán. Actas de la 34ª Reunión de Trabajo de la Asociación Argentina de Energías Renovables y Ambiente, Santiago del Estero, Argentina, 04.21 (2011).
22. "Paneles solares del SAC-D/Aquarius: análisis de los datos de telemetría del primer año en órbita", I. Prario, E.M. Godfrin, J.C. Durán, Actas de la 35ª Reunión de Trabajo de la Asociación Argentina de Energías Renovables y Ambiente, 04.39 (2012).
23. "Integración de los paneles de vuelo del satélite CUBEBAG-1", C.G. Bolzi, C. Bruno, P. Cabot, E. Carela, J. Di Santo, J.C. Durán, J. Fernández Vázquez, E.M. Godfrin, V. Goldbeck, L. Gonzalez, A. Moglioni, S. Muñoz, J. Olima, J. Plá, J.I. Pérez, D. Raggio, H. Socolovsky, M. Tamasi, , Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente, 04.49 (2012).

## Documentos de circulación restringida

En el marco de los contratos de asistencia tecnológica con la CONAE (proyectos SAOCOM y SAC-D/Aquarius), INVAP (proyecto Amazonia-1) y ARSAT, se elaboraron los siguientes documentos de circulación restringida.

1. "Programa para la simulación de interconectado de celdas en serie y en paralelo a partir de las curvas I-V de las celdas", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0010A-IN, CAC-PSE-SIMUL-0010B-IN y CAC-PSE-SIMUL-0010C-IN, agosto de 2001.
2. "Simulación de interconectado de celdas en serie y cálculo de las energías integradas sobre la órbita del SAOCOM", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0020A-IN, agosto de 2002.
3. "Programa SIMPAN", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0030A-MA y CAC-PSE-SIMUL-0030B-MA, agosto de 2002.



4. "Caracterización y clasificación de celdas de descarte de Emcore", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0040A-IN, marzo de 2004.
5. "Simulación del subsistema eléctrico", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0050A-IN, abril de 2004.
6. "Recalibración del Simulador Solar TS-Space", J. Plá y E.M. Godfrin, CAC-PSE-CELSI-0210A-IN, julio de 2004.
7. "Clasificación de celdas", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0060B-PR, octubre de 2004.
8. "Clasificación de celdas", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIMUL-0060A-PR y CAC-PSE-SIMUL-0060B-PR, octubre de 2004.
9. "Medición eléctrica y clasificación de las celdas CIC para el módulo de ingeniería #2", J. Plá y E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01020A-IN, abril de 2005.
10. "Medición eléctrica de las subcadenas para el módulo de ingeniería #2 con iluminación continua", J. Plá y E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01021A-IN, mayo de 2005.
11. "Diseños preliminares del subsistema de potencia del satélite SAC-D", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-0070A-IN, setiembre de 2005.
12. "Estimación de la potencia generada por el panel solar del satélite SAC-D", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-0080A-IN, CAC-PSE-SIM-0080B-IN y CAC-PSE-SIM-0080C-IN, mayo de 2006.
13. "Verificación del diseño con cadenas de 18 celdas para el SAC-D", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-0090A-IN y CAC-PSE-SIM-0090B-IN, mayo de 2007.
14. "Ensayo de recepción de 3350 celdas solares ATJ-CIC de vuelo – Medición eléctrica", E.M. Godfrin, CAC-PSE-CEL-02310A-IN, mayo de 2007.
15. "Ensayo de recepción de 2700 celdas solares ATJ de vuelo – Medición eléctrica", E.M. Godfrin, CAC-PSE-CEL-02410A-IN, mayo de 2007.
16. "Ensayo de recepción de 300 celdas solares ATJ-CIC de vuelo – Medición eléctrica", E.M. Godfrin, CAC-PSE-CEL-02510A-IN, mayo de 2007.
17. "Simulación preliminar del subsistema de potencia del satélite SAC-D", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-01000A-IN, octubre de 2007.
18. "Programa SIMPAN", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-00300A-MA, enero de 2008.
19. "Simulación preliminar del subsistema de potencia del satélite SAC-D con batería de Li-ion", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-01010A-IN, enero de 2008.
20. "Programa CLASIF", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-01100A-MA, E.M. Godfrin, enero de 2008.
21. "Clasificación de las celdas integradas para el panel 3", CAC-PSE-SIM-01200A-IN, E.M. Godfrin, enero de 2008.
22. "Clasificación de las celdas integradas para el EQM" (SAC-D), CAC-PSE-SIM-01300A-IN, E.M. Godfrin, enero de 2008.
23. "Estimación rápida de la potencia generada por el panel solar del satélite SAC-D", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-00810A-IN, marzo de 2008.
24. "Estimación de la potencia generada por el panel solar del satélite SAOCOM", E.M. Godfrin,

- CAC-PSE-SIM-01400A-IN y CAC-PSE-SIM-01400B-IN, octubre de 2008.
25. "Simulación preliminar del subsistema de potencia del satélite SAC-D con regulación de estado de carga para batería de Li-ion", E.M. Godfrin, CAC-PSE-01020A-IN, noviembre de 2008.
  26. "Clasificación de 1912 celdas CIC para el Modelo de Vuelo de los paneles solares" (SAC-D), CAC-PSE-PAN-01920A-IN, E.M. Godfrin, noviembre de 2008.
  27. "Clasificación de celdas por corriente de cortocircuito y corriente en el punto de trabajo", CAC-PSE-SIM-00610A-PR, E.M. Godfrin, diciembre de 2008.
  28. "Clasificación de 577 celdas CIC para el Modelo de Vuelo de los paneles solares" (SAC-D), CAC-PSE-PAN-01921A-IN, PSE-PAN-01921B-IN, E.M. Godfrin, marzo de 2009.
  29. "Clasificación de 2489 celdas CIC para el Modelo de Vuelo de los paneles solares" (SAC-D), CAC-PSE-PAN-01922A-IN y CAC-PSE-PAN-01922B-IN, marzo de 2009.
  30. Simulación numérica del funcionamiento del panel solar -X del Modelo de Vuelo" (SAC-D), E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01970A-IN, mayo de 2009.
  31. "Certificado de conformidad del Panel -X del Modelo de Vuelo (FM) del arreglo solar para la misión Aquarius/SAC-D", E.M. Godfrin y J.C. Durán, CAC-PSE-PAN-01980A-CT y CAC-PSE-PAN-01980B-CT, junio de 2009.
  32. "Clasificación de 497 celdas CIC para el Modelo de Vuelo de los paneles solares", E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01923A-IN, junio de 2009.
  33. "Clasificación de las celdas CIC para el Modelo de Vuelo de los paneles solares", E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01924A-IN, julio de 2009.
  34. "Celdas, sucadenas, cadenas y módulos del arreglo Solar del SAC-D", E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01926A-IN, julio de 2009.
  35. "Simulación numérica del funcionamiento de los paneles solares del Modelo de Vuelo", E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01975A-IN, julio de 2009.
  36. "Certificado de conformidad del Panel +X del Modelo de Vuelo (FM) del arreglo solar para la misión Aquarius/SAC-D", E.M. Godfrin y J.C. Durán, CAC-PSE-PAN-01981A-CT, julio de 2009.
  37. "Celdas CIC con interconectores posteriores, de repuesto, para la campaña del modelo de vuelo de los paneles solares", E.M. Godfrin, CAC-PSE PAN-1927A-IN, agosto de 2009.
  38. "Celdas CIC y subcadenas de repuesto para la campaña del modelo de vuelo de los paneles solares", CAC-PSE-PAN-01928A-IN, agosto de 2009.
  39. "Características eléctricas de los modelos de calificación de los CSS en función del ángulo de incidencia de la luz para diferentes temperaturas de operación", Javier García, Alberto Filevich y E.M. Godfrin, CAC-PSE-CSS-00440A-PR, octubre 2009.
  40. "Características eléctricas de los modelos de calificación de los CSS en función del ángulo de incidencia de la luz para 3 temperaturas de operación", Javier García, Alberto Filevich y E.M. Godfrin, CAC-PSE-CSS-00540A-IN, enero 2010.
  41. "Certificado de liberación de los modelos de vuelo de sensores solares gruesos", C.G. Bolzi



y E.M. Godfrin, CAC-PSE-CSS-00600A-CT, febrero 2010.

42. "Certificado de liberación de los sensores solares gruesos de vuelo después de los ensayos de aceptación", J.C. Durán y E.M. Godfrin, CAC-PSE-CSS-00601A-CT, febrero 2010.
43. "Certificado de conformidad del arreglo solar del Modelo de Vuelo (FM) para la misión Aquarius/SAC-D, E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-01982A-CT, CAC-PSE-PAN-01982B-CT mayo de 2010.
44. "Proyecto SAOCOM - Ensayos de recepción de 6810 celdas solares ATJ de vuelo – Medición eléctrica", E.M. Godfrin y C.G. Bolzi, CAC-PSE-CEL02420A-IN, setiembre de 2010.
45. "Proyecto SAOCOM – Medición eléctrica y caracterización de celdas CIC de vuelo para el modelo de calificación EQM", E.M. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11020A-IN, noviembre de 2010.
46. "Proyecto SAOCOM – Simulación del subsistema de potencia para un "Solar Array" con 112 cadenas de 32 celdas solares ATJ conectadas en serie", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-01600A-IN, noviembre de 2010.
47. "Proyecto SAOCOM - Simulación del subsistema de potencia para un "solar array" con 112 cadenas de 32 celdas solares ATJ conectadas en serie", E.M. Godfrin, CAC-PSE-SIM-01600A-IN, noviembre de 2010.
48. "Caracterización eléctrica de celdas solares BTJ y BTJM", E.M. Godfrin, CAC-PSE-CEL-04100A-IN, diciembre de 2010.
49. "Diseño conceptual de los paneles solares del ARSAT3", H. Quiroz, G. Di Pascuale J.C. Ríos, M. Fuster. A. Hazarabedian, J. Fernández Vázquez, S. Muñoz, E.M. Godfrin, IN-INN/ARSAT-001, abril 2011.
50. "Clasificación de las celdas CIC para el EQM" (Proyecto SAOCOM) E.M. Godfrin. CAC-PSE-PAN-11720A-IN. Noviembre de 2011.
51. "Clasificación de 361 celdas CIC de descarte para el modelo de ingeniería" (Proyecto SAOCOM). E. Godfrin, J. Plá. CAC-PSE-PAN-11721A-IN. Noviembre de 2011.
52. "Análisis de datos telemétricos en el período junio/diciembre de 2011". E.M. Godfrin, J.C. Durán. CAC-PSE-PAN-03001A-IN. Diciembre de 2011.
53. "Clasificación de 361 celdas CIC de descarte para el modelo de ingeniería" (Proyecto SAOCOM). E. Godfrin, J. Plá. CAC-PSE-PAN-11721B-IN. Mayo de 2012.
54. "Elaboración de celdas CIC para el modelo de vuelo – Etapa 1: caracterización eléctrica e inspección visual" (Proyecto SAOCOM). E. Godfrin, C. Bolzi. CAC-PSE-PAN-11021A-IN. Marzo de 2012.
55. "Certificado de liberación de los paneles solares de vuelo de la misión CUBESAT". C. Bolzi, E. Godfrin. CAC-PSE-CUB-00600A-CT. Julio de 2012.
56. "Clasificación de las celdas CIC para el EQM" (Proyecto SAOCOM) E.M. Godfrin. CAC-PSE-PAN-11720B-IN. Julio de 2012.
57. "Elaboración de celdas CIC para el modelo de vuelo – Etapa 2: caracterización eléctrica e inspección visual" (Proyecto SAOCOM). E. Godfrin, C. Bolzi. CAC-PSE-PAN-11022A-IN. Setiembre de 2012.



58. "Celdas CIC para el SA-PFM – Etapa 3" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11023A-IN. Diciembre de 2012.
59. "Celdas CIC para el SA-PFM – Etapa 4" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11024A-IN. Junio de 2013.
60. "Celdas y subcadenas de los paneles solares del Modelo de Ingeniería" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11732-IN. Enero de 2013.
61. "Celdas CIC para el SA-PFM – Etapa 2" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11022B-IN. Abril de 2013.
62. "Celdas CIC para el SA-PFM – Etapa 4" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11024A-IN. Junio de 2013.
63. "Celdas CIC para el SA-PFM – Etapa 3" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11023B-IN. Julio 2013.
64. "Celdas CIC para el SA-PFM – Etapa 4" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin, CAC-PSE-PAN-11024B-IN. Noviembre de 2013.
65. "Verificación de la compatibilidad de dos equipos de adquisición de datos para la caracterización de celdas solares", E. Godfrin y J. Plá, CAC-PSE-CEL-04300A-IN. Noviembre de 2013.
66. Análisis de las características eléctricas de celdas solares con interconectores soldados por welding en la cara posterior", E. Godfrin y J. Plá, CAC-PSE-SOL-01700A-IN. Noviembre de 2013.
67. "Clasificación de 1676 celdas CIC para el modelo de Vuelo de los paneles solares" (Proyecto SAOCOM), E. Godfrin. CAC-PSE-PAN-11470A-IN. Marzo de 2014

#### Participación en la obtención de los resultados de los informes:

1. "Caracterización eléctrica de celdas solares ATJ con diodo de paso para ensayos de daño por radiación", J. Plá, CAC-PSE-CEL-02600A-IN. Mayo de 2007.
2. "Simulación numérica de celdas solares ATJ Emcore", J. Plá y M. Barrera, CAC-PSE-CEL 04000A-IN. Diciembre de 2007.
3. "Celdas solares del modelo de calificación (EQM)", M. Tamasi, CAC-PSE-PAN-01720A-IN. Enero de 2008.
4. "Elaboración, Integración y ensayos de los sensores solares para la misión SAOCOM", M. Tamasi, CAC-PSE-PAN-11705A-IN. Junio 2012.
5. "Irradiación con protones de 10 MeV de celda Emcore ATJ", I. Prario, J. García, CAC-PSE-ENV-03500A-IN. Julio de 2012.

# Revisiones y reuniones de trabajo de misiones satelitales

Se participó en la confección de documentos para las siguientes revisiones y/o reuniones de trabajo de misiones satelitales:

1. SAOCOM, 1ra. Revisión de Diseño, 12 de diciembre de 2001, Buenos Aires, Argentina (con asistencia)
2. SAOCOM Preliminary Design Review (PDR), 25 al 28 de junio de 2002, Córdoba, Argentina
3. Technical Interchange Meeting (TIM) #5, 6 al 10 de diciembre de 2004, S.C. de Bariloche, Argentina.
4. Aquarius/SAC-D Peer Reviews, 11 al 14 de julio de 2005, S.C. Bariloche, Argentina.
5. Aquarius/SAC-D Preliminary Design Review (PDR) – CONAE Focus, 3 al 5 de agosto de 2005, Buenos Aires, Argentina (con asistencia).
6. Aquarius/SAC-D Peer Reviews, 30 de octubre al 3 de noviembre, 2006, Buenos Aires, Argentina (con asistencia).
7. Aquarius/SAC-D Service Platform Subsystems Critical Design Review (CDR), 18 al 27 de febrero, 2008, S.C. de Bariloche, Argentina.
8. SAOCOM Preliminary Design Review (PDR), 27 al 30 de octubre 2008, Buenos Aires, Argentina.
9. Aquarius/SAC-D Solar Array Workshop, 25 y 26 de febrero de 2009, Buenos Aires, Argentina (con asistencia).
10. Aquarius/SAC-D System Integration Review (SIR), 28 y 29 de abril de 2009, S.C de Bariloche, Argentina.
11. SNCS Navigation, Control and Supervision System for Amazonia-1, Preliminary Design Review (PDR), 24 al 27 de noviembre de 2009, S.C de Bariloche, Argentina.
12. SAOCOM project – Service platform & SAR Antenna structure and Mechanism – Critical Design Review, 16-19 de noviembre de 2010, S.C. de Bariloche, Argentina.
13. Proyecto Satélite Argentino de Telecomunicaciones – Arreglo de Cargas Tecnológicas Argentinas (ACTA) – Critical Design Review, 9-10 de diciembre de 2010, Benavidez, Argentina.
14. Proyecto Satélite Argentino de Telecomunicaciones – ARSAT 3, 29 de junio de 2011, Buenos Aires, Argentina.
15. Aquarius/SAC-D Mission Nominal Operations Review (MNOR), 12 y 13 de marzo de 2014, CONAE, Centro Espacial Teófilo Tabanera, Falda del Carmen, Córdoba, Argentina.



# Agradecimientos

En primer lugar, quiero expresar mi agradecimiento a las 2 instituciones que hicieron posible la realización de este trabajo: la CNEA, a la cual pertenezco desde 1988, primero como becaria y luego como personal de planta, y la CONAE, que nos confió el desarrollo y fabricación de los paneles solares de uso espacial.

Más particularmente y, en consecuencia, aumentando el contenido emotivo, dirijo mi agradecimiento a mis compañeros del DES, del Subproyecto Paneles Solares y de los proyectos SAC-D y SAOCOM, sin quienes todo este trabajo no hubiese sido posible, y, además, las horas dedicadas a él ..... muy largas.

Llegando a los niveles personales, mi más sincero agradecimiento a:

Julio y Juan, mis directores, quienes tuvieron la difícil tarea de educar a esta “oveja negra” del DES y la paciencia para dirigir este trabajo;

Ed Gaddy, de NASA Goddard Space Flight Center por sus importantes aportes para el diseño de los paneles solares del SAC-D;

Christian Tissot, de INVAP S.E., por su colaboración y aporte de datos,

Diego, por su dedicación y toda la buena onda puesta durante y después de su Tesis;

Igor, por toda su contribución en el estudio de la telemetría;

Marcela, por su aguante y toda su ayuda en los momentos difíciles;

todos los Amigos, por estar allí! (disculpen por no nombrarlos a todos pero, por suerte, son muchos y no quiero olvidarme de ninguno).

Finalmente, pero con todo mi corazón, a mi familia que tuvo que soportar mi decisión de retomar (un poco tarde quizás ...) los estudios. Julio, Gabi, Sergio, Lucas y Guada, infinitas gracias por bancarme y perdonen los malos momentos que les hice pasar.

Una dedicatoria muy especial para mis padres, quienes me enseñaron el valor del estudio y me alentaron a seguir en este camino.

COMISION NACIONAL DE ENERGIA ATOMICA  
CENTRO DE INFORMACION CAC