

UNIVERSIDAD DE BUENOS AIRES
Facultad de Ciencias Exactas y Naturales
Departamento de Computación

TESIS DE LICENCIATURA

Simulación de sistemas de potencia solares para satélites

Berbeglia, Gerardo
gber@dc.uba.ar

Fernández Slezak, Diego
dslezak@dc.uba.ar

Directores

Dr. Julio C. Durán
Lic. Elena M. Godfrin

Codirector

Dr. Guillermo A. Durán

Lugar de Trabajo

Grupo Energía Solar
Centro Atómico Constituyentes
Comisión Nacional de Energía Atómica

Diciembre de 2003

A nuestros padres.

Agradecimientos

Agradecemos a Julio y Elena, por la enorme predisposición para explicarnos todo lo que quisimos aprender y el gran esfuerzo realizado en guiarnos durante todo el año.

A Willy, por habernos tenido en cuenta para este trabajo, su buena voluntad y su excelente trato.

A los integrantes del Grupo de Energía Solar, por habernos recibido muy cálidamente generando un ambiente de trabajo divertido, distendido pero a la vez serio.

A Santi, por interesarse en nuestro trabajo y su permanente disposición para ayudarnos.

A Inés y a Carlos, por habernos recibido y tratado maravillosamente durante nuestra estadía en Bariloche.

Por último, pero en el lugar más importante, a nuestras familias por habernos apoyado durante tantos años de estudio.

Índice

Resumen	iii
Abstract	iv
Introducción	v
1 Marco del proyecto	1
2 Características técnicas	4
2.1 Órbita	4
2.2 Maniobras	5
2.3 Ángulo de incidencia solar	5
2.4 Distancia al Sol	6
2.5 Consumo eléctrico	6
3 Introducción a Electricidad	8
3.1 Magnitudes eléctricas de interés	8
3.2 Componentes de un circuito eléctrico	9
3.2.1 Acumulador de carga	9
3.2.2 Resistencia	9
3.2.3 Diodo	9
3.3 Conexión de componentes	10
3.3.1 Conexión en serie	10
3.3.2 Conexión en paralelo	10
4 Subsistema eléctrico del satélite	12
4.1 Panel Solar	13
4.1.1 Generación de energía eléctrica	15
4.1.2 Modelo eléctrico	17
4.2 Batería	18
4.3 Regulador	20
5 Simulación	22
5.1 Introducción	22
5.2 Diseño e implementación	22
5.2.1 Estructuras	23
5.2.2 Carga de datos	24
5.3 Propiedades del subsistema eléctrico	24

5.4	Método de simulación	25
5.4.1	Paso 1	26
5.4.2	Paso 2	28
5.4.3	Paso 3	30
5.4.4	Paso 4	33
5.4.5	Paso 5 Método de integración	34
5.5	Interfaz gráfica	37
6	Pruebas de simulación	39
6.1	Datos de entrada	39
6.2	Distancia al Sol	39
6.3	Efecto de Eclipse	40
6.4	Estado de Emergencia	41
6.5	Comparación de métodos y pasos temporales	42
7	Resultados	43
7.1	Observaciones de 16 minutos de duración	43
7.1.1	Conclusiones	47
7.2	Observaciones de 4 minutos de duración	48
7.2.1	Conclusiones	51
7.3	Simulación de perfil de consumo de la CONAE	53
8	Conclusiones y trabajo futuro	54
	Bibliografía	56

Resumen

Se desarrolló un programa de simulación por computadora del subsistema de potencia del satélite artificial SAOCOM, próximo satélite argentino, con el objetivo de predecir su funcionamiento a lo largo de la vida útil. Para ello se estudió y modeló el comportamiento de los distintos componentes del subsistema (panel solar, batería y regulador) en función de los requerimientos de potencia del satélite en su conjunto. En el trabajo se explican los modelos utilizados para los diferentes componentes y el método utilizado para simular el sistema incluyendo detalles de diseño e implementación del programa.

Las simulaciones realizadas permitieron analizar la evolución temporal de los principales parámetros del subsistema de potencia (estado de carga de la batería, potencia entregada por los paneles solares, etc) en diferentes condiciones de trabajo. En particular se determinaron las cantidades de operaciones del instrumento principal del SAOCOM que podrán realizarse sin poner en riesgo a la batería. Finalmente se presentan resultados con datos correspondientes a la misión satelital SAOCOM.

El trabajo se llevó a cabo en el Grupo Energía Solar (GES) de la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA) dentro del marco de un convenio de cooperación con la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE). Parte del mismo ha sido publicado en una revista de energías renovables y presentado en dos congresos nacionales.

Abstract

A computer program has been developed for the simulation of the Argentine SAOCOM satellite electric power system. The aim of the software is to predict the temporal evolution of the battery state-of-charge and the system current and voltage throughout the satellite life.

To achieve this goal, a previous thorough study on the different subsystem components (solar panel, battery and regulator) and the power requirements have been carried out.

Both the model used for the different components and the method for simulating the system are explained. Software design and implementation details are also included.

Different simulations were carried out, at different working conditions, in order to analyze the temporal evolution of the main parameters of the power subsystem (state-of-charge, power generated from the solar panel, etc.). Furthermore, the number of operations of the main SAOCOM instrument which may be carried out without risking the battery have been determined. At last, results which include corresponding data of the SAOCOM satellite mission are described.

The task was carried out at the Solar Energy Group of the National Atomic Energy Commission in agreement with the National Space Activities Commission. Part of this work has been published in a renewable energy journal and presented at two national congresses.

Introducción

Un satélite artificial requiere de un subsistema de generación y almacenamiento de energía eléctrica para alimentar a sus componentes. Este subsistema es un recurso clave en cualquier misión satelital. Para la generación eléctrica, los paneles solares fotovoltaicos han sido y continuarán siendo la mejor opción como fuente de potencia para satélites de órbita baja y geoestacionaria. Debido a que las necesidades de potencia eléctrica de los satélites son elevadas y la disponibilidad de superficie para los paneles solares restringida, es necesario realizar un estudio muy cuidadoso del subsistema de potencia para garantizar su correcto funcionamiento.

A fin de garantizar el funcionamiento del subsistema de potencia se puede predecir la evolución temporal de las variables de interés y luego corroborar que los resultados obtenidos sean compatibles con los requerimientos. Para lograr esta predicción se podrían realizar experimentos de laboratorio. Sin embargo, es altamente costoso reproducir en laboratorio las condiciones de operación del subsistema en el espacio. Las predicciones se deben hacer entonces en base a modelos elaborados a partir de mediciones parciales de componentes, los cuales en general no admiten soluciones analíticas.

Esta metodología consiste en predecir la evolución del sistema a partir del modelo de cada componente involucrado, realizando una simulación. Partiendo de una configuración inicial del sistema y conociendo las reglas básicas por las que se rige, se comienza a imitar en una computadora la evolución temporal del sistema.

Al realizar una simulación se debe dividir el tiempo (magnitud continua) en intervalos discretos. La simulación obtiene un valor para cada variable que aproxima y representa al conjunto de valores durante cada intervalo temporal. Para lograr una simulación adecuada, el tiempo se debe dividir en intervalos muy pequeños respecto de los intervalos característicos de variación de los parámetros de interés. Esto lleva a que la cantidad de pasos necesarios para realizar una simulación sea tan grande que no tenga sentido realizarla sin el uso de una computadora.

En esta tesis se desarrolló un programa de simulación del sistema con el objetivo de predecir la evolución temporal del estado de carga de la batería, la corriente y la tensión del sistema a lo largo de la vida del satélite SAOCOM, próximo satélite argentino desarrollado en el país. Para realizar el programa se estudió y modeló el comportamiento de los distintos componentes del subsistema de potencia: panel solar, batería y regulador.

El panel solar utiliza la radiación del Sol para generar energía eléctrica. La potencia generada por el panel se caracteriza con una curva de corriente

vs tensión. Esta curva es afectada por diversos factores, entre ellos el deterioro por radiación, la temperatura, y fundamentalmente por el ángulo de incidencia de la radiación solar. La batería se encarga de almacenar la energía provista por el panel solar y entregarla para que sea utilizada por el equipamiento del satélite. El sistema cuenta con un regulador que evita la sobrecarga y la descarga excesiva de la batería.

Además de los componentes, el programa de simulación debe considerar factores como el consumo del satélite, el ángulo de incidencia de la radiación solar y los eclipses, entre otros.

Una vez obtenido el modelo de los distintos componentes, se realizaron una serie de algoritmos de simulación donde interactúan todos los componentes logrando así una simulación del comportamiento del sistema global.

En el primer capítulo se da a conocer el contexto de trabajo e institucional en el cual fue realizada la tesis. En el siguiente capítulo se presentan las principales características del satélite SAOCOM. Los conocimientos básicos de electricidad necesarios para comprender parte del trabajo se explican en el capítulo 3. En el capítulo 4 se explican los modelos de los distintos componentes del satélite, incluyendo especificaciones particulares de los componentes que serán utilizados en el SAOCOM. En el capítulo 5 se explica el mecanismo de simulación, detallando diferentes métodos de aproximación y lo realizado en cuanto al diseño y la implementación. En los capítulos 6 y 7 se muestran algunas pruebas realizadas y los resultados obtenidos con el programa, respectivamente. Finalmente en el capítulo 8 se mencionan las conclusiones del trabajo y las mejoras que pueden realizarse.

Capítulo 1

Marco del proyecto

El trabajo se llevó a cabo en el Grupo Energía Solar (GES) de la Comisión Nacional de Energía Atómica (CNEA). El GES realiza tareas de investigación y desarrollo en el campo de la conversión fotovoltaica (FV) desde el año 1986. Las primeras actividades estuvieron orientadas al desarrollo de materiales para uso FV, en especial silicio monocristalino. En particular se puso a punto la tecnología de elaboración de lingotes de silicio monocristalino de pureza y calidad cristalográfica adecuadas para uso solar.

A partir de 1992 el trabajo del GES se centró en el diseño, simulación, elaboración y caracterización de celdas solares de silicio cristalino para usos terrestres y espaciales. Ello permitió, durante 1997, obtener dispositivos con eficiencias de alrededor del 17%. Cabe mencionar que el GES es el único centro del país que desarrolla celdas solares de silicio cristalino.

Además el GES promueve y participa en el establecimiento de normas nacionales para sistemas de aprovechamiento de la energía solar en el marco del Instituto Argentino de Normalización (IRAM), estableciendo 15 normas relativas a paneles fotovoltaicos entre 1997 y 2003.

A fines de 1995, la CNEA y la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) [1] firmaron un acuerdo con el objetivo de diseñar y poner en práctica conjuntamente un experimento de celdas solares argentinas en un satélite espacial argentino. Como resultado de esta colaboración, se fabricaron en el país un conjunto de dispositivos solares de silicio cristalino que fueron incluidos en el satélite argentino SAC-A [2]. Este satélite fue puesto en órbita el 14 de diciembre de 1998 por el Transbordador Espacial "Endeavour". El éxito del experimento dio lugar a una estrecha relación entre estos dos organismos.

Teniendo en cuenta las elevadas inversiones requeridas para la provisión de energía eléctrica mediante sistemas FV en satélites y la experiencia previa del GES en el tema, en abril de 2001 la CNEA y la CONAE suscribieron un convenio de cooperación que dio lugar a la iniciación del Subproyecto Paneles Solares en el ámbito del Centro Atómico Constituyentes. El objetivo de este Subproyecto es diseñar, fabricar, ensayar y calificar en el país los paneles solares para la misión satelital SAOCOM [3].

Esta nueva misión satelital desarrolla la tecnología de teleobservación por radar, por la cual se puede observar la tierra y el mar a través de nubes

o humo y funciona tanto de día como de noche. Las aplicaciones principales del SAOCOM son las siguientes:

- Monitoreo de desastres naturales, evaluación, prevención y apoyo en la fase de recuperación.
- Monitoreo de agricultura, usos de la tierra, bosques, minería y explotación de suelos.
- Monitoreo de hielos, nieve y recursos acuíferos.
- Monitoreo de zonas marítimas y costeras.
- Topografía y cartografía.
- Monitoreo de evolución de hielos antárticos y oceánicos.
- Apoyo a misiones de búsqueda y rescate.
- Monitoreo de infraestructura y zonas urbanas.

El proyecto de desarrollo de paneles solares para usos espaciales en marcha tiene por objetivos principales:

- Montaje del laboratorio de desarrollo, integración y ensayo.
- Diseño, fabricación y ensayo de celdas solares de silicio monocristalino.
- Análisis teórico y ensayos en Tierra del daño por radiación sobre las celdas solares.
- Fabricación o adquisición y ensayo de interconectores.
- Puesta a punto de los procesos de soldadura y de las técnicas de ensayo correspondientes.
- Desarrollo de técnicas de alineación y pegado de los vidrios sobre las celdas y de las celdas sobre el sustrato.
- Diseño del circuito eléctrico de los paneles y su interconexión al satélite, con las interfaces correspondientes.
- Estudio y desarrollo de modelos para la estimación de la energía generada por los paneles solares durante la misión espacial, desde el principio de la misma (Beginning of Life, BOL) hasta el final de su vida útil (End of Life, EOL).
- Elaboración de sensores de radiación solar, paneles de ingeniería y prototipo de panel de vuelo para la realización de ensayos de calificación en Tierra y/o en el espacio.
- Integración de paneles de vuelo.
- Realización de ensayos eléctricos, mecánicos y de termovació sobre los diferentes componentes y sobre los paneles de ingeniería y de vuelo.

- Calificación de paneles tecnológicos en ambiente espacial a través de su integración a satélites tecnológicos.

El diseño conceptual de la misión se expuso en la semana del 25 al 28 de junio de 2002 en el Centro Espacial Teófilo Tabanera de la CONAE, en Córdoba. A esta reunión acudieron especialistas (ingenieros, técnicos, físicos, etc) del sistema científico argentino que participan en la nueva misión nacional. Además estuvieron presentes expertos de las agencias de los países que ya se asociaron y otras interesadas en el proyecto:

- Agencia Espacial Italiana
- Centro Espacial de Lieja (Bélgica)
- Agencia Espacial Europea
- NASA (EE.UU.)
- Centro Espacial Francés (CNES)

En total, participaron alrededor de 70 profesionales argentinos y extranjeros reunidos en el desarrollo de una misión satelital de avanzada como lo es el satélite radar argentino SAOCOM.

El desarrollo, construcción, puesta en órbita y operación del satélite SAOCOM tendrá una duración superior a 10 años, habiendo comenzado en 1997. En el año 2003, la CONAE cuenta con un presupuesto de aproximadamente 30 millones de pesos de los cuales destina alrededor de la mitad al proyecto SAOCOM, con el objetivo de continuar con la misión y completar la construcción de la plataforma del satélite [4].

Capítulo 2

Características técnicas

El satélite SAOCOM pertenece a una nueva generación de satélites de observación de la tierra, basado en la tecnología de radar.

Estará equipado con un radar de microondas de banda L¹, capaz de detectar objetos de tamaño pequeño en la superficie terrestre y observar hasta dos metros bajo el suelo, siendo de utilidad para el recabado de información de humedad de los suelos y estructura geológica. La antena radar medirá 10 metros por 2,5 metros, pesando más de 200 kilos. Además, tendrá como equipamiento una cámara infrarroja, utilizada para detectar incendios y erupciones, y una cámara pancromática² de alta sensibilidad, cuyo objetivo es estudiar la distribución de tormentas eléctricas atmosféricas, detectar focos de incendio y su evolución, y analizar fenómenos aurorales y polares. El satélite pesará una tonelada y media en total, siendo éste un satélite de gran envergadura [1].

Contará con una memoria para guardar información de 100 Gbits. Por otro lado, la velocidad máxima de comunicación con la Tierra será de 300 Mbits por segundo. El seguimiento y adquisición de datos se realizará mediante dos estaciones terrenas en Argentina:

- La Estación Terrena Córdoba, provista de tres antenas (3.6, 7.3 y 13 metros) para transmisión y adquisición de datos.
- La Estación Terrena Ushuaia, provista de dos antenas de 7 metros para transmisión y adquisición de datos.

2.1 Órbita

El satélite SAOCOM se desplazará a 659 km de altura en una órbita cuasi-polar, a una velocidad aproximada de 26.600 km/h. Cada órbita se llevará a cabo en un lapso de 98 minutos, es decir, que el satélite recorrerá aproximadamente catorce órbitas y media por día.

La órbita cuasi polar del satélite SAOCOM tiene un ángulo de 98° con respecto al ecuador. El ángulo comprendido entre la normal al plano orbital

¹La frecuencia de las cámaras de Banda L se encuentra en el rango de 1275Mhz +/- 25Mhz. Esta frecuencia permite la penetración a través de la vegetación.

²Cámara que tiene respuesta a todos los colores del rango visible y al infrarrojo.

y los rayos incidentes del Sol oscila a lo largo del año entre -15° (21 de junio) y 31° (21 de diciembre).

El satélite no rota con la Tierra, su órbita cambia de posición respecto a la Tierra de manera que siempre permanece en un horario constante. Cuando el satélite se dirige desde el hemisferio norte al hemisferio sur, el horario de la zona por donde se traslada es 6 PM, mientras que cuando se dirige en sentido contrario es de 6 AM. A este plano orbital se lo llama 6 PM descendente.

Debido a su trayectoria, el satélite poseerá períodos de eclipse durante aproximadamente tres meses por año, desde comienzos de noviembre a comienzos de febrero. La duración del eclipse dependerá del mes, siendo su máximo unos 19 minutos durante las órbitas del 21 de diciembre. En la figura 2.1 se muestra la duración del eclipse en función del tiempo.

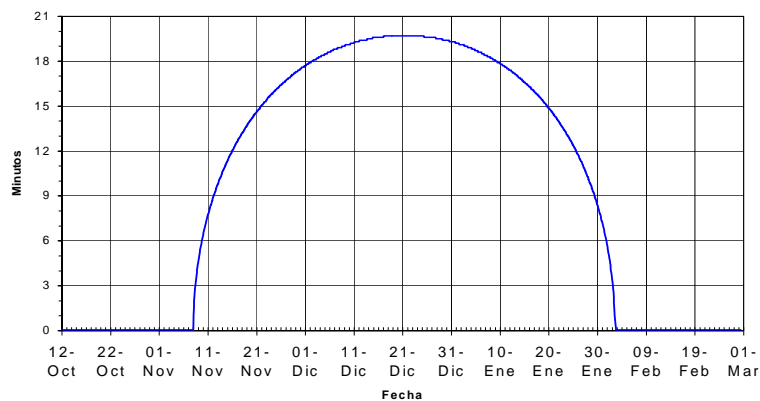


Figura 2.1: Duración del eclipse en función del día del año.

2.2 Maniobras

Tomando como referencia el sentido de avance del satélite, en su posición nominal la antena radar mira hacia la izquierda. Cuando el satélite realiza mediciones sin rotar, se denomina observación a izquierda.

Por otro lado, el satélite SAOCOM podrá realizar una maniobra para la observación en otra dirección. Para realizarla el satélite deberá rotar, afectando el ángulo de incidencia de la radiación en el panel solar. Esta maniobra se denomina maniobra de rotación a derecha, y corresponde a una rotación de aproximadamente 52° .

2.3 Ángulo de incidencia solar

El ángulo de inclinación del panel solar no será normal a los rayos solares, sino que dependerá de 3 factores

- la posición actual en la órbita,
- la época del año,
- la posición relativa del panel solar respecto de la órbita (maniobras).

El cálculo del ángulo de incidencia resultante a partir de estos tres factores se realiza en el capítulo 5. La variación en la generación eléctrica del panel solar debido al cambio de ángulo de incidencia se explica en la sección 4.1.

2.4 Distancia al Sol

A lo largo del año la distancia entre el satélite y el Sol no permanecerá constante debido a que la Tierra describe una órbita elíptica. La menor distancia al Sol se encuentra el 21 de diciembre y es de $147,1 \cdot 10^6$ km mientras que la mayor distancia sucede el 21 junio siendo esta de $152,1 \cdot 10^6$ km [5].

Este cambio en la distancia afecta directamente a la potencia recibida desde el Sol. La potencia media recibida es $136,7 \text{ mW/cm}^2$. Llamaremos *factor de corrección por distancia al sol* al cociente entre la distancia al cuadrado en el momento de calcularlo y la distancia media al cuadrado. Dicho factor, en función del mes del año, se muestra en la figura 2.2. Se puede observar que la variación de este factor no es muy significativa (oscila entre 0,96 y 1,04), debido a que esta elipse tiene muy baja excentricidad.

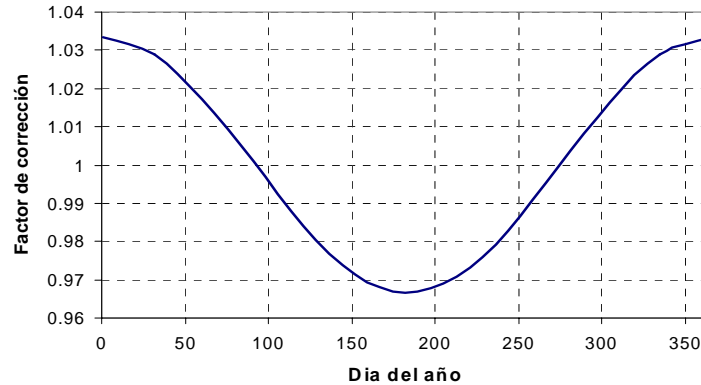


Figura 2.2: Factor de corrección por distancia al Sol.

2.5 Consumo eléctrico

El consumo eléctrico del satélite es variable, dependiendo de la actividad que se esté realizando. Si el satélite no realiza mediciones la potencia requerida por el satélite es un consumo base del equipamiento denominado *consumo de plataforma*. Cuando el satélite desea realizar una medición se debe encender

la antena. La utilización de la antena es la actividad de mayor consumo del satélite. En el caso de la observación a derecha, el satélite debe rotar hasta la posición adecuada antes de encender la antena, y retomar a la posición nominal luego de finalizada la observación. Para realizar una rotación, el satélite debe encender un motor con este fin. Además existe un consumo mínimo de emergencia en caso de que la batería se haya descargado más de lo aceptado. Este estado de emergencia se detalla en la sección 4.3.

En la tabla 2.1 se muestran los valores de los diferentes consumos.

Descripción	Consumo (W)
Consumo mínimo de emergencia	A definir
Consumo de plataforma	600
Motor de rotación	1594
Utilización de la antena para observación	4033

Tabla 2.1: Diferentes valores de consumo del satélite SAOCOM.

Capítulo 3

Introducción a Electricidad

En esta sección presentaremos algunos conceptos básicos sobre electricidad relevantes para la comprensión de la simulación ([6] y [7]). El enfoque es muy práctico; no nos interesa aquí explicar los fundamentos de la teoría electromagnética, sino presentar las relaciones matemáticas fundamentales entre las distintas magnitudes, que luego serán de utilidad para la resolución de los problemas vinculados a la simulación.

3.1 Magnitudes eléctricas de interés

Cuando una lámpara se enciende, se dice que una *corriente eléctrica* fluye a lo largo del circuito. Esta corriente se debe a la traslación de portadores de carga (electrones) a través de un material conductor. Si esta traslación de electrones es estacionaria (no depende del tiempo) entonces estamos en presencia de una *corriente continua*. Este es el tipo de corriente que nos interesará. La corriente eléctrica que fluye a lo largo de un circuito se mide en *ampere*. Un ampere equivale al flujo de 6 trillones de electrones ($6 \cdot 10^{18}$) por segundo.

La carga eléctrica que atraviesa una sección del conductor en un tiempo $t - t_0$, es:

$$q(t) = \int_{t_0}^t i(t) dt \quad (3.1)$$

donde $i(t)$ es la corriente eléctrica en el tiempo t .

Para que exista una corriente en un circuito se requiere la presencia de una fuerza llamada campo eléctrico. El campo eléctrico puede vincularse con una función llamada potencial. La *diferencia de potencial* entre 2 puntos se denomina *tensión*.

La potencia eléctrica, medida en Watts, es el producto entre la tensión y la corriente.

$$Potencia = Tensión \cdot Corriente \quad (3.2)$$

La potencia mide la energía eléctrica por unidad de tiempo que se disipa o se entrega en el circuito en un determinado lugar del mismo.

Un Watt equivale a la potencia resultante de una corriente de 1 Ampere con una diferencia de potencial de 1 Volt.

3.2 Componentes de un circuito eléctrico

3.2.1 Acumulador de carga

El acumulador de carga, como su nombre lo indica, es un componente capaz de almacenar carga. La carga de un acumulador en un tiempo t está definida como :

$$q(t) = q(t_0) + \int_{t_0}^t i(t)dt \quad (3.3)$$

donde $q(t_0)$ es la carga inicial del acumulador.

3.2.2 Resistencia

Los componentes eléctricos en los cuales la tensión o diferencia de potencial es directamente proporcional a la corriente se denominan resistores. Estos componentes satisfacen la ley de Ohm:

$$\Delta V = i \cdot R_s \quad (3.4)$$

donde ΔV es la diferencia de potencial o tensión, i es la corriente y R_s es una constante.

La constante de proporcionalidad R_s se denomina resistencia y se mide en Ohms, siendo:

$$Ohm = \frac{Volt}{Ampere} \quad (3.5)$$

3.2.3 Diodo

Un diodo es un dispositivo que permite el paso de la corriente eléctrica en una única dirección. De forma simplificada, la curva característica de un diodo ($I-V$) consta de dos regiones: para $V < 0$ (polarización inversa) se comporta como un circuito abierto (no conduce), y para $V > 0$ (polarización directa), como un circuito cerrado con una pequeña resistencia eléctrica.

En la representación simbólica del diodo, la flecha indica el sentido de la polarización directa.

El modelo matemático más empleado es el de Shockley [8] que permite aproximar el comportamiento del diodo en la mayoría de las aplicaciones. La ecuación de este modelo que liga la intensidad de la corriente eléctrica y la diferencia de potencial, es:

$$i = i_s \exp(qV/kT - 1) \quad (3.6)$$

donde

i_s : corriente de saturación, siendo la pequeña corriente que se establece al polarizar inversamente el diodo.

q : es la carga del electrón [C].

V : tensión [V].

k : constante de Boltzmann [$J/(^{\circ}K)$].

T : temperatura de operación del diodo [$^{\circ}K$].

3.3 Conexión de componentes

Un circuito contiene, en general, componentes en serie y componentes en paralelo.

3.3.1 Conexión en serie

Dos componentes en un circuito están conectados *en serie* si poseen una conexión directa entre ellos en sólo uno de los dos extremos. La figura 3.1 es un ejemplo donde dos lámparas están conectadas en serie.

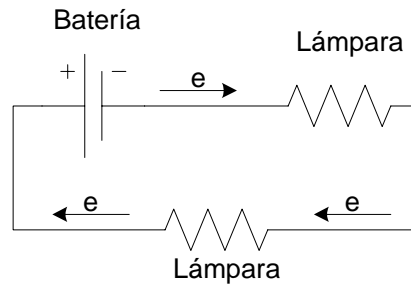


Figura 3.1: Lámparas conectadas en serie.

Dos propiedades de componentes conectados en serie son:

- La corriente eléctrica es igual en cada uno de los componentes.
- La diferencia de potencial o tensión de los dos componentes juntos es igual la suma de las diferencias de potencial de cada uno de ellos.

3.3.2 Conexión en paralelo

Dos componentes en un circuito están conectados *en paralelo* si poseen una conexión directa entre ambos extremos de cada componente. La figura 3.2 es un ejemplo donde dos lámparas están conectadas en paralelo. En el caso de una conexión en paralelo, la corriente se bifurca.

Dos propiedades de componentes conectados en paralelo son:

- La diferencia de potencial es la misma para cada componente.
- La corriente del circuito principal es igual a la suma de las corrientes de cada componente. En la figura 3.2, $e = e_1 + e_2$

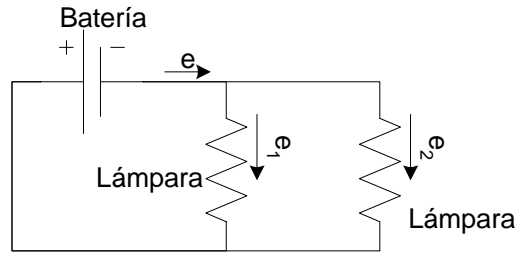


Figura 3.2: Ejemplo de un circuito en paralelo.

La proporción en la cual se divide la corriente para cada componente depende de la *resistencia* de ellos. La corriente e_i está dada por $e_i = e \frac{R_t}{R_i}$, donde e es la corriente total del circuito, $R_t^{-1} = R_1^{-1} + R_2^{-1}$ y R_i es la resistencia del componente i . Mientras menor es la resistencia del componente, mayor es la corriente del mismo.

Capítulo 4

Subsistema eléctrico del satélite

La estructura básica del subsistema eléctrico del satélite SAOCOM está compuesta por:

- Panel Solar, genera energía eléctrica a partir de la radiación solar (ver sección 4.1).
- Batería, almacena energía para que sea utilizada cuando el panel solar no genere la potencia suficiente (ver sección 4.2).
- Regulador, regula el estado de carga de la batería, impidiendo tanto una sobrecarga como una descarga excesiva (ver sección 4.3).
- Equipamiento, conjunto de componentes que necesitan energía eléctrica para su funcionamiento.

La figura 4.1 muestra un esquema del subsistema. Se puede observar que la batería se encuentra en paralelo con el panel solar al igual que el equipamiento del satélite. Luego, por la propiedad de las conexiones en paralelo, la tensión de cada componente es la misma (ver capítulo 3). El diodo se requiere para impedir que la batería se descargue a través del panel solar cuando éste no genera energía eléctrica (durante un eclipse).

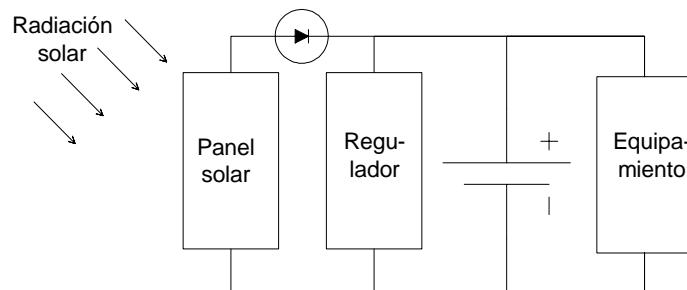


Figura 4.1: Esquema del subsistema eléctrico del satélite SAOCOM.

A continuación detallamos los aspectos más importantes del panel solar, la batería y el regulador.

4.1 Panel Solar

La construcción del panel solar del satélite se realiza en el Centro Atómico Constituyentes de la CNEA.

La celda solar es la pieza fundamental para la construcción del panel. El panel solar del satélite SAOCOM poseerá unas 2500 celdas de 7,6 cm x 3,7 cm, cubriendo una superficie total de aproximadamente 9 m².

Debido a las exigencias de tamaño, capacidad y resistencia a la radiación, entre otras, las celdas solares debieron ser compradas a la empresa Emcore Corporation [9]. Estas celdas están especialmente diseñadas para el uso espacial y son las que poseen la mayor eficiencia de generación de energía eléctrica en el mundo, aproximadamente 27,5%.

Las celdas se agruparán en *subcadenas* de 4 celdas que se unirán en serie (figura 4.2.a). A su vez, estas subcadenas también se conectarán en serie de a 8 para formar *cadenas* o "*strings*" (figura 4.2.b). Luego, uniendo las cadenas de a 5 en paralelo se conforman los *módulos* (figura 4.2.c). Finalmente al conectar los módulos en paralelo se construye el panel solar.

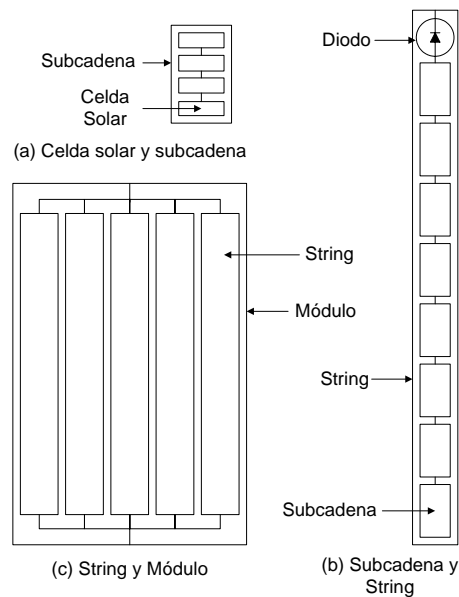


Figura 4.2: Esquema de subcadenas (a), cadenas (b) y módulo (c) del panel solar.

La característica más importante de una celda solar para una simulación eléctrica es la dependencia de la corriente que por ella circula en función de la tensión aplicada, manteniendo constante tanto la intensidad de la radiación incidente como la temperatura. La curva determinada por esta relación se la denomina *curva I-V*. Una *curva I-V* típica de una celda solar se muestra

en la figura 4.3. Se puede observar que a medida que la tensión aumenta la corriente disminuye.

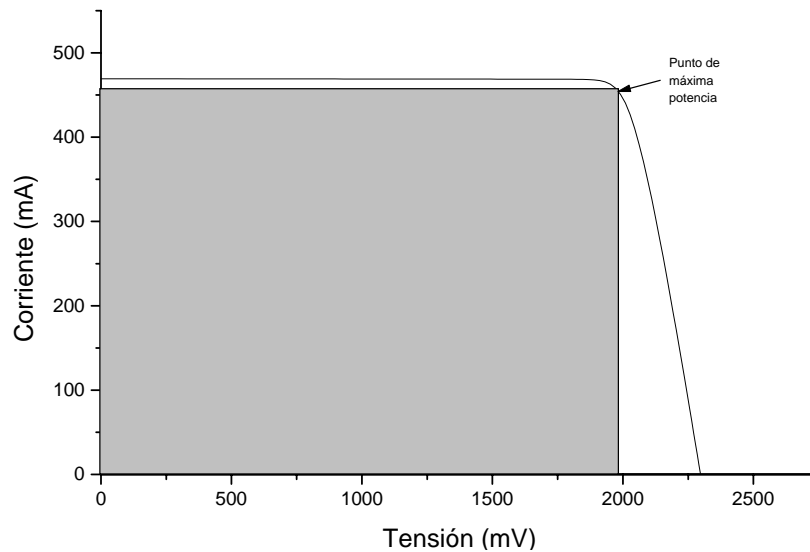


Figura 4.3: *Curva I-V de una celda solar y punto de máxima potencia.*

Si deseamos maximizar la potencia generada por una celda, debemos encontrar el punto (v_0, i_0) de la *curva I-V* tal que la potencia sea máxima. Considerando que la potencia es el producto entre la tensión y la corriente, debemos encontrar el punto (v_0, i_0) sobre la curva tal que el producto entre v_0 e i_0 sea máximo. El punto que satisface esta propiedad se lo llama *punto de máxima potencia* (PMP). Para hacer un uso eficiente de las celdas solares, la tensión a la cual trabaja el sistema eléctrico deberá estar lo más cercana posible a la tensión de este punto, en la zona donde la corriente es prácticamente constante.

Otros puntos importantes de esta curva son las intersecciones con los ejes. El punto en el que la curva corta al eje de tensión se denomina tensión de circuito abierto (V_{CA}), y representa la máxima diferencia de potencial que puede generar la celda solar. Por otro lado, el punto sobre el eje de corriente se lo llama corriente de corto circuito (I_{CC}), es decir la máxima corriente que se puede obtener.

Conociendo la curva de cada celda solar, se pueden obtener las *curvas I-V* de cada subcadena, de cada cadena, de cada módulo y finalmente del panel en su totalidad, sumando las curvas en serie o en paralelo según corresponda.

Al conectar dos celdas solares en serie, la tensión total resultante es igual a la suma de las tensiones de cada una de ellas mientras que la corriente es la misma para ambas. Por lo tanto, si deseamos sumar dos curvas en serie, consideramos la suma de los puntos para una corriente fija (figura 4.4).

En cambio, si deseamos sumar dos curvas en paralelo, consideramos la suma de los puntos para una tensión fija (figura 4.5).

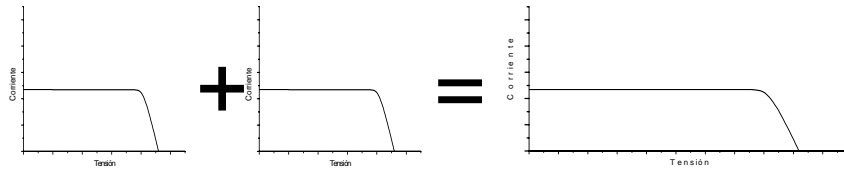


Figura 4.4: Suma de *curvas I-V* en serie.

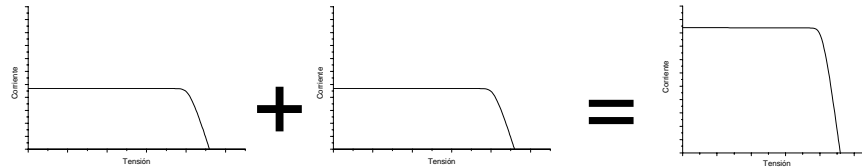


Figura 4.5: Suma de *curvas I-V* en paralelo.

4.1.1 Generación de energía eléctrica

La generación de energía eléctrica del panel solar no permanecerá constante sino que variará por distintos motivos. La necesidad de conocer a priori como será esta variación hace que se deban tener en cuenta todos los factores que influyen en este cambio para luego, mediante un modelo, poder predecir la generación del panel solar del satélite en órbita.

A continuación se expondrán los factores más relevantes que afectan a la generación eléctrica y se detallará cómo estos deben ser tomados en cuenta.

Eclipse

Como hemos mencionado, durante aproximadamente 3 meses por año, el satélite recorrerá una órbita en la que posee algunos minutos de eclipse. Durante estos minutos el panel solar no generará energía eléctrica. Luego, durante la simulación es necesario considerar cómo varía la duración del eclipse a lo largo del año.

Inclinación angular

La inclinación angular del panel solar respecto de los rayos incidentes del Sol cambiará considerablemente a lo largo del año y durante las maniobras. Estos cambios causarán un fuerte impacto en la energía eléctrica generada. Mientras mayor sea el ángulo de incidencia, menor será la producción eléctrica del panel.

La variación del ángulo de incidencia se puede discriminar de acuerdo con dos procesos. El primero se debe a la alteración del ángulo de incidencia nominal del satélite a lo largo del año, debido a la naturaleza de la órbita. El segundo proceso que modifica la inclinación se debe a las maniobras de

medición que realiza el satélite para obtener imágenes de distintas regiones terrestres.

La relación precisa entre el ángulo de incidencia y la generación eléctrica del panel se detalla a continuación.

Relación entre el ángulo de incidencia y la generación eléctrica

Conociendo la *curva I-V* de una celda bajo incidencia normal, debemos encontrar nuevas *curvas I-V* que correspondan a los diferentes ángulos a los que será expuesto el panel. El método utilizado para obtener la *curva I-V* para incidencia no normal, que mostraremos a continuación, se obtuvo de la Norma Argentina IRAM correspondiente a módulos fotovoltaicos [10]. Esta norma establece una transformación general que permite obtener la *curva I-V* de un panel para diferentes intensidades de la radiación solar incidente a partir de la variación de la corriente de cortocircuito (I_{CC}). Para poder aplicar esta transformación al caso de incidencia no normal, se utilizó el *factor de corrección angular* para I_{CC} provisto por la empresa Emcore Corporation.

Definimos entonces a $g_\alpha : \text{curvaIV} \rightarrow \text{curvaIV}$ de la siguiente forma. Debido a que las curvas de las celdas se obtienen realizando mediciones y no bajo modelos teóricos, estas se representan por un conjunto de pares de valores $\{(v_1, i_1), (v_2, i_2), \dots, (v_n, i_n)\}$ donde cada par es un punto de la misma. Aplicamos a cada par de la *curva I-V* la transformación:

$$g_\alpha(v_j, i_j) = (v_j - i_j \cdot (f_\alpha - 1) \cdot R_s, i_j \cdot f_\alpha) \quad (0 < f_\alpha \leq 1, 0 < R_s)$$

donde f_α es el factor de corrección angular correspondiente al ángulo α y R_s es la resistencia serie del panel.

Dado que el factor de corrección angular está entre cero y uno, y además la resistencia serie es mayor que cero, se puede observar que a cada punto (v_j, i_j) de la curva original se lo transforma en otro cuyo valor de tensión es mayor y su valor de corriente menor. Es decir que la transformación traslada los puntos hacia la derecha y hacia abajo. Este corrimiento no es lineal, sino que depende del factor de corrección angular.

El factor de corrección para un ángulo α es aproximadamente $\cos(\alpha)$. Por ejemplo, el factor de corrección para la transformación de I_{cc} de incidencia normal a incidencia de 60° es de 0,466. El valor de la resistencia utilizado para esta conversión es 0,5. En la figura 4.6 se muestra el resultado de esta transformación.

Distancia al Sol

El cambio en la distancia Tierra-Sol modifica la energía eléctrica generada por las celdas solares. Si bien esta variación no supera 3% a lo largo del año, es necesario tenerlo en cuenta para una mejor estimación. Para obtener la *curva I-V* correspondiente a cada mes, utilizamos la misma transformación de las normas IRAM aplicando un factor de corrección en función de la distancia (ver página 6).

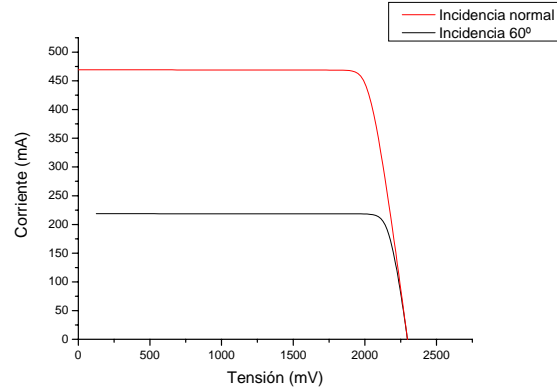


Figura 4.6: Conversión de una *curva I-V* de una celda solar con incidencia normal a incidencia 60°.

Temperatura

Otro factor que altera la *curva I-V* de las celdas solares es la temperatura de operación. Durante la órbita, mientras el satélite no esté en eclipse, la temperatura se mantendrá aproximadamente a 70 °C. Las *curvas I-V* utilizadas corresponden a módulos a esta temperatura.

Degradación de las celdas solares

Durante la vida del satélite, las celdas solares sufren degradación debido al daño por radiación, esencialmente producido por el bombardeo de partículas cargadas como electrones y protones. Esta degradación se ve reflejada en la disminución de los parámetros eléctricos de las celdas y en consecuencia en su *curva I-V*. Para realizar simulaciones en distintas etapas de la vida del satélite se deben considerar estas variaciones al generar las *curvas I-V* de los módulos [11].

4.1.2 Modelo eléctrico

Un modelo de una celda solar consiste en un circuito eléctrico que reproduce el comportamiento de una celda. A este modelo también se lo suele llamar circuito equivalente.

Un modelo estándar [12] de una celda solar consiste en una fuente de corriente continua, un diodo, una resistencia en paralelo con la fuente y otra resistencia en serie (figura 4.7).

Para este modelo, la *curva I-V* queda determinada por la ecuación

$$I = I_L - I_0 \exp\left(\frac{q \cdot (V + I \cdot R_s)}{a \cdot k \cdot T}\right) - \frac{V + I \cdot R_s}{R_p} \quad (4.1)$$

donde

I_L es la corriente fotogenerada, R_s es la resistencia serie, el término exponencial corresponde a la ecuación que describe el diodo (ecuación 3.6)

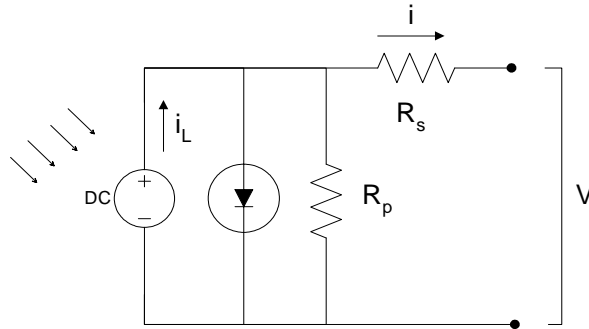


Figura 4.7: Modelo eléctrico de una celda solar.

y el último término representa a la corriente que circula por la resistencia paralela (R_p).

El modelo eléctrico del panel solar consiste en la suma en serie y en paralelo de celdas solares. Si consideramos que todas las celdas son iguales, se puede demostrar que el panel se representa con el modelo estándar de una celda (ecuación 4.1), es decir que se lo puede considerar como otra celda solar, redefiniendo la corriente fotogenerada, las características del diodo y las resistencias. En caso de que las celdas no sean iguales sino similares, la ecuación 4.1 representa una buena aproximación.

4.2 Batería

La batería almacena energía para luego proveerla durante un eclipse y siempre que la potencia requerida por el equipamiento sobrepase a la tasa de generación del panel solar. La carga de la batería se realizará acumulando el excedente de energía generada por el panel cuando esté iluminado.

Para que el sistema batería-panel solar sea adecuado y estable, deberán cumplirse necesariamente las siguientes condiciones:

1. La batería debe tener la capacidad de proveer la potencia máxima del satélite en la condición de máximo consumo.
2. El panel debe entregar una potencia promedio superior a la potencia media de consumo del satélite. Además, debe proveer la tensión apropiada para que la batería se cargue.

Una batería está compuesta por una serie de celdas. Estas pueden ser de diferentes tipos, por ejemplo níquel-hidrógeno, níquel-cadmio, etc..

La batería fija la tensión de trabajo del sistema. Esta tensión depende, entre otros factores, del estado de carga de la batería y de la corriente que recibe o entrega. En particular, la tensión varía considerablemente para estados de carga bajos y de plena carga, y cuando la batería pasa de carga a descarga o viceversa.

Para medir la capacidad de la batería se utiliza la unidad Ampere hora (Ah). Esta es una unidad que nos brinda información acerca de cuanta corriente es capaz de entregar la batería en un determinado tiempo. Bajo una corriente y una temperatura determinada, una batería puede caracterizarse con una curva que expresa cuál es la tensión dependiendo del estado de carga. Como se verá más adelante, esta curva resulta de gran utilidad para la simulación del sistema. Además, esta curva dependerá de la condición de carga o descarga de la batería.

La batería que utilizará el satélite SAOCOM estará compuesta por 40 celdas del tipo níquel-hidrógeno de 154 Ah y una tensión nominal de 1,25 V.

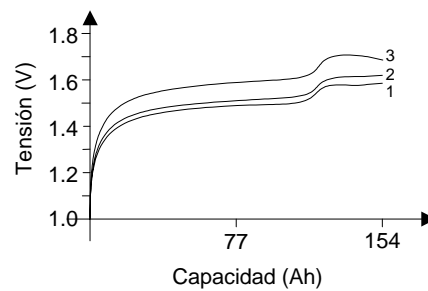


Figura 4.8: Ejemplo de curvas de una batería de 154 Ah en estado de carga. Las curvas 1, 2 y 3 corresponden a distintas corrientes de carga.

En la figura 4.8 se muestran curvas tensión-carga cuando la batería se encuentra en carga. Las curvas 1, 2 y 3 corresponden a corrientes distintas en orden creciente. Se puede deducir que mientras menor sea la corriente, mayor es el rendimiento de la batería.

Por otro lado, en la figura 4.9 se muestran curvas tensión-carga cuando la batería se encuentra en descarga. Las curvas 1, 2 y 3 corresponden a temperaturas distintas.

Estas figuras muestran que, al igual que la *curva I-V* de un panel se modifica de acuerdo con el ángulo de incidencia, la curva de tensión-carga de la batería es afectada por el cambio en la temperatura y la corriente. Por esta razón, para conocer cómo es el comportamiento de la batería en

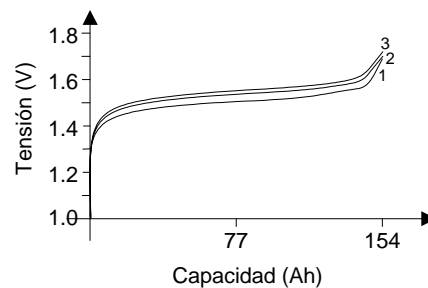


Figura 4.9: Ejemplo de curvas de batería en descarga. Las curvas 1, 2 y 3 corresponden a distintas temperaturas.

cualquier momento debemos conocer no sólo la curva tensión-carga propia de la batería y su estado de carga, sino que además tenemos que considerar la corriente que aporta o recibe y cual es su temperatura en ese momento. Esta curva tensión-carga será provista por el fabricante al igual que sus variaciones debido a cambios en la temperatura y corriente.

El sentido de flujo de corriente en una batería determina si se está cargando o descargando. En general se asume que el sentido de la corriente es positivo cuando la batería brinda corriente al circuito, es decir, cuando se encuentra en estado de descarga. Si la corriente se produce en sentido contrario (corriente negativa), luego, la batería se está cargando.

La vida útil de una batería puede medirse en la cantidad de ciclos que resiste, esto es, la cantidad de veces que puede pasar de carga a descarga o viceversa. Esto es fundamental para diseñar el subsistema dado que se debe garantizar el funcionamiento de la batería durante toda la vida útil del satélite.

4.3 Regulador

El regulador es un componente electrónico cuyo objetivo es evitar la sobrecarga o descarga profunda de la batería. Para ello, determina a partir de la medición de la tensión el estado de carga de la batería y define la conexión o desconexión de módulos del panel solar.

Para medir el estado de carga, el regulador mide la tensión que la batería entrega. Esta tensión correspondiente a cada estado de carga depende de la temperatura y la corriente actual de la batería. Por esta razón no existe un único valor de desconexión sino que habrá un valor asociado a cada curva de carga y descarga de la batería. Si la batería se está cargando y se atraviesa un determinado umbral, muy cercano al 100% de la carga, el regulador desconecta un módulo del panel y como consecuencia disminuirá la tasa de carga de la batería. Si luego de haber desconectado un módulo, la batería se comienza a descargar y cae debajo de un límite, el regulador conectará el módulo desconectado anteriormente. Para evitar oscilaciones, este último límite es menor que el valor de desconexión.

Por otro lado, si la tensión de la batería cae por debajo del mínimo aceptable, el satélite pasará a un *estado de emergencia*. En este estado, los requerimientos de potencia serán mínimos, por lo que el consumo eléctrico disminuirá considerablemente. El objetivo del estado de emergencia es evitar la descarga profunda, brindándole tiempo para recuperar el estado de carga adecuado. Para salir del *estado de emergencia*, la batería debe superar una tensión que garantice un estado de carga de la batería aceptable. Nuevamente, para evitar una oscilación, la tensión requerida para salir del *estado de emergencia* es mayor que la tensión para su entrada a dicho estado.

En la figura 4.10 se muestra un ejemplo de una curva de batería con los valores de tensión del regulador. En este caso se observa que el regulador desconecta uno de los módulos del panel solar cuando la batería llega a un estado de carga del 96% (1,5V). Este módulo es reconectado cuando la carga de la batería cae por debajo de 90% (1,4V).

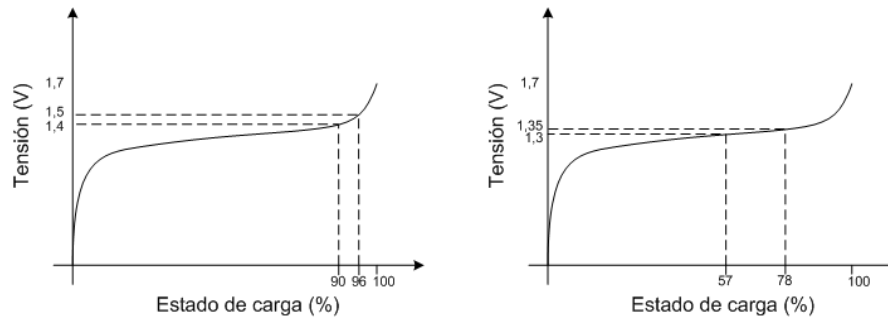


Figura 4.10: A la izquierda se muestran los puntos de desconexión y reconexión de módulos. A la derecha, los puntos de conexión de estado de emergencia y el punto de regreso al estado normal.

Por otro lado, en la segunda figura, se observa que el estado de emergencia se activa cuando la batería disminuye más allá del 57% (1,3V). El estado normal de funcionamiento se recupera cuando la batería vuelve a tener el 78% de la carga (1,35V).

Capítulo 5

Simulación

5.1 Introducción

La simulación eléctrica tiene como objetivo conocer la evolución temporal de algunas variables de importancia durante la vida del satélite. Entre ellas se encuentran la corriente del panel solar y la tensión, la corriente y el estado de carga de la batería. Si el estado de carga disminuye por debajo de un determinado umbral, la batería podría sufrir un daño irreversible y como consecuencia disminuir su vida útil.

Para realizar una simulación se necesita:

- un modelo que represente con la aproximación deseada al sistema que se desea estudiar;
- la extracción de las variables del modelo (el estado) que determinan la evolución del sistema;
- datos iniciales que definen el estado inicial de la simulación;
- datos dinámicos, datos del modelo que no son calculados a partir de los datos iniciales, sino datos que dependen del contexto en el cual se realiza la simulación (por ejemplo, el perfil del consumo del satélite).

Al comenzar la simulación determinaremos el estado inicial. Para ello, utilizando el modelo físico, los datos iniciales y los valores de los datos dinámicos al tiempo inicial, se calcula el estado del sistema para el siguiente tiempo. Ahora, con el nuevo estado del sistema, volvemos a buscar los datos correspondientes al nuevo tiempo, y nuevamente calculamos el próximo estado. Realizando esta iteración suficientes veces logramos obtener la evolución del sistema hasta el tiempo que se desee.

5.2 Diseño e implementación

El programa fue desarrollado en el lenguaje FORTRAN, versión 90 [13]. Este es el lenguaje utilizado por el Grupo de Energía Solar para todos sus desarrollos y se ha optado por continuar de esta manera. El programa está

escrito de forma modular, de modo tal que permite fácilmente realizar cambios en cualquier componente (panel solar, batería, regulador, equipamiento) sin considerar al resto.

5.2.1 Estructuras

A continuación detallamos las estructuras de datos más importantes utilizadas.

Curva

La estructura *curva* se utiliza para representar una curva expresada en ejes cartesianos. Consiste en una lista de valores (x, y) ordenada en función de los valores de x para permitir realizar búsquedas de manera eficiente.

Batería

La estructura *batería* almacena toda la información de la batería requerida para la simulación, la cual incluye:

- curvas tensión-estado de carga durante proceso de carga para cada celda;
- curvas tensión-estado de carga durante proceso de descarga para cada celda;
- tensiones de corte por sobrecarga y por descarga;
- capacidad de la batería;
- estado de carga, tensión y corriente actual.

Panel

La estructura panel solar guarda la información correspondiente a variables que caracterizan al panel así como los ángulos requeridos por éste para conocer su capacidad de generación. La información más importante es:

- *curvas I-V* de cada módulo del panel;
- curva de factor de corrección angular y de distancia;
- ángulos correspondientes al estado actual del satélite;
- corriente actual del panel;
- *curvas I-V* para cada ángulo entero (medido en grados);
- cantidad total de módulos y cantidad de módulos activos.

5.2.2 Carga de datos

Los datos que se deben cargar al programa para comenzar la simulación son:

- el perfil de consumo del equipamiento del satélite;
- el perfil de ángulo de maniobra;
- las curvas de tensión-estado de carga de la batería para carga y descarga;
- el perfil de duración del eclipse para cada día del año;
- el factor de corrección angular;
- el perfil del ángulo comprendido entre la recta normal a la órbita y la recta que une la Tierra y el Sol;
- la duración de cada órbita, la cantidad de órbitas a simular y el día de inicio de la simulación;
- el método de aproximación (Euler, Runge-Kutta orden 2 u orden 4) y el paso temporal a utilizar.

Toda esta información se provee mediante archivos¹. Existe además información que no se carga desde un archivo sino que se encuentra dentro del propio programa, por ejemplo la distancia Tierra- Sol a lo largo del año. El tiempo que abarca el perfil de consumo no es necesariamente igual al tiempo de simulación. En caso de ser menor, el perfil se repetirá periódicamente.

5.3 Propiedades del subsistema eléctrico

Presentamos algunas propiedades del subsistema eléctrico del satélite de interés para la simulación.

En el esquema del modelo eléctrico (figura 4.1), se muestra el componente que representa al equipamiento. Para realizar una simulación del sistema no nos interesa conocer cuáles son los equipos ni su función, sino que sólo nos basta con conocer el consumo total del equipamiento en cada instante. A esta información se la denomina *perfil de consumo*. Este perfil no es constante a lo largo de la simulación y la unidad utilizada para medir el consumo es el Watt (potencia eléctrica).

Durante la simulación, existen dos alternativas para el flujo de la corriente en el sistema eléctrico:

- Carga: El panel solar genera suficiente energía para satisfacer las necesidades de consumo del satélite. En este caso el excedente de energía generada por el panel solar se destinará a la carga de la batería.
- Descarga: La generación eléctrica del panel solar no alcanza a proveer la energía requerida por el satélite. Luego, la energía restante será suplida por la batería. Ésta se encontrará en estado de descarga.

¹Algunos de estos datos pueden ser ingresados a través de una interfaz gráfica.

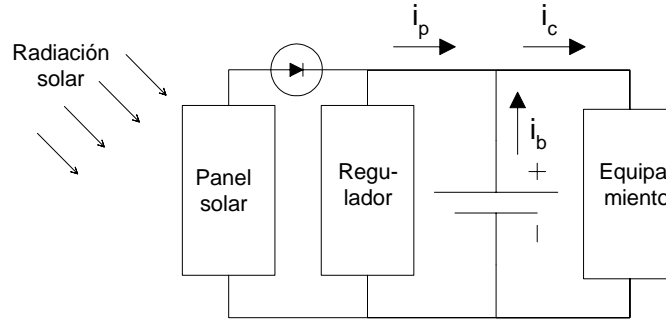


Figura 5.1: Flujo de la corriente en el circuito, $i_c > 0$ e $i_p \geq 0$. Si la batería está en descarga $i_b > 0$, si está en carga $i_b < 0$. En caso de que el panel no esté iluminado $i_p = 0$.

Dos propiedades eléctricas se cumplen durante toda la simulación. La primera, ya mencionada en el capítulo 4, es que la tensión de la batería, del panel incluyendo los elementos de control (diodo, regulador, etc) y del equipamiento del satélite deben ser iguales². La segunda es que la corriente del equipamiento debe ser igual a la suma de la corriente de la batería y la corriente del panel solar:

$$i_c = i_p + i_b \quad (5.1)$$

Estas dos propiedades exigen que haya un acuerdo entre las distintas componentes del sistema para determinar el valor de estas variables.

5.4 Método de simulación

Conociendo el estado de carga de la batería en un instante t , se explica un método para calcular la corriente de cada componente y la tensión en dicho instante para luego estimar el estado de carga en un instante cercano $t + \Delta t$. Para predecir la carga de la batería en un instante de tiempo cualquiera, se debe iterar hasta llegar al tiempo deseado.

La simulación consta de los siguientes pasos:

1. Se calcula el ángulo de incidencia de la radiación solar sobre el panel en el tiempo actual t .
2. Considerando la distancia Tierra-Sol en el tiempo actual t , el ángulo de incidencia y los módulos conectados, se calcula la correspondiente curva $I-V$ del panel solar.
3. A partir del estado de carga actual $q(t)$, la curva $I-V$, las curvas tensión vs carga de la batería y el consumo del satélite se obtienen mediante un proceso iterativo la corriente y tensión de cada uno de los componentes.

²La caída de tensión en los cables está tenida en cuenta en los componentes. De no ser así, no se cumple que las tensiones son iguales.

4. El regulador determina si se deben desconectar o conectar módulos en función del estado de carga de la batería.
5. Utilizando la corriente de la batería y el estado de carga actual, se estima el estado de carga para un tiempo próximo.

Para continuar la simulación se debe retornar al paso 1 considerando como tiempo actual a $t + \Delta t$ y valor de estado de carga a $q(t + \Delta t)$ calculado en el paso 5.

5.4.1 Paso 1

El ángulo de incidencia de la radiación solar sobre el panel solar depende de la órbita, del ángulo relativo del panel respecto de la órbita y de la posición actual del satélite en la trayectoria orbital. Para describir la variación del ángulo de incidencia definimos:

- φ al ángulo comprendido entre la recta normal a la órbita y la recta que une la Tierra y el Sol;
- β al ángulo comprendido entre el panel solar y el plano de la órbita;
- Ψ al ángulo que describe la trayectoria del satélite a lo largo de la órbita;
- α al ángulo comprendido entre la radiación solar y la normal al panel.

Las figuras 5.2(a) y 5.2(b) muestran los ángulos definidos y el sistema de coordenadas, donde xy es el plano de la órbita y z es normal a dicho plano.

El ángulo β está asociado a las maniobras que realiza el satélite. Durante la mayor parte del tiempo el panel solar se encontrará paralelo al plano de la órbita del satélite ($\beta = 0$). En este caso el ángulo de incidencia de la radiación solar no dependerá de la posición en la trayectoria de la órbita y será siempre φ .

Cuando el satélite realiza una observación a derecha (ver sección 2.5) el panel solar también rota (maniobra a derecha), en un ángulo β (figura 5.2). Si $\beta \neq 0$, el ángulo de incidencia de la radiación solar dependerá de la posición en la trayectoria de la órbita (Ψ) como también de φ y β .

Las figuras 5.3(a) y 5.3(b) muestran el satélite en diferentes posiciones de la trayectoria para un ejemplo en el cual el panel solar no se encuentra en el plano de la órbita. Se puede observar que el ángulo de incidencia de la radiación es diferente en cada caso.

Para calcular el ángulo de incidencia solar α en función de φ , β y Ψ en cada posición de la trayectoria, obtuvimos primero un vector unitario normal al plano del panel solar para una determinada posición, luego rotamos a este vector para conocerlo en toda la trayectoria. Finalmente obtuvimos el ángulo de incidencia realizando el producto interno entre este vector normal al plano del panel y el vector correspondiente a los rayos solares.

Utilizando el sistema de coordenadas de la figura 5.2(a) el versor normal al panel, en $\Psi = 0$, resulta

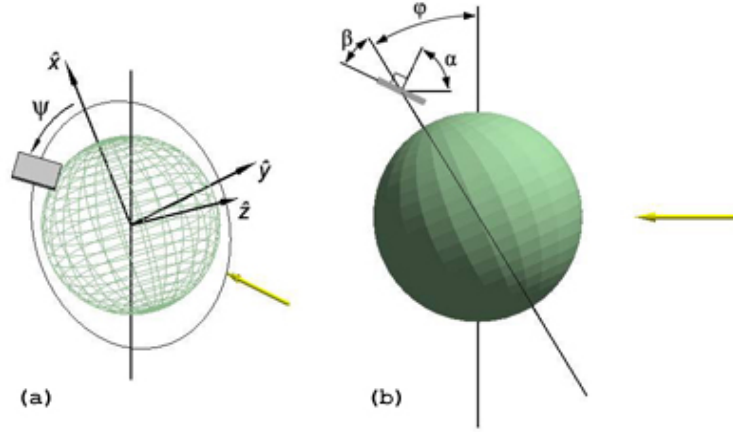


Figura 5.2: Ángulos del satélite. (a) Sistemas de coordenadas y posición sobre la trayectoria. (b) Ángulos del satélite y del panel solar.

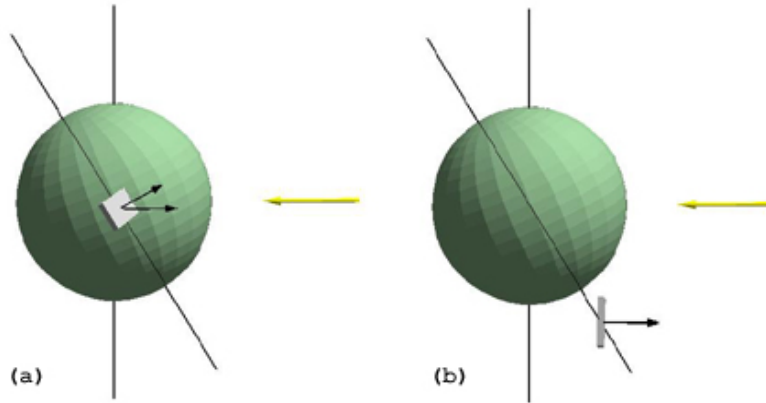


Figura 5.3: Dos posiciones distintas del satélite. (a) $\Psi = \pi/2$. (b) $\Psi = \pi$.

$$\vec{N} = (\text{sen}(\beta), 0, \text{cos}(\beta))$$

Para conocer el vector normal al plano, cuando el satélite se encuentre en una posición cualquiera Ψ , debemos rotar al vector \vec{N} un ángulo Ψ utilizando como eje de rotación \vec{z} . Haciendo uso de la matriz de rotación resulta:

$$\begin{aligned} \vec{N}_{\Psi} &= M_{rot} \cdot \vec{N} = \begin{pmatrix} \cos(\Psi) & \text{sen}(\Psi) & 0 \\ -\text{sen}(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \text{sen}(\beta) \\ 0 \\ \text{cos}(\beta) \end{pmatrix} = \\ &= \begin{pmatrix} \cos(\Psi) \cdot \text{sen}(\beta) \\ -\text{sen}(\Psi) \cdot \text{sen}(\beta) \\ \text{cos}(\beta) \end{pmatrix} \end{aligned}$$

Por otro lado, la dirección de la radiación solar, en el sistema de coordenadas utilizado, tiene como versor a

$$\vec{R} = (-\text{sen}(\varphi), 0, \text{cos}(\varphi))$$

Para calcular el ángulo entre el panel y la radiación utilizamos la fórmula

$$\begin{aligned} \cos(\alpha) &= \frac{\langle \vec{N}_{\Psi}, \vec{R} \rangle}{\|\vec{N}_{\Psi}\| \cdot \|\vec{R}\|} = \langle \vec{N}_{\Psi}, \vec{R} \rangle = \\ &= \langle (\text{cos}(\Psi) \cdot \text{sen}(\beta), -\text{sen}(\Psi) \cdot \text{sen}(\beta), \text{cos}(\beta)), (-\text{sen}(\varphi), 0, \text{cos}(\varphi)) \rangle \\ &= \text{cos}(\beta) \cdot \text{cos}(\varphi) - \text{sen}(\varphi) \cdot \text{cos}(\Psi) \cdot \text{sen}(\beta) \end{aligned}$$

Luego,

$$\alpha = \arccos(\text{cos}(\beta) \cdot \text{cos}(\varphi) - \text{sen}(\varphi) \cdot \text{cos}(\Psi) \cdot \text{sen}(\beta)) \quad (5.2)$$

Este cálculo debe realizarse en cada paso de la simulación dado que tanto β , φ y Ψ varían (o pueden variar) en cada instante.

El ángulo β es conocido en cada instante ya que el programa requiere como dato de entrada un perfil donde se indican cuáles son las maniobras del satélite a lo largo de la simulación.

El ángulo φ depende de la órbita del satélite. En el caso particular del satélite SAOCOM este ángulo varía entre 31 y -15 grados de acuerdo con la época del año. El programa por lo tanto debe tener en cuenta la fecha que se encuentra simulando para utilizar el ángulo adecuado.

El ángulo Ψ varía entre 0 y 2π por cada órbita que el satélite realiza. Conociendo la duración de la órbita, el programa determina la proporción de este ángulo que debe variar en cada paso. Denominaremos al comienzo de la órbita del satélite cuando se encuentre en la posición $\Psi = 0$.

5.4.2 Paso 2

Se obtiene la *curva I-V* del panel solar en el estado actual mediante la suma en paralelo de las *curvas I-V* correspondientes a los módulos activos. A esta curva se le debe aplicar las transformaciones por distancia Tierra-Sol y ángulo de incidencia.

Detalles de implementación

Por lo dicho hasta aquí, se debería calcular una nueva *curva I-V* correspondiente al panel solar cada vez que se modifique la distancia Tierra-Sol, el ángulo de incidencia o los módulos conectados. Generalmente, debido a las maniobras y a la órbita del satélite, el ángulo de incidencia se modifica en cada paso temporal. Por lo tanto, deberíamos calcular la *curva I-V* del panel en cada paso de la simulación. Esto es excesivamente costoso. Dado que un paso de simulación es en general menor o igual a 1 minuto, para

realizar una simulación de un año, deberíamos calcular la *curva I-V* del panel solar más de medio millón de veces y, por lo tanto, la simulación no finalizaría en un tiempo aceptable.

Para evitar este cálculo, todas las *curvas I-V* del mes actual y del siguiente para cada ángulo entero (en grados) se calculan al comienzo de cada mes. El orden de estas operaciones es:

1. Se suman las *curvas I-V* de cada módulo activo del panel solar en el instante de tiempo actual.
2. Utilizando los factores de corrección de distancia del primer día del mes actual y del siguiente se aplica la corrección a la *curva I-V* anterior obteniendo como resultado dos *curvas I-V* correspondientes al mes actual y al siguiente.
3. Para cada una de estas dos curvas, se utiliza el factor de corrección angular y se crea una *curva I-V* para cada ángulo entero (en grados) de inclinación posible. Es decir, se obtienen dos *curvas I-V* para cada ángulo, una correspondiente al primer día del mes actual y otra al mes siguiente. A partir del factor de corrección provisto por el fabricante a intervalos de 10° , obtuvimos un factor de corrección para cada ángulo entero mediante interpolación con Splines [14].

Este paso es el más costoso en tiempo. Sin embargo sólo se debe realizar al comienzo de cada mes. Si se utiliza un paso temporal de 1 minuto, es paso se realizará una vez por cada 43.200 pasos aproximadamente.

Función para sumar curvas

La función de sumar curvas es la encargada de sumar las *curvas I-V* de los módulos para formar el panel solar. Las *curvas I-V* de los módulos de entrada del programa serán interconectados en paralelo, por lo que la suma deberá realizarse a tensión constante (ver figura 4.5).

Como ya hemos mencionado, la *curva I-V* es aproximadamente horizontal para tensiones cercanas a 0, y exponencial para corrientes cercanas a 0 (ver figura 4.3). Además, sabemos que la tensión de trabajo del sistema estará cerca del punto de máxima potencia. Por lo tanto, debemos definir la curva con mucha precisión alrededor de dicho punto. Para las otras zonas de la curva (la parte horizontal y la parte exponencial) no se requiere precisión y puede tomarse menos puntos que en la zona más importante.

Como primera solución surge realizar una suma de curvas con un paso que no sea equidistante, sino que aumente la cantidad de puntos para definir la curva alrededor del PMP. Sin embargo, esto resulta complicado ya que el PMP no está ubicado en la misma tensión en todos los módulos. Una segunda solución, la implementada, es realizar un barrido oblicuo, o sea definiendo los puntos mediante la intersección de la curva con rectas de pendiente dada equiespaciadas, como se muestra en la figura 5.4.

En la figura 5.4 se observa que realizando el barrido oblicuo, la suma es realizada con paso constante, definiendo de esta manera una nueva *curva I-V* suma de las dos anteriores con una alta precisión alrededor del PMP. Por

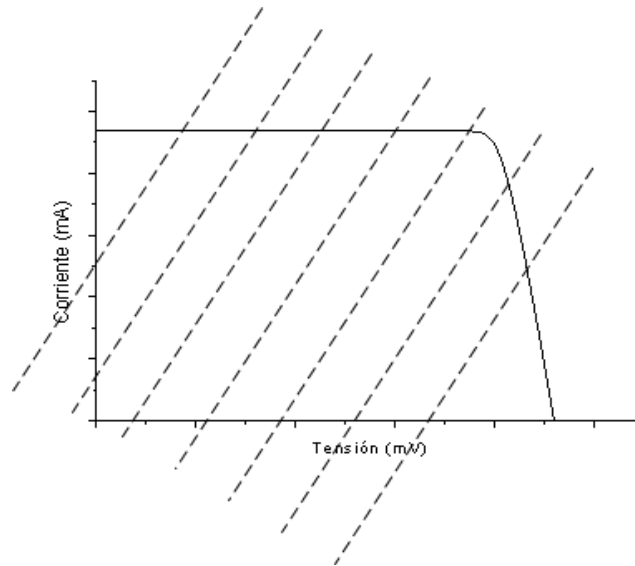


Figura 5.4: Cambio de coordenadas de la *curva I-V* para aumentar la precisión alrededor del PMP.

otro lado, la precisión en la parte horizontal disminuye considerablemente a medida que inclinamos el barrido.

La pendiente con la que se inclina el barrido depende de la I_{CC} y V_{CA} ,

$$m = \frac{I_{CC}}{V_{CA}}$$

5.4.3 Paso 3

Para obtener la tensión del sistema y la corriente de cada componente se realiza el siguiente algoritmo:

```

1.   vActual ← vAnterior
2.   salir ← falso
3.   Mientras (¬salir)
4.       iEquipo ← consumoActual/vActual
5.       Si (¬hayEclipse) entonces
6.           iPanel ← CalcularIPanel(vActual)
7.       sino
8.           iPanel ← 0
9.       fin si
10.      iBateria ← iEquipo - iPanel
11.      vBateria ← calcularVBateria(iBateria, estadoCarga, temperatura)
12.      Si (|vActual - vBateria| < ε) entonces
13.          salir ← verdadero
14.      sino
15.          vActual ← vBateria
16.      fin si
17.  fin mientras

```

18. retornar $vActual, iBateria, iPanel, iEquipo$.

siendo

- $vAnterior$, la tensión del sistema del paso anterior ($t - \Delta t$);
- $vActual$, la tensión del sistema del paso actual (t);
- $consumoActual$, el consumo requerido por el satélite en t ;
- $estadoCarga$, el estado de carga de la batería en t ;
- $iBateria, iPanel, iEquipo$, la corriente de la batería, el panel y el equipo en t repectivamente;
- $temperatura$, la temperatura de la batería en el instante t .

Este algoritmo realiza una iteración de las líneas 4 - 16 hasta que la tensión de la batería coincida (con algún margen de error ϵ) con la tensión del sistema. La idea detrás de este algoritmo consiste en proponer una tensión al sistema y verificar si dicha tensión es la correcta. Para que una tensión sea correcta debe haber una consistencia a partir de la interconexión entre la batería, el panel y el consumo del sistema.

Supongamos que se propone a v como la tensión actual y se desea verificar si ésta es correcta. Al conocer el consumo actual del equipamiento, se puede calcular la corriente eléctrica del mismo con la fórmula $iEquipo = \frac{consumoActual}{v}$ (fórmula de potencia 3.2). Por otro lado se puede conocer la corriente eléctrica del panel, $iPanel$, utilizando la curva $I-V$ correspondiente y la tensión v propuesta. Luego, la corriente eléctrica de la batería se puede calcular utilizando la fórmula 5.1, $iBateria = iEquipo - iPanel$.

Utilizando la curva de tensión vs carga de la batería (correspondiente a la temperatura y la corriente actual), la corriente $iBateria$ y el estado de carga actual, obtenemos la tensión actual de la batería $vBateria$. Esta tensión $vBateria$ debe ser igual a la tensión v inicialmente propuesta. Si éstas difieren dentro de un error definido, significa que la tensión propuesta no es consistente con el sistema y por lo tanto no es la correcta.

Inicialmente se propone como tensión actual a la tensión calculada en el paso anterior de la simulación. Esta propuesta es razonable debido a que la tensión no varía demasiado de un paso a otro (salvo que haya un cambio en el consumo y/o el satélite se encuentre en la entrada o salida de un eclipse), por lo que la tensión anterior es una buena aproximación. Si esta tensión no es correcta, en la próxima iteración se propone como tensión del sistema a la tensión $vBateria$ obtenida a partir de la curva tensión vs. carga de la batería, luego de haber realizado todos los pasos anteriores.

Veamos qué sucede cuando la tensión v no es consistente y se itera utilizando como tensión a $vBateria$. Si se observa con detenimiento este algoritmo se puede ver que ahora cambiará la corriente calculada del panel solar $iPanel$ (debido a que la tensión no es v sino $vBateria$) y, como consecuencia de esto, también será diferente la corriente de la batería $iBateria$. La única manera posible por la cual, durante esta nueva iteración, la tensión obtenida con la curva tensión vs carga puede ser diferente a la tensión $vBateria$ calculada en la iteración anterior resulta si la curva tensión vs carga es diferente para la nueva corriente $iBateria$ que para la de la iteración anterior (notar que el estado de carga es el mismo en las dos iteraciones).

Este tipo de iteración se llama iteración de punto fijo [15]. Para probar que una iteración de punto fijo converge se requiere que la función cumpla ciertas condiciones, como la condición de Lipschitz con $L < 1$ ³. Dada la complejidad de la función asociada con la simulación realizada, debido a su dependencia de múltiples variables y a que no puede representarse en forma analítica, resulta imposible probar las condiciones requeridas, por lo que se ha optado por utilizar el algoritmo y luego verificar su convergencia.

Detalles de implementación

Cómo ya se mencionó, en este paso se debería utilizar la *curva I-V* correspondiente al día y ángulo de incidencia actual para obtener la corriente y tensión de cada uno de los componentes. Sin embargo, como indicamos en el paso 2, sólo se poseen las curvas de todos los ángulos enteros correspondientes al primer día del mes actual y del mes siguiente. La *curva I-V* del día y ángulo actual, no se crea en una estructura *Curva*, sino que es sólo una función que calcula el valor de la corriente correspondiente a una tensión. Para estimar dicho valor, correspondiente al ángulo actual α (no siempre entero) y el día actual optamos por interpolar linealmente el valor de la corriente de la curva de ángulo $\lfloor \alpha \rfloor$ y el de la curva de ángulo $\lceil \alpha \rceil$. Esto se realiza tanto para la curva del mes actual como para la del mes siguiente. Luego, para calcular la corriente que corresponde al día actual se interpolan linealmente estos dos valores.

Durante el procedimiento iterativo, para calcular la tensión de la batería debe elegirse la curva adecuada. Los parámetros tomados en cuenta para la elección son la temperatura y la corriente actual. Dada una curva de batería se realiza la diferencia entre la temperatura de la curva y la temperatura actual, al igual que la diferencia entre las corrientes. La curva en la cual la diferencia es mínima será la elegida. En la selección de la curva a utilizar se le dará más importancia a la diferencia de corrientes que a la de temperatura mediante una ponderación. Esta ponderación se debe a que la batería estará ubicada en un recinto estabilizado en temperatura, por lo que no sufrirá grandes variaciones. Las distintas curvas correspondientes a la misma corriente, pero distinta temperatura serán ligeramente diferentes. Por otro lado, la corriente variará mucho durante la vida útil del satélite. Las mediciones, maniobras y eclipse provocan importantes cambios de corrientes, generando cambios significativos en las curvas de tensión-carga. Una vez elegida la curva, con el estado de carga se obtiene la tensión correspondiente.

Complejidad

Las funciones de este paso deben ser ejecutadas en cada iteración de la simulación. El costo de conocer la corriente del panel solar para una determinada tensión reside en el costo de realizar dos interpolaciones lineales. Estas se realizan en tiempo logarítmico en función de la cantidad de puntos de una *curva I-V*. La elección de la curva de batería es sencilla y rápida, se barren

³ $f : [a, b] \rightarrow \mathbb{R}$ satisface la condición de Lipschitz si $|f(x_1) - f(x_2)| \leq L \cdot |x_1 - x_2|$, para todo $x_1, x_2 \in [a, b]$

todas las curvas existentes (nunca serán más de 15) y se elige la más adecuada. Una vez elegida la curva, mediante un algoritmo de búsqueda binaria encontramos la tensión para el estado de carga.

5.4.4 Paso 4

Este paso simula el comportamiento del regulador. Como hemos mencionado en la sección 4.3 el objetivo es evitar la excesiva carga o descarga de la batería. Para simular dicho comportamiento se realiza el siguiente algoritmo.

```

Si  $v_{Actual} > v_{MaxDesconexión}[C]$  entonces
    Módulos Conectados  $\leftarrow$  Cantidad Módulos - 1
Fin si
Si  $v_{Actual} < v_{MaxConexión}[C]$  entonces
    Módulos Conectados  $\leftarrow$  Cantidad Módulos
Fin si
Si  $v_{Actual} < v_{MinDesconexión}[C]$  entonces
    ConsumoSatélite  $\leftarrow$  Consumo de Emergencia
Fin si
Si  $v_{Actual} > v_{MinConexión}[C]$  entonces
    ConsumoSatélite  $\leftarrow$  Consumo Actual
Fin si

```

siendo

- v_{Actual} la tensión calculada en el paso 3;
- C la curva tensión-estado de carga de la batería utilizada en el paso 3 (carga o descarga);
- *Consumo de Emergencia* representa al mínimo consumo necesario para la subsistencia del satélite;
- *Consumo Actual* es el valor correspondiente al perfil de consumo en el tiempo actual;
- *ConsumoSatélite* es el consumo actual del satélite, salvo en situaciones de emergencia, este valor coincidirá con *Consumo Actual*;
- $v_{MaxDesconexión}[C]$ es la tensión máxima límite correspondiente a la curva C ;
- $v_{MaxConexión}[C]$ es la tensión correspondiente a la curva C a partir de la cual si la tensión de la batería es menor se conectarán todos los módulos al panel (menor a $v_{MaxDesconexión}[C]$);
- $v_{MinDesconexión}$ es la tensión mínima correspondiente a la curva C permitida para la batería a partir de la cual se pasa a estado de emergencia;
- $v_{MinConexión}$ es la tensión correspondiente a la curva C a partir de la cual, si el satélite se encuentra en estado de emergencia, se retorna al estado normal (mayor a $v_{MinDesconexión}$);

En el caso en que el regulador decida realizar un cambio en la cantidad de módulos activos, se debe volver a realizar el cálculo de las *curvas I-V* tal como se menciona en el paso 2.

5.4.5 Paso 5 Método de integración

Para estimar el estado de carga en un tiempo próximo a partir de la carga actual de la batería y su corriente se utiliza la ecuación 3.1 que vincula la carga con la corriente:

$$q(t + \Delta t) = q(t) + \int_t^{t+\Delta t} i(u) du$$

Si deseamos calcular de manera exacta la carga en el tiempo $t + \Delta t$, debemos conocer el valor de la función corriente $i(u)$ en el intervalo $[t, t + \Delta t]$. Dado que esta no se puede conocer realizamos una aproximación.

Suponiendo que la corriente de la batería obtenida se mantiene aproximadamente constante en el período $[t, t + \Delta t]$ (con el valor $i(t)$), se puede estimar esta integral obteniendo la nueva carga de la batería en el tiempo $t + \Delta t$.

$$q(t + \Delta t) = q(t) + \int_t^{t+\Delta t} i(u) du \simeq q(t) + i(t) \cdot \Delta t \quad (5.3)$$

Esta forma de obtener una aproximación de la carga $q(t + \Delta t)$ a partir de la carga $q(t)$ y la corriente $i(t)$, se la denomina aproximación de *Euler*[16].

La suposición de que esta corriente es aproximadamente constante durante todo el intervalo resulta razonable siempre y cuando el intervalo de tiempo sea lo suficientemente pequeño como para que la corriente no varíe demasiado. Resulta evidente que mientras menor sea el cambio en la corriente en el intervalo $[t, t + \Delta t]$, menor será el error cometido por esta aproximación.

Considerando que la corriente es una función continua, una manera para disminuir el cambio de la corriente durante el intervalo temporal es utilizar un Δt menor. Este hecho es un resultado importante del método de Euler en el cual bajo ciertas condiciones [16], el error tiende a cero a medida que Δt tiende a cero. Con este resultado obtenemos una manera para disminuir el error en la aproximación, tanto como se desee.

Un inconveniente es que la cantidad de veces que se debe ejecutar el ciclo para simular un determinado tiempo es inversamente proporcional al tamaño del Δt .

Diferentes métodos de aproximación

Si se observa con detenimiento la aproximación de Euler realizada en el paso 5, surgen varias modificaciones que, intuitivamente, parecerían mejorar el método. Por ejemplo, en lugar de suponer que a la corriente en t es constante en el intervalo $[t, t + \Delta t]$, una mejor aproximación sería utilizar como corriente constante a la corriente en la mitad del intervalo, es decir en $t + \frac{\Delta t}{2}$. Esta corriente representaría mejor la corriente promedio en el intervalo $[t, t + \Delta t]$.

El problema es que a priori no se conoce cuál es la corriente a la mitad del intervalo sino que sólo se la conoce al comienzo del mismo. Podríamos entonces utilizar el método de Euler, pero con un paso temporal de la mitad $\frac{\Delta t}{2}$, y una vez calculada la carga de la batería en $t + \frac{\Delta t}{2}$ podríamos calcular

la corriente en dicho instante para finalmente calcular la carga $q(t + \Delta t)$ a partir de la carga en el instante t y la corriente del instante $t + \frac{\Delta t}{2}$. Este método se llama *Runge-Kutta de orden 2* [16]. El orden de un método está asociado a su precisión, mientras mayor sea este orden mayor es su precisión. El método de Euler es de orden 1.

Tanto el método de Euler como la familia de métodos de Runge-Kutta se aplican de manera general para la resolución numérica de ecuaciones diferenciales ordinarias. La ecuación diferencial que se desea resolver es:

$$y(t)' = f(y(t), t) \quad \text{con } y(t_0) = y_0 \quad (5.4)$$

donde y es una función del tiempo $(y(t))$.⁴

El problema consiste en conocer el valor $y(t)$ para todo $t > t_0$. La dificultad reside en que la ecuación 5.4 no expresa cómo es $y(t)$ sino que sólo determina la relación entre la derivada $y'(t)$ y la función $y(t)$.

En nuestro problema particular, asociamos las funciones de esta manera:

- $y(t)$ es la función de carga de la batería;
- $y'(t)$ es la corriente de la misma. (ver ecuación 3.1);
- $f(y, t)$ es la función que a partir del estado de carga y el tiempo actual calcula cuál es la corriente de la batería.

El cálculo de la función $f(y, t)$ se realiza en el paso 5 de la simulación. Se debe tener en cuenta que esta función, para calcular la corriente, depende además del ángulo de incidencia, la temperatura, el eclipse y otros factores. Sin embargo podemos asumir a estos factores dentro de la dependencia temporal (t) ya que todas aquellas variables son funciones del tiempo.

Ahora que hemos llevado nuestro problema a la forma general de una ecuación diferencial ordinaria, podemos aplicar una gran cantidad métodos conocidos, entre ellos la familia de métodos de Runge-Kutta.

A continuación mostramos cómo son los métodos de Euler, Runge-Kutta de orden 2 (explicados previamente) y Runge-Kutta de orden 4 con esta notación general:

- Euler

$$y(t_0 + \Delta t) = y(t_0) + \Delta t \cdot y'(t_0) = y(t_0) + \Delta t \cdot f(y(t_0), t_0)$$

- Runge-Kutta orden 2

$$y(t_0 + \Delta t) = y(t_0) + \Delta t \cdot \Gamma(y(t_0), t_0, \Delta t)$$

$$\text{donde } \Gamma(y(t_0), t_0, \Delta t) = f(y(t_0) + \frac{\Delta t}{2} \cdot f(y(t_0), t_0), t_0 + \frac{\Delta t}{2})$$

- Runge-Kutta de orden 4

⁴En el caso general, tanto y como y' son funciones vectoriales de n variables. Ajustándonos a nuestro problema, las consideramos funciones de una variable.

$$\begin{aligned}
k_0 &= \Delta t \cdot f(y(t_0), t_0) \\
k_1 &= \Delta t \cdot f(y(t_0) + \frac{1}{2}k_0, t_0 + \frac{\Delta t}{2}) \\
k_2 &= \Delta t \cdot f(y(t_0) + \frac{1}{2}k_1, t_0 + \frac{\Delta t}{2}) \\
k_3 &= \Delta t \cdot f(y(t_0) + k_2, t_0 + \Delta t) \\
y(t_0 + \Delta t) &= y(t_0) + \frac{1}{6}(k_0 + 2 \cdot k_1 + 2 \cdot k_2 + k_3)
\end{aligned}$$

Se puede observar que el método de Euler y el de Runge-Kutta de orden 2 escritos de manera general representan exactamente lo que hemos realizado al comienzo de esta sección (5.4.5). En el método de Runge-Kutta de orden 2 el valor de Γ representa a la estimación de la carga en el tiempo $t_0 + \Delta t$, que se calcula utilizando la aproximación de Euler con paso temporal de $\frac{\Delta t}{2}$.

Existen varios métodos dentro de la familia de Runge-Kutta, todos basados en la misma idea de subdividir el intervalo temporal Δt y realizar estimaciones de valores intermedios para finalmente obtener una estimación avanzando un paso temporal completo Δt . El más conocido dentro de esta familia de métodos es el Runge-Kutta de orden 4 detallado previamente.

Para realizar la simulación hemos trabajado con estos 3 métodos. En la sección 6.5 se realizan comentarios acerca de su rendimiento.

Carga de la batería

Generalmente las baterías admiten una pequeña sobrecarga. Sin embargo esta sobrecarga no afecta al comportamiento de la batería de manera considerable por lo que se ha optado por no tomarla en cuenta. El mecanismo de regulación intenta solucionar el problema de sobrecarga desconectando un módulo del panel. Sin embargo podría suceder que al desconectar un módulo del panel, la batería continúe cargándose. Cuando esto sucede, simplemente no se considera la carga adicional de la batería, es decir que la variable de carga de batería no puede superar el 100%.

Elección del paso temporal

Luego de conocer los diferentes métodos para aproximar el estado de carga a lo largo de la simulación queda por elegir el tamaño del paso temporal Δt . Si se toma un paso muy grande la aproximación resultará pobre y los resultados serán poco confiables. Por otra parte, un paso Δt muy chico daría lugar a simulaciones, en principio, muy precisas pero en tiempos de cómputo elevados. En particular, si se quisiera llegar al límite de resolución de punto flotante, se tardaría un tiempo inaceptable (del orden de años) para realizar la simulación. Además, desde el punto de vista físico, tampoco tiene sentido escoger un Δt muy pequeño debido que no se posee conocimiento tan preciso de la variación de todas las variables involucradas.

Por lo tanto al ir reduciendo el paso se debería tener algún indicador o método que nos diga cuando el paso escogido es suficientemente chico. Antes debemos decidir el mayor error en la aproximación que estamos en condiciones de aceptar. En nuestro caso, principalmente nos interesa conocer la evolución de la carga de la batería (en %). No es de nuestro interés conocer más que 3 cifras significativas, es decir no requerimos de mayor precisión que la décima porcentual.

Un indicador sencillo para decidir qué paso tomar consiste en ir tomando pasos cada vez menores (por ejemplo cada paso igual a la mitad del anterior) y terminar el proceso cuando los resultados obtenidos con los últimos dos pasos utilizados sean iguales dentro del margen de error aceptado. Debido a que en estos métodos de aproximación el límite del error cometido tiende a cero cuando el paso temporal se acerca a cero, este proceso debe finalizar.

En nuestra simulación tenemos algunas restricciones adicionales sobre el paso temporal. Tanto la duración de cada eclipse, la duración de la órbita y el perfil de consumo son medidas en minutos. Si tomamos un paso temporal mayor al de un minuto, no tendríamos la posibilidad de modificar estos datos dinámicos en su determinado tiempo. En el capítulo 6 se analizan algunos resultados con diferentes pasos temporales.

5.5 Interfaz gráfica

Se realizó una interfaz gráfica en MS Visual Basic para facilitar el ingreso de los datos para la simulación (figura 5.5). Cabe mencionar que la interfaz es totalmente independiente del programa de simulación. Ésta además verifica que estén todos los archivos necesarios en el directorio utilizado para llevar a cabo la simulación, facilitando el uso del programa. Los datos que permite controlar son:

- nombre de los archivos de *curva I-V* de los módulos,
- cantidad de módulos,
- cantidad de curvas de carga y descarga,
- cantidad de celdas en serie,
- capacidad de carga de la batería,
- estado de carga inicial de la batería,
- tensión nominal de la batería,
- temperatura inicial de la batería,
- tiempo de órbita y cantidad de órbitas a simular,
- paso temporal y paso de impresión,
- fecha de inicio de la simulación,
- consumo mínimo (emergencia),
- método de integración a utilizar,
- archivo de salida de resultados,
- directorio de salida de resultados,
- método de integración.

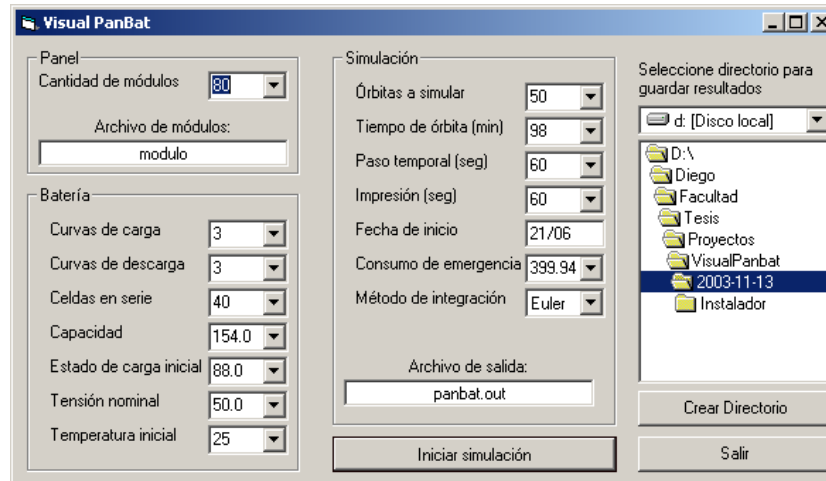


Figura 5.5: Interfaz gráfica del programa de simulación.

Toda esta información es almacenada en el archivo de configuración general panbat.dat.

Capítulo 6

Pruebas de simulación

El objetivo de este capítulo es verificar el funcionamiento del programa mediante ejemplos sencillos en los que se modifican distintas características del modelo o de los perfiles de entrada con el objeto de analizar su influencia sobre el resultado de la simulación. Además, se realiza una comparación entre los distintos métodos de aproximación implementados.

6.1 Datos de entrada

Para realizar las pruebas hemos utilizado los datos de entrada que se muestran a continuación.

- Módulos solares: la *curva I-V* del panel solar se obtuvo a partir de un conjunto de módulos que fueron generados por el Grupo de Energía Solar en base a parámetros eléctricos [11] de celdas entregadas por la empresa proveedora Emcore Corporation [9].
- Curvas de batería: se utilizaron curvas de batería provistas por la CONAE; estas curvas son provisorias debido a que todavía no se poseen las curvas de la batería que utilizará el satélite.
- Perfil de eclipse: se utilizó el perfil de eclipse correspondiente al satélite SAOCOM entregado por la CONAE (Ver figura 2.1).
- Perfil de consumo y de ángulo: también fueron provistos por la CONAE y son provisorios, corresponden a una operación del satélite con mayor cantidad de mediciones y maniobras de lo esperado. De esta manera se han realizado simulaciones con un caso de consumo extremo. Para las pruebas de este capítulo, se han agregado algunas maniobras a este perfil para simular situaciones de interés. En algunos casos se ha optado por utilizar un perfil de consumo constante y ángulo constante.

6.2 Distancia al Sol

Realizamos una simulación con el objeto de verificar si el programa conduce a resultados compatibles con las variaciones esperadas debidas a la variación

de la distancia Tierra - Sol a lo largo del año. La figura 6.1 muestra los resultados obtenidos para las distancias Tierra - Sol en los meses de Junio y Diciembre. Para poder realizar una comparación adecuada, esta prueba se ha realizado sin considerar eclipses y bajo un consumo constante.

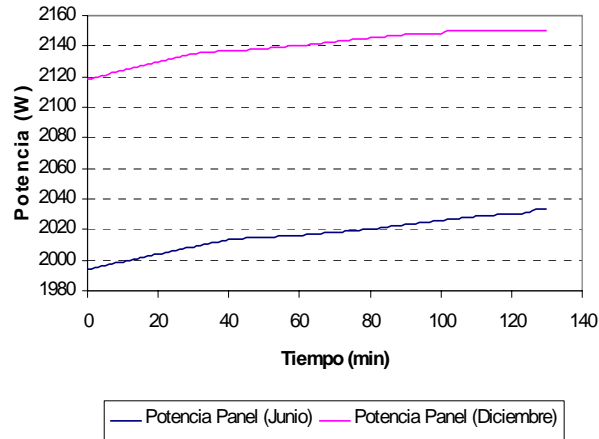


Figura 6.1: Potencia generada por el panel solar para distintas distancias Tierra-Sol.

Se observa que la potencia generada durante el mes de junio es de alrededor de un 5% menor que la generada durante el mes de diciembre, en buen acuerdo con la variación de intensidad de la radiación solar definida por los factores de corrección por distancia (ver figura 2.2).

6.3 Efecto de Eclipse

A fin de verificar el correcto tratamiento del eclipse en el programa, hemos realizado una simulación en órbitas con y sin eclipse. La prueba se realizó sobre 120 minutos de simulación durante el 21 de diciembre (con eclipse de 19 minutos) y el 21 de junio (sin eclipse). El perfil de consumo utilizado en esta simulación es resultado de agregarle 2 maniobras adicionales a izquierda al perfil provisto por CONAE durante los 120 minutos de la simulación.

En la figura 6.2 se observa que la evolución del estado de carga correspondiente al 21 de diciembre se encuentra por encima de la curva del 21 de junio hasta el minuto 84, debido a que la distancia Tierra-Sol durante el mes de diciembre es menor a la distancia en el mes de junio. Sin embargo, a partir del minuto 79 en la curva del 21 de diciembre comienza el eclipse, generando una caída abrupta del estado de carga y, a partir del minuto 84, esta curva es menor que la correspondiente al 21 de junio. En este ejemplo el estado de carga en la curva con eclipse disminuye por debajo del umbral del 80%, (límite mínimo de carga indicado por CONAE), mientras que la curva sin eclipse el mínimo es de 81,8%.

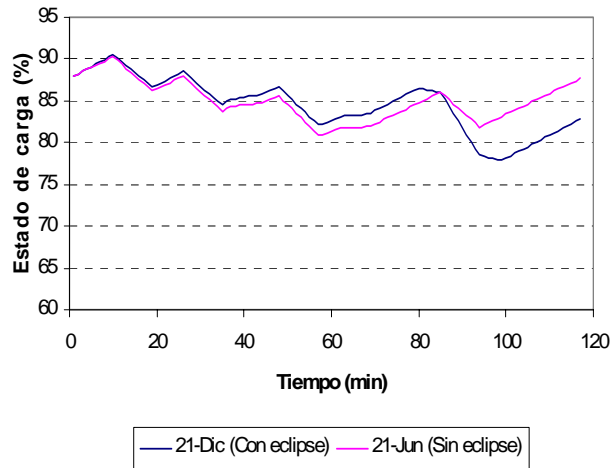


Figura 6.2: Evolución del estado de carga para órbitas con y sin eclipse.

6.4 Estado de Emergencia

En la siguiente simulación se muestra cómo es utilizado el estado de emergencia y cómo se retorna al estado normal. Para esta prueba el estado de emergencia se activará cuando la carga de la batería sea menor al 70% y se reactivará el estado normal cuando la batería se encuentre en un 83%. Como hemos mencionado en el capítulo 2, el consumo de emergencia aún no se encuentra definido. Para esta prueba hemos utilizado un consumo de emergencia de 400W.

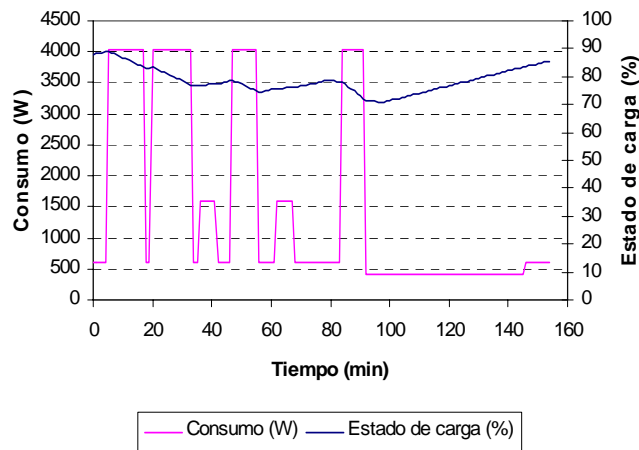


Figura 6.3: Evolución del estado de carga y consumo de una simulación donde el estado de emergencia es requerido.

En la figura 6.3 se observa la evolución del estado de carga y el perfil de consumo utilizado para la simulación.

A lo largo de la simulación se observa que cuando el consumo es cercano a los 4kW, el estado de carga de la batería decrece, mientras que para los consumos menores el estado de carga de la batería aumenta.

En el minuto 92 aproximadamente, el estado de carga llega al límite de 70%. Aquí, se activa el estado de emergencia, cayendo el consumo a 400W. A partir de ese momento el estado de carga de la batería comienza a incrementarse y en el minuto 145 cuando la batería llega al 83%, el estado de emergencia se desactiva retornando el satélite a su estado normal.

6.5 Comparación de métodos y pasos temporales

Realizamos simulaciones para determinar si existen diferencias importantes en los resultados utilizando los distintos métodos de estimación (Euler, Runge-Kutta de orden 2 y Runge-Kutta de orden 4) y distintos pasos temporales.

Se utilizó el perfil entregado por la CONAE, de 105 órbitas, para realizar una simulación a partir del 21 de junio. Esta fue ejecutada con los 3 métodos implementados para tres pasos temporales (15, 30 y 60 segundos) obteniendo 9 resultados y se agruparon por su paso temporal en 3 tablas. Se calculó, en cada tabla, la máxima diferencia del estado de carga entre los distintos métodos en cada paso de la simulación.

Nro	Paso temporal	Máxima diferencia (en %)
1	15 segundos	0,018
2	30 segundos	0,063
3	60 segundos	0,125

Tabla 6.1: Máximas diferencias del estado de carga en simulaciones realizadas con los distintos métodos de integración para cada paso temporal.

En la tabla 6.1 mostramos la máxima diferencia encontrada en cada tabla entre todos los pasos de la simulación. Se puede observar que las diferencias entre los 3 métodos es muy pequeña como para que sea significativa. La mayor diferencia entre un método y otro es del 0,125% (con 60 segundos de paso temporal), equivalente a una milésima porcentual de carga. Como hemos explicado en la sección 5.4.5, esta diferencia cae dentro del margen de error aceptable para la simulación.

La razón por la que los 3 métodos se comportan de manera muy parecida se debe a que la elección del paso temporal (15 segundos, 30 segundos ó 1 minuto) es muy pequeño respecto a la variación del estado de carga de la batería. Como ya hemos explicado, tanto en los métodos de Runge-Kutta como el de Euler, a medida que el paso temporal se acerca a cero, el error de ellos tiende a cero. Luego, si el paso temporal es suficientemente chico, tal como el que utilizamos, es razonable esperar que todos los métodos devuelvan aproximadamente el mismo resultado.

Capítulo 7

Resultados

Utilizando como base el perfil de consumo provisto por la CONAE, se han simulado diferentes configuraciones de maniobras y observaciones del satélite, logrando obtener la frecuencia máxima de observación por radar para cada configuración cumpliendo con el objetivo de que el estado de carga de la batería sea en todo momento superior al 80%.

Hemos utilizado los mismos módulos solares, curvas de batería y perfil de eclipse que en el capítulo 6. Tanto el perfil de consumo como el de ángulo es diferente para cada simulación debido a que estos son un reflejo de las diferentes maniobras y observaciones del satélite. Para esta misión se prevén observaciones de 4 y 16 minutos de duración.

En todos los resultados se han utilizado *curvas I-V* correspondientes al final de la vida útil del satélite.

7.1 Observaciones de 16 minutos de duración

Se realizaron simulaciones en diferentes épocas del año, con distintas frecuencias de observación y tipos de maniobra a fin de analizar las posibles configuraciones. En la tabla 7.1 se presentan las diferentes configuraciones simuladas.

Nro	Maniobra	Frecuencia	Mes	Figura
1	Izquierda	2 por órbita	Junio	7.1
2	Izquierda	2 por órbita	Diciembre	7.2
3	Izquierda	3 por órbita	Junio	7.3
4	Derecha	1 por órbita	Junio	7.4
5	Derecha	1 por órbita	Diciembre	7.5
6	Derecha	1 por órbita	Diciembre	7.6

Tabla 7.1: Diferentes configuraciones simuladas.

En las configuraciones 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. Las configuraciones 5 y 6 difieren en el momento de inicio de la maniobra en la órbita.

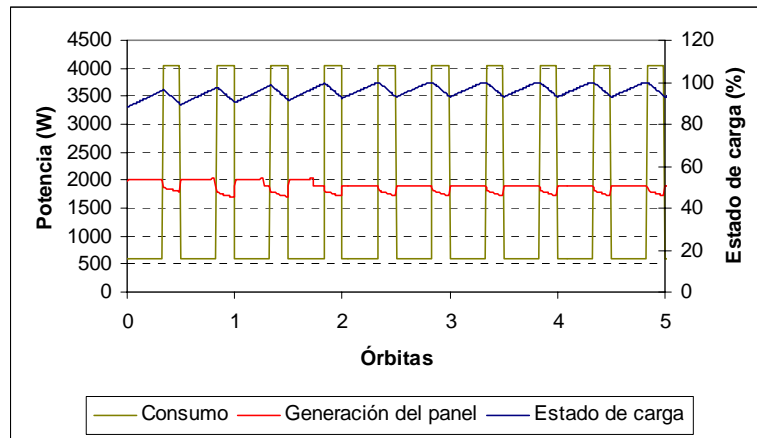


Figura 7.1: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con dos mediciones a izquierda por órbita en el mes de junio.

En la figura 7.1 (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.

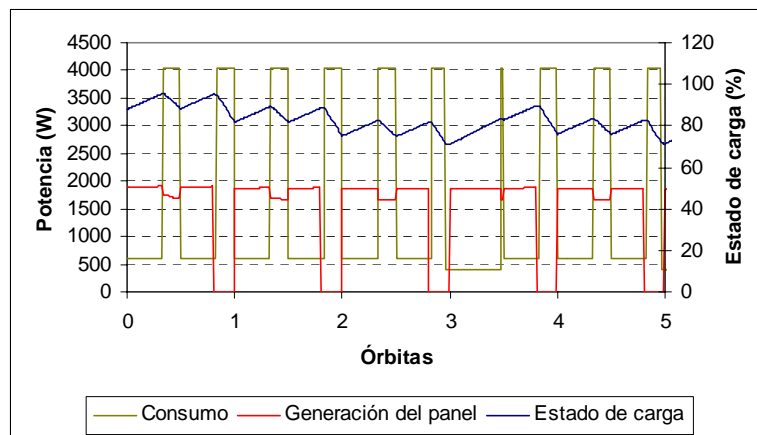


Figura 7.2: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con dos mediciones a izquierda por órbita en el mes de diciembre.

En la figura 7.2 (2 mediciones a izquierda por órbita en diciembre) se puede ver que al finalizar la tercer órbita el estado de carga de la batería es inferior al umbral permitido, entrando de esta forma en estado de emergencia.

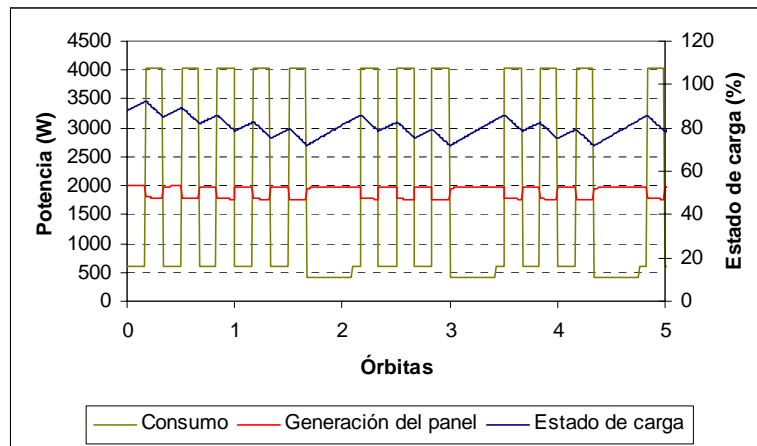


Figura 7.3: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con tres mediciones a izquierda por órbita en el mes de junio.

Al igual que en el resultado anterior, en la figura 7.3 (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.

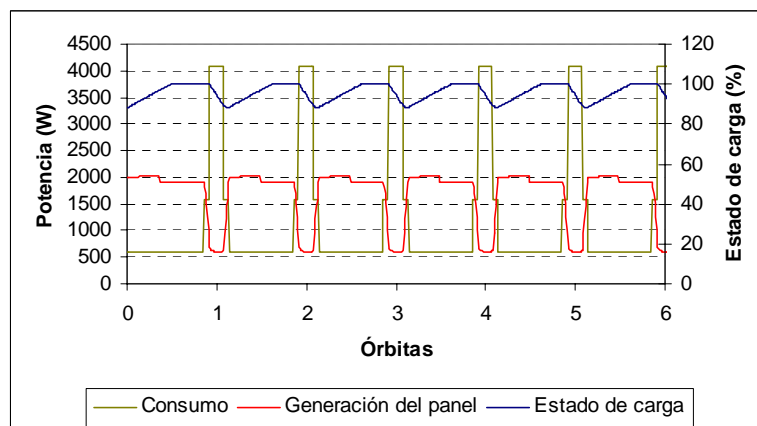


Figura 7.4: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con una medición a derecha por órbita en el mes de junio.

En la figura 7.4 (una medición a derecha por órbita en junio) se observa que el estado de carga no disminuye por debajo del 80% inicial.

En la figura 7.5 (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 se realiza cuando, al rotar el satélite, el ángulo de incidencia solar

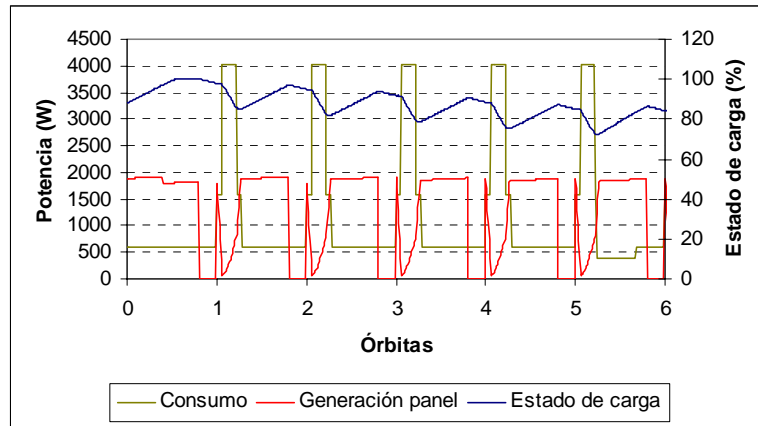


Figura 7.5: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con una medición a derecha por órbita en el mes de diciembre. La medición se realiza al comienzo de cada órbita.

sobre el panel es máximo, disminuyendo 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.

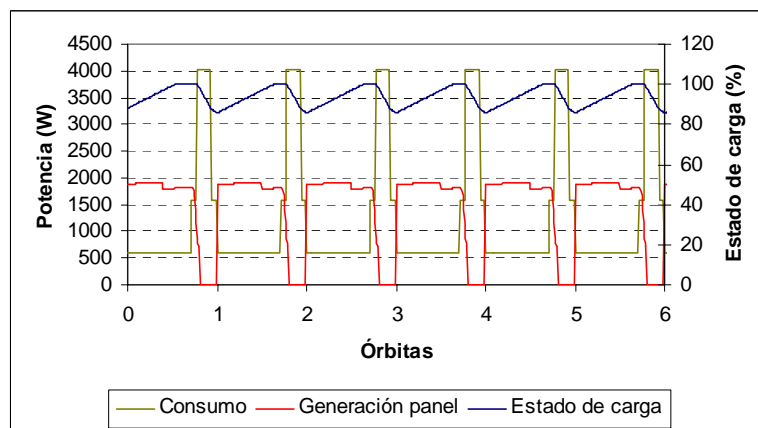


Figura 7.6: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con una medición a derecha por órbita en el mes de diciembre. La maniobra comienza en el minuto 70 de cada órbita.

En la figura 7.6 (una medición a derecha por órbita en diciembre) se observa que el estado de carga alcanza el 100% entre cada medición. Entonces, sabiendo que el perfil de consumo no cambia a lo largo de la simulación, podemos asegurar 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. En este último caso, el tiempo en el que el satélite se encuentra con el mayor ángulo de incidencia coincide con el momento del eclipse, por lo que no se perjudica la generación del panel.

7.1.1 Conclusiones

En la tabla 7.2 se muestran las simulaciones realizadas, para mediciones de 16 minutos, indicando si éstas satisfacen el objetivo de mantener el estado de carga de la batería por encima del 80%.

Nro	Maniobra	Frecuencia	Mes	Objetivo
1	Izquierda	2 por órbita	Junio	Cumplido
2	Izquierda	2 por órbita	Diciembre	No Cumplido
3	Izquierda	3 por órbita	Junio	No Cumplido
4	Derecha	1 por órbita	Junio	Cumplido
5	Derecha	1 por órbita	Diciembre	No Cumplido
6	Derecha	1 por órbita	Diciembre	Cumplido

Tabla 7.2: Diferentes configuraciones simuladas y el estado del objetivo.

A partir de los resultados expuestos se concluye que la cantidad de observaciones de 16 minutos de duración por órbita es limitada y el momento de encendido de la antena radar puede resultar crítico para el estado de carga de la batería. Si se desean realizar sólo mediciones a izquierda, se podrán hacer un máximo de dos observaciones por órbita en el mes de junio. Por el contrario, durante el mes de diciembre, donde la duración del eclipse es máxima, sólo se podrá realizar una medición por órbita.

El caso de las maniobras a derecha es aún más crítico debido al cambio en el ángulo de incidencia del panel solar. Si se deseara realizar una observación por órbita en la época de eclipse (diciembre), éstas deberían estar muy bien programadas, ya que como vimos en la figura 7.5 una mala planificación podría provocar que la batería se descargue más de lo permitido.

7.2 Observaciones de 4 minutos de duración

En esta sección se estudian las configuraciones válidas con mediciones de 4 minutos de duración (tabla 7.3).

Nro	Maniobra	Frecuencia	Mes	Figura
1	Izquierda	8 por órbita	Junio	7.7
2	Izquierda	9 por órbita	Junio	7.8
3	Izquierda	5 por órbita	Diciembre	7.9
4	Izquierda	6 por órbita	Diciembre	7.10
5	Derecha	3 por órbita	Junio	7.11
6	Derecha	4 por órbita	Junio	7.12
7	Derecha	2 por órbita	Diciembre	7.13
8	Derecha	3 por órbita	Diciembre	7.14

Tabla 7.3: Diferentes configuraciones simuladas.

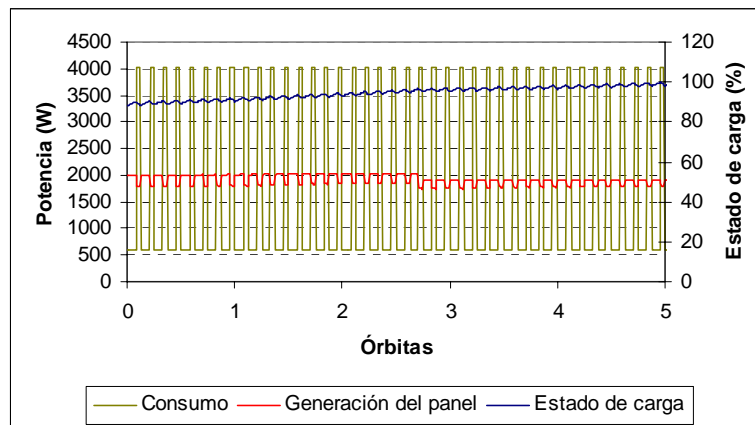


Figura 7.7: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 8 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración en el mes de junio.

En la figura 7.7 (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. Es interesante notar que en la segunda mitad de la tercer 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 el gráfico 7.8 (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.

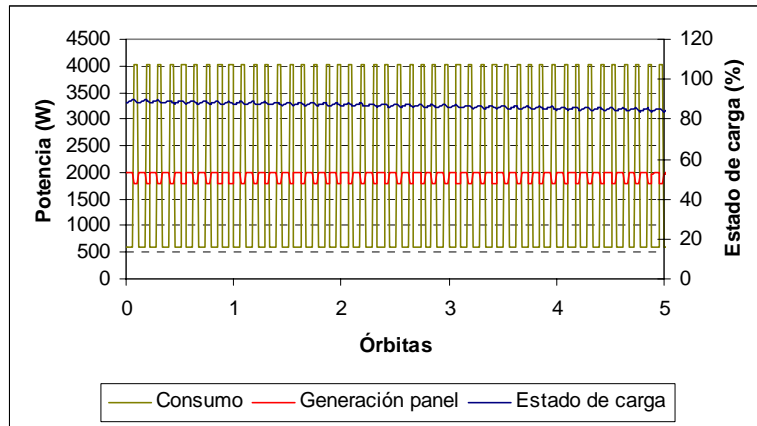


Figura 7.8: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 9 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración en el mes de junio.

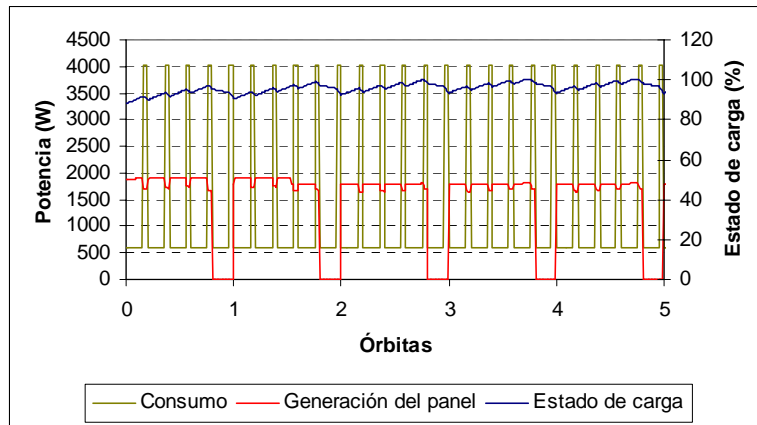


Figura 7.9: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 5 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración en el mes de diciembre.

En la figura 7.9 (5 mediciones a izquierda por órbita en diciembre) se observa que durante las 5 órbitas de la simulación, el estado de carga de la batería no es menor al estado de carga inicial (88%). Teniendo en cuenta que el perfil de consumo es igual para cada órbita, podemos asegurar que el estado de carga no será inferior a este estado inicial. En el gráfico también se puede observar una leve caída de la generación del panel finalizando la segunda órbita, debida a la desconexión de un módulo por parte del regulador.

En el gráfico 7.10 (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.

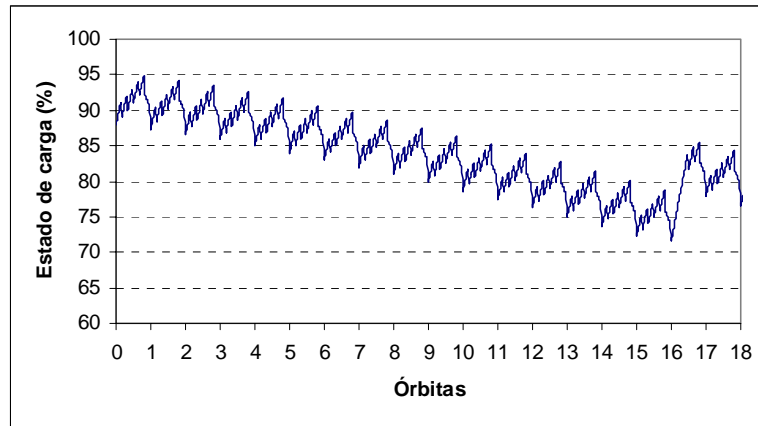


Figura 7.10: Estado de carga de la batería de una simulación realizada con 6 mediciones a izquierda de 4 minutos de duración en el mes de diciembre.

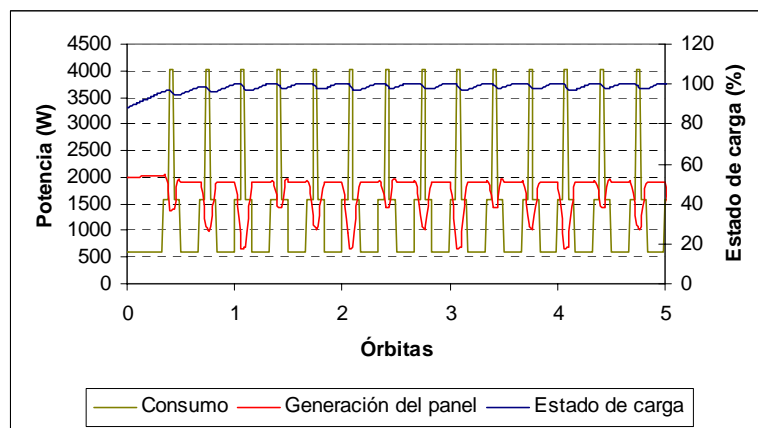


Figura 7.11: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 3 mediciones a derecha de 4 minutos de duración en el mes de junio.

En la figura 7.11 (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. Además, al realizarse cada observación la potencia generada por el panel solar disminuye considerablemente, debido a la rotación que sufre el panel con las maniobras a derecha, afectando el ángulo de incidencia solar.

El gráfico 7.12 (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.

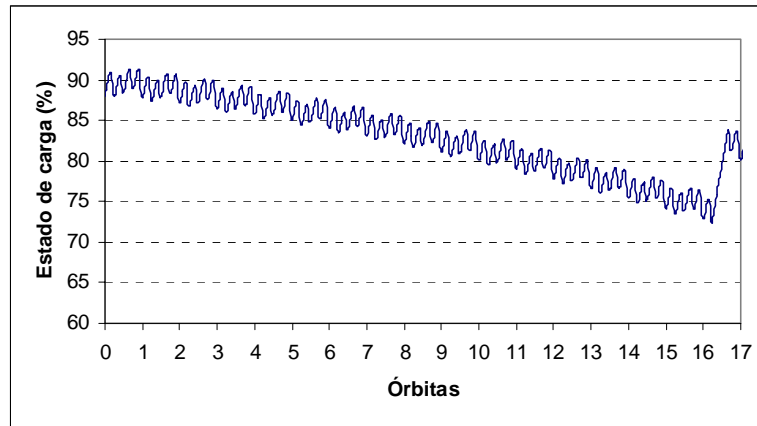


Figura 7.12: Estado de carga de la batería de una simulación realizada con 4 mediciones a derecha de 4 minutos de duración en el mes de junio.

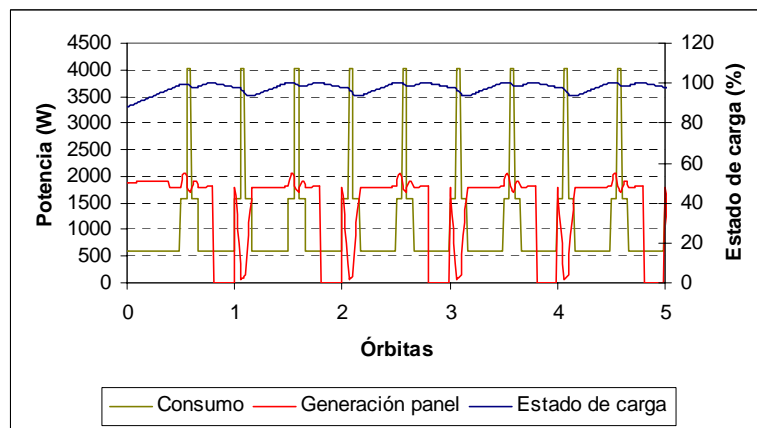


Figura 7.13: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 2 mediciones a derecha de 4 minutos de duración en el mes de diciembre.

En la figura 7.13 (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.

En el gráfico 7.14 (3 mediciones a derecha por órbita en diciembre) se observa que el estado de carga alcanza, en el final de la órbita 5, un valor por debajo del estado inicial. Considerando que el perfil de consumo es constante a lo largo de la simulación, podemos asegurar que la batería terminará descargándose más de lo permitido, entrando en estado de emergencia.

7.2.1 Conclusiones

En la tabla 7.4 se muestran las simulaciones realizadas, para mediciones de 16 minutos, indicando si éstas satisfacen el objetivo de mantener el estado de carga de la batería por encima del 80%.

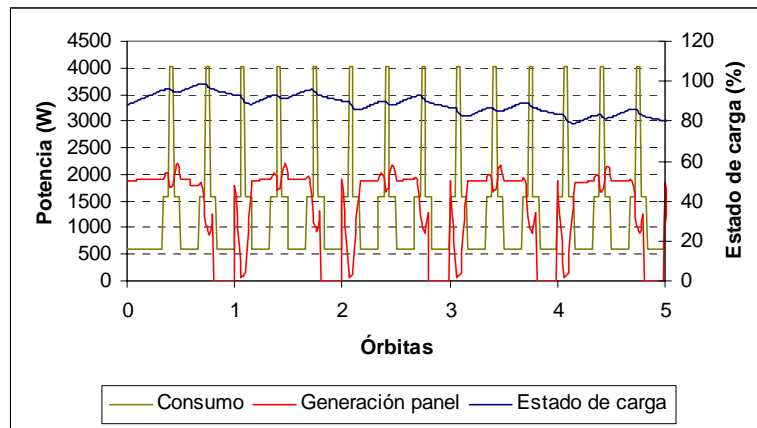


Figura 7.14: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con 3 mediciones a derecha de 4 minutos de duración en el mes de diciembre.

Nro	Maniobra	Frecuencia	Mes	Objetivo
1	Izquierda	8 por órbita	Junio	Cumplido
2	Izquierda	9 por órbita	Junio	No Cumplido
3	Izquierda	5 por órbita	Diciembre	Cumplido
4	Izquierda	6 por órbita	Diciembre	No Cumplido
5	Derecha	3 por órbita	Junio	Cumplido
6	Derecha	4 por órbita	Junio	No Cumplido
7	Derecha	2 por órbita	Diciembre	Cumplido
8	Derecha	3 por órbita	Diciembre	No Cumplido

Tabla 7.4: Diferentes configuraciones simuladas y el estado del objetivo.

Los primeros dos resultados nos muestran que, en caso de que se deseen realizar observaciones únicamente a izquierda en junio, como máximo podrán realizarse 8 mediciones por órbita (resultados 1 y 2).

A diferencia del mes de junio, durante el mes de diciembre la órbita del satélite posee un eclipse. Por esta razón la frecuencia de observación máxima debe ser menor. Se concluye de los resultados 3 y 4 que la máxima cantidad de mediciones a izquierda que pueden realizarse durante diciembre es 5 observaciones por órbita.

Por otro lado, la maniobra a derecha, debido a la rotación, posee un mayor consumo. En junio, la máxima cantidad de observaciones por órbita es 3 (resultados 5 y 6), mucho menor en comparación con las 8 mediciones posibles con la maniobra a izquierda.

En diciembre, a partir de los resultados 7 y 8 se deduce que la máxima cantidad de observaciones a derecha por órbita es 2.

Si bien la cantidad de observaciones de 4 minutos también es limitada, este tipo de mediciones permite una mayor libertad en cuanto a la planifi-

cación de las mediciones, tanto en la cantidad como en el momento del año en que deseen realizarse.

7.3 Simulación de perfil de consumo de la CONAE

La siguiente simulación se realizó sobre 105 órbitas regidas por un perfil de consumo y angular provisto 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 dicha 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.

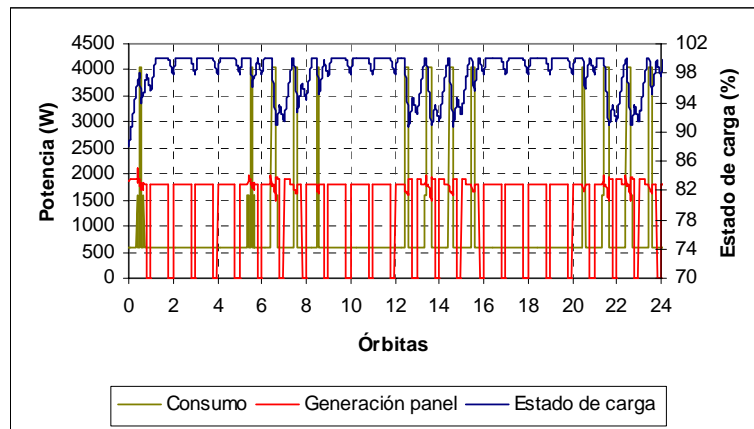


Figura 7.15: Consumo del satélite, potencia generada por el panel y estado de carga de la batería de una simulación realizada con los datos entregados por CONAE.

En la figura 7.15 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.

Capítulo 8

Conclusiones y trabajo futuro

En este trabajo se muestra la importancia de aplicar una simulación del subsistema de potencia de un satélite antes de la construcción del mismo. Hemos obtenido una estimación de la máxima cantidad de mediciones que el satélite SAOCOM podrá realizar por órbita. Además se observó que para el perfil de consumo provisorio entregado por la CONAE la máxima profundidad de descarga de la batería llegó 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. Estos resultados han sido realizados a un costo mucho menor que si se hubieran hecho en un laboratorio de manera experimental.

Al explicar con detalle el complejo mecanismo del sistema mostramos la enorme cantidad de operaciones necesarias para efectuar la simulación, justificando así la necesidad de efectuarlas con una computadora. Las simulaciones y pruebas realizadas muestran un correcto funcionamiento del modelo y código de cálculo desarrollados. Por otro lado, el programa de simulación implementado resultó muy veloz en sentidos prácticos, siendo capaz de realizar simulaciones de un año en menos de 10 minutos en una computadora personal.

Sin embargo, debe tenerse en cuenta que la calificación del mismo para su utilización en el diseño final de una misión satelital requerirá de numerosas pruebas adicionales en las más variadas condiciones de operación del subsistema de potencia.

Un aspecto que quedó por incorporar a la simulación es la variación de la temperatura del panel solar a lo largo de la órbita. Las simulaciones presentadas en este trabajo se realizaron con *curvas I-V* de módulos correspondientes a una temperatura constante de 70°C. Sin embargo, esta temperatura disminuirá notoriamente cuando el satélite entre en eclipse, en cuyo caso, sería interesante conocer la evolución de la temperatura hasta que llegue a 70°C. En caso de tener esta información se la podría utilizar para actualizar de manera dinámica las *curvas I-V* de los módulos realizando así una simulación más precisa.

En este trabajo no se analizaron los regímenes transitorios del sistema.

Cuando un circuito pasa de una condición a otra, se produce un período de transición durante el cual, las corrientes en las ramas y las caídas de tensión en los elementos varían. Transcurrido este período de transición, llamado régimen transitorio, el circuito pasa al estado o régimen permanente. En la simulación los períodos de transición suceden principalmente al haber cambios en el perfil de consumo. Si bien los regímenes transitorios son muy cortos en relación a los permanentes y por lo tanto su análisis no afectaría mucho a la simulación, teniéndolos en cuenta se podría mejorar la precisión [17].

Debido a la configuración del satélite SAOCOM, el programa no incluye un sistema de múltiples baterías. Sin embargo resulta interesante implementar este tipo de configuración ya que muchas misiones satelitales poseen baterías de resguardo para su utilización en caso de falla.

Bibliografía

- [1] Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE), URL: <http://www.conae.gov.ar/>
- [2] 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 and M. Barrera, *SAC-A satellite: first experiment of Argentine solar cells in space*, 28th Photovoltaic Specialists Conference, pp. 1344-1347, Anchorage, Alaska, EE.UU, (2000).
- [3] Bolzi C.G., Bruno C.J., Godfrin E.M., Martínez Bogado M.G., Plá J., Rodríguez S.E., Tamasi M.J.L., Alurralde M., Cabot P., Carella E., Fernández Vázquez J., Franciulli C.D., Goldbeck V., Mezzabolta E., Antonuccio F., Nigro S.L. y Durán J.C., *Convenio de cooperación CONAE-CNEA: desarrollo, fabricación y ensayo de paneles solares para misiones satelitales argentinas*, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 5, pp. 04.07, Mendoza, Argentina (2001).
- [4] Ministerio de Economía y Producción, *Ley de Presupuesto Nacional 2003*, URL: <http://www.mecon.gov.ar/>
- [5] N. Robinson, *Solar Radiation*, Elsevier Publishing Company, Amsterdam/London/New York (1966).
- [6] Joseph A. Edminister, *Circuitos Eléctricos*, McGRAW-HILL INC, México/Panamá / Bogotá/ Sao Paulo / Nueva York / Londres / Toronto / Sydney / Johannesburg / Dusseldorf / Singapur (1969)
- [7] Edward M. Purcell, *Electricidad y Magnetismo*, Editorial Reverté S.A., Barcelona/Buenos Aires/México (1969).
- [8] S. M. Sze, *Physics of Semiconductors Devices*, Second Edition, John Wiley & Sons, New York/Chichester/Brisbane/Toronto/Singapore, (1981)
- [9] Emcore Corporation, URL: <http://www.emcore.com/solutions/photovoltaics/>
- [10] IRAM, *IRAM 210013-2:1998 Módulos fotovoltaicos, Características eléctricas en condiciones normalizadas*, Primera edición, Norma Argentina, Buenos Aires, Argentina (1998).
- [11] Godfrin E.M. y Durán J.C., *Paneles solares para la misión satelital SAOCOM: primeras etapas de diseño*, Avances en Energías Renovables y Medio Ambiente 6, pp. 04.19 Buenos Aires, Argentina (2002).

- [12] Martin A. Green, *Solar Cells - Operating principles, Technology and System Applications*, University of New South Wales, Kensington, Australia (1986).
- [13] Michael Metcalf, John Ker Reid, *Fotran 90/95 Explained*, Oxford University Press, 2nd edition, Oxford, Reino Unido, (1999)
- [14] W. H. Press, S. A. Teukolsky, W. T. Vetterling and B. P. Flannery, *Numerical Recipes in C*, Second Edition, Cambridge University Press, Cambridge, Reino Unido, (1992).
- [15] Richard L. Burden, J. Douglas Faires, *Análisis numérico*, Sexta Edición, International Thompson Publishing, Boston, EE.UU. (1998).
- [16] C. Willian Gear, Department Of Computer Science University of Illinois, *Numerical Initial Value Problems In Ordinary Diferential Equations*, Prentice Hall, Inc. Englewood Cliffs, New Jersey (1971).
- [17] A. Capel, P. Chapoulie, S. Zimmermann, E. Sanchís, *Dynamic performance simulation of a spacecraft power system*, 6th European Space Power Conference, pp. 327, Oporto, Portugal (2002).