



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

---

**PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN  
INGENIERÍA**

**FUENTE DE ENERGÍA ELÉCTRICA PARA UN  
SATÉLITE PEQUEÑO**

**T E S I S**

QUE PARA OPTAR POR GRADO DE:

**MAESTRO EN INGENIERÍA**

**P R E S E N T A**

**BUENROSTRO DOMÍNGUEZ LUCERO MONSERRAT**

TUTOR:

**DR. JORGE PRADO MOLINA  
INSTITUTO DE GEOGRAFIA**

CIUDAD UNIVERSITARIA, ENERO, 2013.

**JURADO ASIGNADO:**

Presidente: DRA. NAVARRETE MONTESINOS MARGARITA

Secretario: DR. PEÑA CABRERA MARIO

Vocal: DR. PRADO MOLINA JORGE

1er. Suplente: M.I. ALVAREZ CASTILLO JESUS

2do. Suplente: DR. FARAH SIMON ALEJANDRO

Lugar o lugares donde se realizó la  
tesis: FACULTAD DE INGENIERIA

**TUTOR DE TESIS:**

DR. PRADO MOLINA JORGE

---

**FIRMA**

## Dedicatoria

A mis padres. Desde niña los he visto trabajar, buscar el modo de seguir adelante, de tal manera que ni una sola vez en la vida le faltó alimento ni a mi cuerpo ni a mi alma. De mi madre aprendí la importancia de las reglas, los secretos que se esconden en los libros y que nos llaman en voz baja; por ella supe que, algún día, yo también estudiaría. Por mi padre supe qué iba a estudiar, la maravilla de un tornillo, el interior de un estéreo que nos brinda música de la nada, pero de algún lado, y lo bueno que puede resultar, a veces, salirse del camino. De ambos aprendí la importancia del trabajo, de aprender a dar y recibir; me transfirieron, gracias, su curiosidad por el mundo.

A mi hermana, la mejor mano derecha y confidente que pude haber deseado, dueña de los mejores consejos, mi ejemplo de amor y fuerza, cuyo camino sigo y admiro.

A mi lado ha estado mi familia, mis tíos Paco, Judith y Martín, siempre al pendiente, mostrándome que hay muchos buenos caminos a mi alcance, ayudando, dando cariño. Y mi abuelita que, preocupándose, llamándome la atención, a veces, me enseñó que nunca es tarde para aprender, aunque sea, aprender a jugar bromas y sonreír.

He tenido la suerte, o el destino, de que en mi camino se cruzaran personas maravillosas con las que vale la pena compartir la risa fácil, la tristeza pesada, el trabajo duro y continuo; personas que retan mi mente y mi alma, que la complementan. Personas que se convirtieron en esa otra familia que uno elige para compartir su rareza: Paco, Mike, Laura, Barbarella, Mostro, Yoss, Jali, Oscar, Chris, Naye, Belén y Santi. Todos ellos que han sido una mano, una mente y un corazón abierto.

También a mi lado ha estado Dios, ese amigo que me permite creerlo a mi manera y me ha rodeado de todas estas extraordinarias personas a las que hoy sólo puedo decirles, GRACIAS.

## **Agradecimientos**

A la Universidad Nacional Autónoma de México que me abrió sus puertas hace once años. Gracias por la generosidad y la experiencia que obtuve fuera y dentro de sus aulas.

A la Facultad de Ingeniería, el lugar donde encontré un camino y que me mostró la necesidad de crear y buscar muchos más.

A todos mis profesores. A los que me inspiraron, con su ejemplo, a tratar de ser una mejor ingeniera; los que alimentaron mi curiosidad y sobre todo a aquellos que me mostraron mis fallas y, como dijo Galeano, me hicieron perder el miedo a equivocarme.

A mis sinodales, gracias por su tiempo y las observaciones para hacer de este un mejor trabajo.

A mi tutor, Jorge Prado, por su confianza y paciencia durante este periodo. Gracias por recordarme que: la vida no es tan seria.

A la licenciada Gloria Molina por haber contestado esa llamada.

Al señor Julio y la señora Francisca por abrirme las puertas de su casa y por el apoyo recibido.

## Índice

DEDICATORIA	i
RECONOCIMIENTOS	ii
ÍNDICE	iii
ÍNDICE DE FIGURAS	v
ÍNDICE DE TABLAS	vii
RESUMEN	viii
ABSTRACT	ix
<b>1. INTRODUCCIÓN</b>	<b>1</b>
1.1. Nanosatélites.	1
1.1.1. Breve historia de los satélites en México.	1
1.1.2. Clasificación de satélites	4
1.2. Satélites de órbita baja.	6
1.3. Condiciones ambientales en el espacio exterior	8
1.4. Sistemas de potencia en satélites pequeños.	13
1.4.1. Sistema de potencia propuesto.	19
<b>2. SIMULADOR SOLAR</b>	
2.1. Introducción	22
2.2. Radiación solar.	22
2.2.1. Medición de la radiación.	24
2.2.2. Radiómetros.	27
2.3. Simulador solar.	26
2.4. Obtención del espectro de la lámpar de Tungsteno GE CYX.	29
<b>3. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL SISTEMA DE POTENCIA.</b>	
3.1. Introducción.	36
3.2. Diseño y construcción de los paneles solares.	38
3.3. Baterías	40
3.3.1. Corriente de carga	40
3.4. Sistema de regulación y distribución de energía.	40
3.4.1. Regulación de voltaje en la tarjeta STEVAL ISB011V1.	42
3.4.1.1. Microcontrolador.	42
3.4.1.2. Regulador de voltaje.	43
3.4.1.3. Cargador de batería.	44
3.4.2. Monitoreo del sistema de batería LI-ion.	45
3.4.3. Convertidores DC-DC.	45
3.4.4. Conversor DC-DC elevador de voltaje con MPPT	50
3.5. Interfaz de comunicación con la computadora de abordo del satélite.	53

<b>4. PRUEBAS DE FUNCIONAMIENTO.</b>	
4.1. Pruebas de eficiencia a los paneles solares.	56
4.2. Pruebas de ciclos de carga y descarga de la batería.	57
4.3. Pruebas del los convertidor DC-DC a 5 [V], L6920	58
4.4. Pruebas del convertidor DC-DC con MPPT, SPV1040T.	63
4.5. Pruebas del convertidor DC-DC a 8 [V], MC33063A.	65
	69
<b>5. RESULTADOS.</b>	
5.1. Análisis de resultados.	69
<b>6. CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.</b>	
6.1. Conclusiones.	74
6.2. Recomendaciones.	76
<b>APENDICE A. Celdas solares.</b>	
A.1 celdas solares	77
A.1.1 Principio de funcionamiento de las celdas solares.	77
A.1.2. Diferentes tipos de celdas solares.	81
A.1.2.1. Celdas solares de silicio.	84
A.2. Eficiencia de las celdas	86
A.3. Curvas de degradación a lo largo del tiempo	88
<b>APENDICE B. Baterías.</b>	
	89
B.1. Baterías	
B1.1. Baterías primarias y secundarias.	90
B.1.2. Características de las baterías de Litio-ion y Litio-ion polímero.	90
B.1 .3. Características del proceso de carga y descarga de las baterías de Litio-ion.	93
<b>APENDICE C. Circuito impreso de la tarjeta de convertidores</b>	97
<b>BIBLIOGRAFÍA</b>	98

## Índice de figuras

<b>Figura</b>	<b>Página</b>
1.1 Satélite Morelos	2
1.2. Satélite ALMASat -1 desarrollado en la Universidad de Bologna	5
1.3. Tipos de órbitas de satélites.	7
1.4. Cinturones de radiación de Van Allen.	10
1.5. Dosis de radiación presente en la anomalía del Atlántico Sur	11
1.6. Sistema de potencia del satélite M-Cubed	19
1.7. Esquema de conexiones del subsistema de potencia propuesto en este proyecto	21
2.1. Espectros de: cuerpo negro, solar a nivel del mar y fuera de la atmósfera, y absorciones por cada elemento de la atmósfera	23
2.2. Flujo total emitido por una superficie radiante	25
2.3. Respuesta espectral de diferentes materiales utilizados como detectores.	27
2.4. Comparación del espectro de una lámpara de mercurio y el espectro solar en la superficie terrestre.	28
2.5. Comparación del espectro de una lámpara de halogenuro metálico y el espectro solar en la superficie terrestre.	28
2.6. Comparación del espectro de una lámpara tungsteno halógeno, halógeno tungsteno con filtro y el espectro solar en la superficie terrestre.	29
2.7. Lámpara de halógeno y base móvil, utilizadas en las pruebas de eficiencia de las celdas solares	30
2.8. Curva de respuesta del spectralon. A la derecha se muestran algunas superficies Lambertianas utilizadas para la obtención de datos de reflectancia	31
2.9. Esquema para la obtención de datos de radiancia de la lámpara de halógeno, por medio del espectralradiómetro	32
2.10. Obtención de datos a través del espectralradiómetro GER 1500	33
2.11. Medición de la radiancia para detectar el ruido de fondo (Media del ruido).	34
2.12. Espectro de la lámpara de halógeno-tungsteno (Media de los valores obtenidos para radiancia en las 5 mediciones).	35
2.13. Comparación de la respuesta de una celda de silicio y de los espectros solar, y de la lámpara de halógeno	36
3.1. Diagrama de bloques del sistema de potencia desarrollado en este	38

trabajo de tesis	
3.2. Diferentes tipos de celdas solares, utilizadas para manufacturar los paneles solares y de las cuales se midió su eficiencia	39
3.3. Paneles solares de Si elaborados	40
3.4. Batería de Litio–ión polímero utilizada en este proyecto	41
3.5. Esquema de conexiones internas de la tarjeta STEVAL ISB011V1 de control de carga y descarga de las baterías utilizada.	43
3.6. Circuito de carga de baterías de la tarjeta STEVAL ISB011V1	45
3.7. Circuito convertidor DC-DC, tipo step up, para alimentar a la tarjeta Beagleboard xM	48
3.8. Circuito integrado MC33063A en configuración step up para alimentar un motor a 8 [V].	50
3.9. Circuito integrado SPV1040T con MPPT para aumentar la eficiencia en la transferencia de energía de los paneles	52
3.10. Diseño del circuito impreso de la tarjeta de convertidores	53
3.11. Tarjeta de circuitos convertidores DC-DC terminada	53
3.12. Datos de los registros de la tarjeta STEVAL en la Beagleboard utilizando el programa Cutecom	55
3.13. Datos de los registros de la tarjeta STEVAL en la Beagleboard utilizando un programa en C en la Terminal de Ubuntu	56
4.1. Curva de Corriente vs. Voltaje en los paneles solares diseñado. Dimensiones de cada panel: 10 x 30 [cm].	53
4.2. Ciclo de descarga de la batería de Litio-ión utilizada. SOC % (State of the charge).	60
4.3. Ciclo de carga de batería de Litio-ión utilizada. SOC %(State of the charge).	61
4. 4. Regulación de carga para el circuito L6920. Voltaje de entrada 3.6 [V]	63
4.5. Regulación de línea con carga de 10.1 [ $\Omega$ ] para el circuito L6920	63
4.6. Pruebas del circuito L6920. En la pantalla del multímetro se observa un valor de salida de 4.95[V] para un voltaje de entrada de 3.6 [V].	64
4.7. Regulación de voltaje para el circuito SPV1040 a la salida de los paneles solares.	65
4.8. Regulación de voltaje para cambios en la carga en el circuito SPV1040	65
4.9. Pruebas del circuito SPV1040 conectado a la tarjeta STEVAL	66
4.10. Regulación de carga y eficiencia del circuito MC33063A operando con una alimentación igual a los voltajes mínimo y máximo de las baterías.	68



4.11. Regulación de carga y eficiencia del circuito MC33063A	69
5.1.Carga de batería y comunicación entre la tarjeta STEVAL ISB 011 V1 y Beagleborad xM	71
5.2. Curvas Corriente vs. Voltaje para los circuitos convertidores MPPT y los paneles solares	72
5.3.Pruebas de funcionamiento del circuito MC33063A	73
5.4.Acoplamiento del subsistema	74
A.1 Esquema de una celda solar de silicio	79
A.2. Curva de respuesta V vs I en una celda solar	79
A.3. a) Modelo de un diodo de una celda solar. b) Modelo de dos diodos	82
A.4. Evolución de la eficiencia de las celdas solares a lo largo de los años.	83
A.5. Paneles solares de silicio a) monocristalino, b) poliristalino, c) amorfo	86
A.6. Factor de forma en celdas solares de Si	88
A.7. Curva que relaciona el porcentaje de disminución en la respuesta de las celdas (K4710), con la degradación producida por la radiación ionizante a lo largo del tiempo	89
B.1. Densidad de carga de las diferentes baterías	93
B.2. Capacidad de carga y su relación con la corriente y el voltaje	95

### Índice de tablas

<b>Tabla</b>	<b>Página</b>
1.1 Clasificación de satélites atendiendo a su masa	4
1.2. Alturas orbitales	7
1.3. Características de potencia de algunos nano y picosatélites	14
3.1. Eficiencia de las diferentes celdas probadas	39
4.1. Corriente consumida por el motor a diferentes voltajes y en el encendido	67
B.1. Características de diferentes tipos de baterías	92

## Resumen

Se presenta el diseño y construcción de un subsistema eléctrico de potencia, que tiene como propósito proveer la energía necesaria para el correcto funcionamiento de un satélite pequeño en órbita terrestre baja. El sistema completo está formado por cuatro módulos: generación de energía, almacenamiento, regulación y distribución.

Para captar la radiación del Sol, quién es la fuente primaria de energía, se elaboraron dos paneles solares con diferentes celdas de silicio. Se realizaron pruebas de eficiencia para cada tipo de celda y para los paneles en conjunto. Para ello se hizo uso de una lámpara de halógeno, cuya caracterización aparece en el capítulo 2. Además, se incorporó un circuito convertidor DC-DC con MPPT a la salida de los paneles, para aumentar la eficiencia en la recolección de energía.

Se eligió el uso de baterías de Litio-ión para proveer energía durante los periodos de sombra. Para controlar su proceso de carga y descarga se escogió la tarjeta STEVAL ISB011 V1, la cual también se encarga de monitorear su estado. Mediante su conexión con la tarjeta Beagleboard xM se reciben los valores de los diferentes parámetros de la batería. A la salida de la tarjeta de monitoreo se conectaron dos circuitos convertidores encargados de acondicionar el voltaje según los requerimientos de la carga. El diseño de todos los convertidores y los detalles de la conexión entre los diferentes dispositivos se muestran en el capítulo 3.

En el capítulo 4 se encuentran las gráficas de los resultados obtenidos para el funcionamiento de los paneles solares, el comportamiento de las baterías y los circuitos convertidores.

Finalmente en los capítulos 5 y 6 se realiza un análisis de los resultados y se dan las conclusiones de este trabajo, haciendo también recomendaciones para futuros proyectos.

## Abstract

In this work we present the design of a power subsystem. The main objective of this project is to provide necessary energy for the nanosatellite correct operation in a low earth orbit. The whole system is made by four modules: generation, storage, regulation and distribution of energy. In order to capture solar radiation, that is the main source of energy, two solar panels with different Si cells were made, and many efficiency tests were made for each cell and for the whole panels using an halogen lamp, described in chapter 2. It was also incorporated a DC-DC converter with MPPT in the panels output, in order to improve the efficiency in energy harvesting.

We chose the use of Lithium-ion batteries to provide power during the shade periods., It was chosen the STEVAL ISBN011 V1 board, to control its charge and discharge process. This board is also responsible to monitoring the state of the batteries, through its connection with Beagleboard xM , the different parameters values are received from the battery. At the output of the monitoring board two converter circuits are responsible to conditioning the voltage, according to the load requirements. The design of all converters and the details of connection between different devices are described in chapter 3.

Chapter 4, is about graphs results obtained from the operation of solar panels, the battery and convert circuits performance.

Finally, chapter 5 and 6 are about the analysis of results and the conclusions of this work, and recommendations for future projects.

## Introducción

### Nanosatélites

La palabra satélite, en astronomía, se utiliza para nombrar un cuerpo celeste que gira alrededor de otro. Por su origen se clasifican en naturales y artificiales; éstos últimos han sido producidos por el ser humano. En un inicio tenían poco peso, menos de 500 [kg] debido a que no había capacidad de lanzar grandes objetos al espacio. Conforme se incrementó la potencia en los cohetes, los satélites se hicieron más grandes y complejos, y, por tanto, los proyectos para desarrollarlos tomaron más tiempo y se volvieron más caros ([Cruz A. R. Ulises, 2009: 1-2](#)).

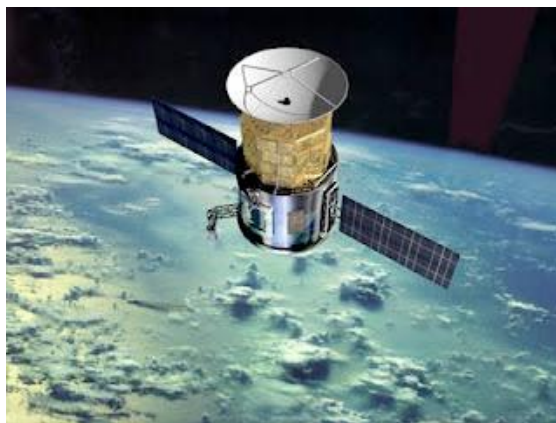
#### 1.1.1 Breve historia de los satélites en México.

Si bien en principio los satélites se desarrollaron con propósitos militares, actualmente juegan un papel importante no sólo en el área de la seguridad y las telecomunicaciones, sino que se han convertido en una herramienta de la ciencia para realizar experimentos en las condiciones extremas del espacio exterior (gradientes térmicos, radiación ionizante y alto vacío). Con su ayuda se obtiene información de nuestro planeta, la cual, entre otras cosas, es utilizada en la

predicción de fenómenos meteorológicos y nos permite tener una idea del impacto de la acción del hombre sobre la Tierra.

Países como Estados Unidos y Rusia han llevado la delantera en el diseño y construcción de tecnología espacial desde el principio, convirtiéndose en los proveedores de naciones donde se ha preferido invertir en la compra y no en la capacitación de profesionales que puedan desarrollar tecnología propia. En 1968, la empresa Intelsat™ rentó a México servicios satelitales, y construyó una estación terrena en Tulancingo, Hidalgo. Posteriormente, en el año de 1981, esta misma empresa colocó el satélite Intelsat IV-F3, para que México tuviera servicios inmediatos. Paulatinamente se instalaron 243 estaciones terrenas a lo largo de todo el país (Castillo, 2000: 4).

En el año de 1985, los satélites Morelos (Figura 1.1) fueron puestos en órbita, obteniéndose un sistema de comunicaciones propio. Estaba constituido por el Morelos I y el Morelos II, dos satélites geoestacionarios desarrollados por la compañía Hughes Aircraft, con un tiempo estimado de vida de 9 y 13 años, respectivamente.



*Figura 1.1. El satélite Morelos.*

Imagen tomada del blog Nuevas Tecnologías en Información y Comunicación:

<http://nuevatecnologiascomeinfo.blogspot.mx/2011/07/primer-satelite.html>

Al acercarse el final de la vida útil de los satélites Morelos, en 1993 fue necesario adquirir nueva tecnología. Una vez más, la empresa Hughes Aircraft sería la encargada de proporcionar el sistema de satélites que llevaría por nombre Solidaridad.

Sin embargo, México no sólo se ha dedicado a la compra de tecnología. Desde la creación del Departamento del Espacio Exterior (DEE) en 1962, profesionistas de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes (SCT) y la Universidad Nacional Autónoma de México (UNAM), en conjunto con otras universidades, han trabajado en proyectos relacionados con el estudio del cosmos y la construcción de satélites que cumplan con los requisitos necesarios para ser enviados al espacio y que, a su vez, se ajusten a un presupuesto reducido .

La primera experiencia en cuanto al desarrollo de satélites estuvo ligada con el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (PUIDE), en 1990. El Dr. Gianfranco Bisiacchi fue el encargado de coordinar el trabajo para el diseño de los microsátélites mexicanos UNAMSAT-1 y UNAMSAT-B. Una parte del diseño fue proporcionada por la asociación civil AMSAT (Radio Amateur Satellite Corporation), el cual se modificó con el fin de ajustarse a las necesidades del proyecto. El UNAMSAT tenía entre sus atractivos el contar con una carga útil, la cual cuya finalidad era la detección y conteo de meteoritos que entran en la atmósfera terrestre. Tenía un peso de 10.7 [kg], un volumen de 10 decímetros cúbicos y un presupuesto energético de 10 watts (Romero, 1997: 20-21). Lamentablemente, el cohete Star que transportaría al UNAMSAT-1, en marzo de 1995, explotó durante el lanzamiento. Su gemelo, el UNAMSAT-B, es el único satélite desarrollado en México que ha logrado ser puesto en órbita, con el apoyo de la empresa AT&T y mediante acuerdos con las compañías Lavochkin, Polyot y la agencia espacial Rusa. Dos días después de su lanzamiento, se comenzaron a recibir datos, sin embargo, un problema térmico causó la falla de los dispositivos electrónicos y provocó que no se pudiera tener más comunicación con el satélite.

En 1990, a la par del proyecto Solidaridad, se apoya al proyecto SATEX 1, el cual consistía en la construcción de un microsátélite experimental de 50 [kg] para ser colocado en órbita baja. Con este proyecto se quería lograr la capacitación de recursos humanos y el desarrollo de tecnología espacial propia. Aunque no se logró la integración final del satélite, y su consecuente puesta en órbita, la experiencia alcanzada durante este proyecto ha servido como base para otros proyectos, como el SATEX 2 y el SENSAT, (Pedroza, 2001).

## 1.1.2 Clasificación de satélites.

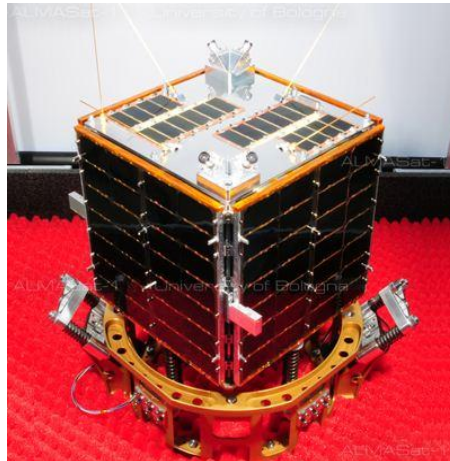
Los satélites se pueden clasificar por su masa de acuerdo con la [Tabla 1.1](#).

Tipo	Masa [kg]
Grande	> 400
Pequeño	100 – 400
Micro	10 – 100
Nano	1 – 10
Pico	0.1 – 1

**Tabla 1.1 Clasificación de los satélites atendiendo a su masa** ([Prado, 2007:4](#)).

En varias universidades se ha trabajado en el armado de nano y picosatélites. Estos últimos, en su mayoría contruidos bajo el concepto de 'CubeSat': un estándar nuevo de satélites de órbita baja, los cuales tienen forma de cubo, con 10 [cm] por lado y una masa de cerca de 1 [kg] inventado en 1999 por el profesor Robert Twiggs ([Menéndez, 2010:4](#)). Actualmente, el diseño de satélites pequeños, haciendo uso de componentes comerciales, ha permitido que en las universidades se desarrollen proyectos que tienen como principal objetivo capacitar personal en tecnologías espaciales, además de que el costo de su puesta en órbita es reducido, aproximadamente 40 mil dólares. Un ejemplo de esto está en la Universidad de Surrey, la cual ha lanzado 12 satélites pequeños a la órbita terrestre desde 1981 ([Van der Zel et al. 1996: 664](#)).

Por su parte, la Universidad de Bologna, mediante el Programa ALMASat (Alma Mater Satellite, [Figura 1.2](#)), ha propiciado la participación de estudiantes en proyectos espaciales que tienen bajo tiempo de desarrollo y que permiten a los investigadores enviar experimentos a la órbita terrestre.



*Figura 1.2. Satélite ALMASat -1 desarrollado en la Universidad de Bologna.*

ALMA MATER STUDIORUM - Università di Bologna ©Copyright 2006-2010.

Imagen tomada del sitio: [http://www.almasat.unibo.it/02\\_projects/almasat-1/almasat1.htm](http://www.almasat.unibo.it/02_projects/almasat-1/almasat1.htm)

Además de la ventaja de utilizar componentes comerciales, las estaciones terrestres para este tipo de proyectos satelitales son muy económicas; básicamente, unas antenas que se colocan en la azotea del laboratorio donde se encuentran el equipo de comunicaciones y una computadora (Vicente, E. 2011: 42).

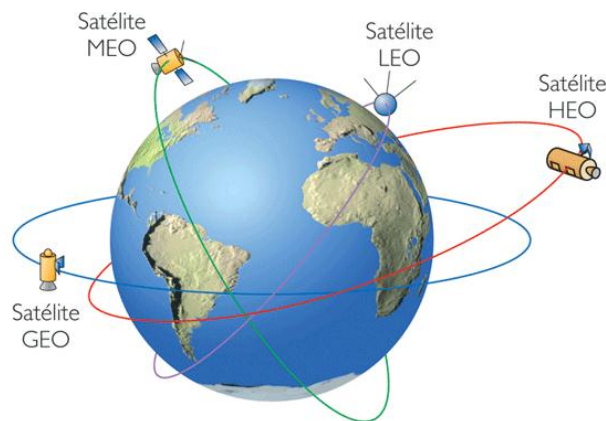
Comúnmente, el diseño de satélites pequeños, desde el diseño inicial hasta su completa operación en órbita, toma menos de 18 meses y tiene un costo de 3 millones de dólares incluido el costo de lanzamiento y la estación terrena (Van der Zel *et al.* 1996: 664). Los costos, tiempo y esfuerzo para ponerlos en órbita se reducen considerablemente, ya que van como cargas secundarias en el cohete portador. También es necesario señalar que el tiempo de vida útil estimado es de 6 meses.

En países de bajo desarrollo tecnológico, como México, es muy importante que se aprovechen estas oportunidades de generar tecnología espacial. De este modo cada vez se ganará más experiencia y se trabajará en proyectos más ambiciosos, que permitan liberarse un poco de la dependencia tecnológica de otros países.



## 1.2 Satélites de órbita baja.

Se define como órbita terrestre baja, órbita baja o LEO (Low Earth Orbit) a aquella que se encuentra ubicada entre 500 y 1000 [km] sobre la superficie de la Tierra (Wang, Xianming et al. 2006a: 594). La radiación en una órbita LEO está compuesta principalmente por rayos cósmicos galácticos, radiación solar, electrones y protones provenientes de los cinturones de radiación de Van Allen, neutrones de albedo y protones de la atmósfera terrestre (Zhou, 2007a: 1571). En esta región los componentes del satélite se colocan dentro de cubiertas metálicas que los protegen de la radiación. Esto se hace particularmente necesario en los satélites pequeños que utilizan componentes comerciales, cuyo intervalo de temperatura de operación, de 0 a 70 °C, es cual es menor comparado con los industriales o aún los militares que van de -25 a 85 °C y -55 a 125°C, respectivamente. El gradiente de temperaturas a los que serán sometidos los sistemas variará según la órbita, teniéndose un rango entre los -100 y los 120°C.



*Figura 1.3 Tipos de órbitas de satélites.*

Grupo PRISA © Prisa Digital S.L.- Gran Vía, 32 - 28013 Madrid [España]

Imagen tomada del sitio Kalipedia: [http://www.kalipedia.com/informatica/tema/graficos-disposicion-orbitas-diferentes.html?x1=20070821klpinginf\\_29.Ees&x=20070821klpinginf\\_62.Kes](http://www.kalipedia.com/informatica/tema/graficos-disposicion-orbitas-diferentes.html?x1=20070821klpinginf_29.Ees&x=20070821klpinginf_62.Kes)

En órbita baja, un satélite se encuentra en constante movimiento con respecto a la Tierra (Vicente E. 2011:36) y describiendo una órbita circular, a diferencia de los

tipo GEO (Geosynchronous Earth Orbit), que giran a tal velocidad, que parece que se encuentran fijos en un lugar del espacio (Figura 1.3). En órbita baja, debido a su relativa cercanía con la estación terrena, el sistema de comunicaciones requiere menor potencia, el tiempo en la transmisión y recepción de señales disminuye, pero la cobertura o huella de las antenas también.

Órbita	Altura [km]	Tipo	Periodo
LEO	200-1200	Circular	1 hora
MEO	10075 -20150	Circular	6 horas
GEO	35,786	Circular	24 horas

**Tabla 1.2 Alturas orbitales.**

Tabla elaborada con datos de: (Gómez, Luis,2008, 8y9)  
[http://catarina.udlap.mx/u\\_dl\\_a/tales/documentos/lem/peredo\\_a\\_s/capitulo2.pdf](http://catarina.udlap.mx/u_dl_a/tales/documentos/lem/peredo_a_s/capitulo2.pdf)

El tiempo que tarda un objeto en rodear la Tierra en una órbita LEO es aproximadamente de 100 minutos, de los cuales 65 se encuentra bajo el Sol y 35 son de eclipse (Brown, Shelley, et al. 2008:1455). Ésta es una consideración importante al momento de elegir las baterías y los paneles solares que se utilizarán para alimentar todos los componentes de un satélite.

Las baterías deben tener la capacidad suficiente para asegurar que todos los subsistemas cuenten con la energía necesaria para funcionar durante el periodo de sombra. A su vez, deben ser capaces de soportar durante su periodo de funcionamiento múltiples ciclos de carga y descarga, 30,000 para una misión de 5 años (Brown, Shelley, et al. 2008:1455). Sin embargo, es importante hacer un manejo adecuado de esos ciclos para conservar su capacidad de carga. En el caso de satélites pequeños, la densidad de carga de las baterías es un factor importante debido a las limitaciones de tamaño y masa de estos equipos.

Antes de ser puestos en órbita, los satélites deben superar diferentes pruebas de funcionamiento en simuladores que reproducen las condiciones extremas que existen fuera de la atmósfera de la Tierra, ya que durante su viaje hacia el espacio exterior y durante su tiempo de vida estarán expuestos a condiciones de

aceleración, vibraciones así como a variaciones de temperatura y radiación, lo que llega a dañar uno o más de sus componentes, dejando al satélite inservible.

### **1.3 Condiciones ambientales en el espacio exterior.**

Además de la altura, la inclinación de la órbita con respecto al Ecuador es un factor que influye en el medio en el que un satélite estará trabajando. En las órbitas LEO, gran parte de la radiación ionizante que llega a los satélites se debe al paso por la llamada Anomalía del Atlántico Sur. El número de veces que un satélite atraviesa dicha anomalía depende de la inclinación de su órbita, por ejemplo, a  $28.5^\circ$  pasará por ella alrededor de seis veces al día, y hacerlo tomará un tiempo aproximado de 15 minutos (Reitz, Guenther, 2008: 237).

La órbita también determina la cantidad y la manera en la que la radiación solar será recibida por el satélite. Para las heliosíncronas, el plano orbital gira a la misma velocidad que la Tierra alrededor del Sol, por lo que las caras iluminadas tendrán siempre la misma orientación hacia el Sol y serán las mismas a lo largo de su recorrido. Para órbitas no heliosíncronas, el plano orbital mantiene una misma posición con respecto a un sistema, por lo que las partes iluminadas del satélite para cierta hora cambian a lo largo de los días.

La temperatura en el espacio exterior varía con la altura, ya que las características de la atmósfera terrestre también lo hacen. Los sistemas satelitales deben de ser capaces de soportar cambios bruscos que van de  $-150$  a  $250^\circ\text{C}$  en casos extremos, y que corresponden a su transición a través de los periodos de iluminación y de sombra.

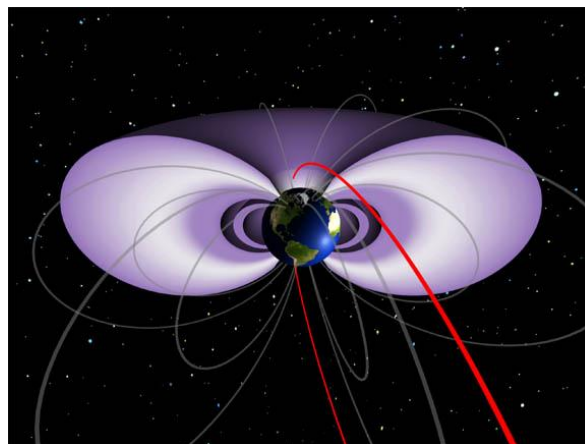
Otro de los principales factores que se debe tomar en cuenta, es la radiación que incide sobre los cuerpos. La capacidad de interacción de una partícula dependerá de su energía. La cantidad promedio de energía que se pierde en determinada distancia se conoce como transferencia lineal de energía (Linear Energy Transfer,

LET, Reitz, Guenther, 2008:39). Esta cantidad sirve para calcular el grosor de los materiales encargados de proteger a los componentes del satélite.

La radiación cósmica galáctica se origina fuera del sistema solar, probablemente debido a explosiones de estrellas, y las partículas que la conforman tienen energías superiores a los  $10^{20}$  [eV], entre las cuales se encuentran partículas alfa, protones y algunos electrones, así como algunas partículas ionizadas por la radiación solar en la heliósfera, que son aceleradas por el viento solar (Reitz, Guenther, 2008: 234).

El ciclo solar modula el flujo de los rayos cósmicos galácticos percibidos en las cercanías de la Tierra, cuando hay una mayor actividad en el Sol el flujo decrece, y viceversa. Las partículas de rayos cósmicos galácticos interactúan con el viento solar, perdiendo energía en el proceso. Cuando la actividad solar es máxima, las líneas de su campo magnético se expanden más allá de la órbita terrestre, por tanto, durante estos periodos la radiación cósmica galáctica tendrá menor participación en el espectro percibido debido a la protección que ofrece este campo.

La radiación solar está constituida principalmente por protones y electrones. Esta radiación llegará a ciertos puntos dependiendo de la orientación de la Tierra, a diferencia de la radiación cósmica que llega de manera isotrópica.

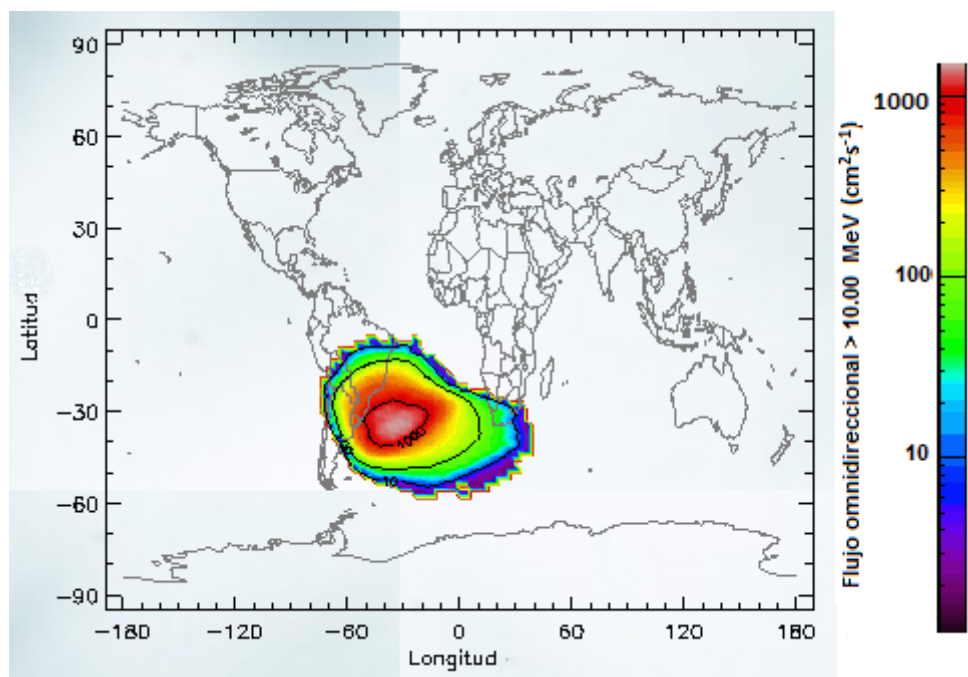


*Figura 1.4. Cinturones de radiación de Van Allen.*

NASA/Tom Bridgman , Imagen tomada del sitio de la NASA:

[http://www.nasa.gov/centers/goddard/news/topstory/2006/safe\\_zone\\_shift\\_prt.htm](http://www.nasa.gov/centers/goddard/news/topstory/2006/safe_zone_shift_prt.htm)

La radiación atrapada está localizada en los cinturones de Van Allen, [Figura 1.4](#), los cuales son el resultado de la interacción de la radiación incidente con el campo geomagnético y la atmósfera, y son regiones donde se encuentran electrones, protones y algunos iones pesados. Están ubicados a una altura entre los 200 y 75,000 [km]. Las partículas con menor energía, es decir los electrones, se encuentran en la región más externa del cinturón (a alturas entre 3.1 y 4.1 veces el radio terrestre), aunque debido a perturbaciones del campo magnético llegan a penetrar las capas más profundas. Las partículas más energéticas se encuentran en el cinturón interno (entre 1.3 y 1.7 veces el radio terrestre), y provienen principalmente de la radiación cósmica galáctica ([Reitz, Guenther, 2008: 237](#)). La principal interacción entre los cinturones y un satélite operando en órbita baja se debe a la llamada Anomalía del Atlántico Sur (South Atlantic Anomaly, SAA, [Figura 1.5](#)), que se extiende por debajo de los 200 [km] sobre la costa de Brasil.



*Figura 1.5 Dosis de radiación presente en la anomalía del Atlántico Sur.*

Imagen tomada del sitio de la NASA: <http://radbelts.gsfc.nasa.gov/outreach/Radbelts3.html>

La radiación que más afecta a los componentes en una órbita LEO es causada por los protones (Reitz, Guenther, 2008: 237). Los circuitos, celdas solares y elementos ópticos se degradan y, al aumentar el ruido, se producen errores en los circuitos digitales.

La radiación a la que está expuesto un dispositivo electrónico se deriva en:

- Evento aislado de latch-up (SEL), que es causado por la activación de uniones npn o pnp parásitas que cortocircuitan la alimentación y la tierra a través de los contactos de polarización en un dispositivo CMOS. Esto provoca un comportamiento anómalo de los transistores y corrientes parásitas elevadas que dañan permanentemente el dispositivo.
- Evento aislado de transtorno (SEU), donde una carga interna causa un cambio en un bit (cambiando al estado lógico contrario) en un elemento de memoria, sin dañarlo.

Además de lo anterior, otras condiciones que se deben considerar son: el vacío, la condensación de gases y las partículas cósmicas. El vacío no es absoluto, en el espacio exterior hay algunos gases; sin embargo, éste llega a afectar a los materiales como los metales y semiconductores, haciendo que se sublimen. Por su parte, la condensación de gases llega a provocar cortos circuitos al convertirse en un camino conductor, además la humedad también deteriora los componentes.

Otro factor que es necesario tener en cuenta son los impactos con la materia, como los meteoritos y la basura espacial, que dañan la estructura del satélite o, por la fuerza del impacto, provocan inestabilidad y cambios en su orientación.

En el diseño del satélite también hay que considerar aspectos que son inherentes a su estructura y que provocan fallas en su funcionamiento. Un ejemplo de fuerzas que desorientan al satélite, son los movimientos de los paneles solares y de las antenas, en caso de utilizarlos, el cambio del centro de masa conforme se va agotando el combustible, y la torsión generada en la estructura por la diferencia de temperaturas en ella.

Por último, cada satélite viaja con cierta velocidad dependiendo de su órbita. Para el caso de una órbita circular ésta se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$v_o = \sqrt{\frac{GM}{r}} \quad (1.1)$$

Dónde

$v_o$ = velocidad orbital

G= constante de gravitación universal

M= Masa de la Tierra

r= radio de la órbita

Para el caso de órbita LEO la velocidad es mayor a 7 [km/s].

#### **1.4 Sistemas de potencia en satélites pequeños.**

El diseño de satélites se lleva a cabo desarrollando cada uno de los subsistemas que lo componen por módulos, lo cual permite tener equipos de trabajo especializados, y exportar los módulos a diferentes proyectos. Los subsistemas que componen un satélite se dividen en: comunicaciones, computadora principal, sistema de potencia, y sistema de orientación y control.

En nuestro caso, el sistema de potencia es el que nos ocupa. El esquema básico de un subsistema de energía eléctrica para un satélite incluye: a) un medio que pueda proveer la energía; normalmente son arreglos de celdas solares; b) reguladores de voltaje; c) sensores de temperatura, corriente y voltaje, y d) un sistema de protección eléctrica a los circuitos. La elección de los componentes se realiza con base en las condiciones de operación en órbita y el tiempo de vida útil del satélite. El objetivo es obtener el máximo aprovechamiento de la energía, para las diferentes demandas de carga, considerando las condiciones de iluminación de las celdas. Aunque, en algunos esquemas no se cuente con reguladores intermedios entre las celdas solares y las baterías.

La cantidad de energía disponible depende directamente del tamaño de las celdas y de la capacidad de albergarlas en el satélite. En la siguiente tabla se muestra la potencia de trabajo, de algunos pico y nano satélites:

Nombre	Universidad	Potencia [W]	Celdas	Batería	Órbita	Dimensiones	Peso [kg]	Tiempo de vida.
Chasqui I (2012)	INICTEL-UNI	1	GaAs	Litio-ión	LEO	Cúbico 10x10x10 cm <sup>3</sup>	1	2-6 meses
Nanosat-1 (2005)	INTA	20	GaAs/Ge	Litio-ión	Polar	Tetraedro	15	3 años
Xatcobeo (2012)	Universidad de Vigo-INTA	8-15	-	LI-PO	LEO	Cúbico 10x10x10 cm <sup>3</sup>	1	2-3 años
OPTOS (2010)	INTA	7.4	AsGa	Litio-ión	SSO	30x10x10 cm <sup>3</sup>	3.5	1 año
Aubiesat (2011)	Auburn University	-	-	Litio-ión	-	Cúbico 10x10x10 cm <sup>3</sup>	1.03	
M- Cubed (2011)	University of Michigan	1.2-4.7	-	Litio-ión	SSO	Cúbico 10x10x10 cm <sup>3</sup>	1	
RAX (2010)	University of Michigan	6.8	InGaP/ InGaAs/ Ge	Litio-ión	LEO	34x10x10 cm <sup>3</sup>	2.8	1 año

**Tabla 1.3. Características de potencia de algunos nano y pico satélites.**

La energía primaria proviene de paneles solares, en los cuales la radiación solar incidente es transformada en energía eléctrica. La estructura de los paneles puede ser de diversos materiales, entre los que se encuentran el aluminio y las fibras de carbono. Las celdas solares pueden ser de Silicio o de Arsenuro de Galio, éstas últimas han demostrado tener una menor degradación en el ambiente espacial y una mayor eficiencia en la transformación de la energía, así como una mayor estabilidad ante los cambios de temperatura, sin embargo, su precio se encuentra muy por encima de las de Silicio (Torchyńska T.V. et al. 2004: 21). Como ejemplo



de esto, para unos paneles de 70 [m<sup>2</sup>], la potencia de salida al final de su vida útil, es de 15 [kW] para las celdas de GaAs y de 6 [kW] para las de Si.

A continuación se describen las partes de un subsistema de potencia:

- a) Las celdas solares son colocadas en serie con el fin de obtener el voltaje; posteriormente, estos arreglos son conectados en paralelo para lograr proveer la corriente que requieren los circuitos. La energía adquirida por las celdas solares se consume por los subsistemas del satélite o se almacena en las baterías recargables.

Al inicio de la era espacial, las baterías utilizadas en los satélites eran de NiCd, pero conforme ha avanzado, la tecnología ha experimentado con nuevos materiales. Las baterías de NiMH entraron al mercado ofreciendo una mayor densidad de carga y la ventaja de ser ambientalmente amigables. Posteriormente, aparecieron las baterías de Litio-ión, que contaban con mayor capacidad de carga y menor tamaño que las de NiMH, pero no se usaron porque aún presentaban problemas al no resistir sobrecargas.

Actualmente, las pilas de Litio-ión polímero cuentan con mucha más estabilidad y circuitos de seguridad, esto acoplado a su alta capacidad de carga, las han convertido en una buena opción ya que permiten optimizar tamaño y masa de manera importante, aunque su precio es aproximadamente un 30% mayor que el de las de NiMH.

Otra ventaja del uso de pilas de Litio-ión es que éstas no sufren de efecto de memoria, por lo que no es necesario incluir en el control de carga y descarga procesos de mantenimiento que realicen ciclos de descarga profunda o carga a tope, para mantener la capacidad de la batería. Este tipo de baterías tiene una buena retención de la carga, lo que toma relevancia para aplicaciones en las que se requiere que se conserve la misma por un periodo de tiempo grande. Por otro lado, este tipo de baterías emiten poca radiación térmica, lo que permite el uso de disipadores de menor tamaño ([Ulricha, Steve et al. 2009: 249](#)).

- b) Las baterías que acompañen al satélite deben tener una cubierta que prevenga la erosión del empaquetado de la pila y, en consecuencia, el escurrimiento de material fuera de ella, con peligro de ser destruida y dañar circuitos cercanos. Es importante contar con un circuito controlador de carga y descarga, ya que el procedimiento que se seguirá para ello dependerá del tipo de batería que se esté utilizando.

En el caso de baterías de Litio-ión, éstas se cargan bajo el proceso de voltaje constante y corriente constante. Los reguladores de voltaje utilizados para adaptar el voltaje de la batería a los circuitos de carga son de dos tipos: disipativos y no disipativos. Es preferible usar estos últimos debido a que, al operar en conmutación, permiten tener un mejor aprovechamiento y conversión de la energía, lo que se traduce en una menor temperatura de operación, con la consecuente reducción en el tamaño de sus disipadores y el dispositivo mismo. Además, con ellos se obtienen voltajes mayores a los de la entrada.

Cada uno de los subsistemas en un satélite son importantes, si falla el de comunicaciones, entonces la información que el aparato proporciona no se obtiene y el satélite se vuelve básicamente inservible. El sistema de potencia es de vital importancia ya que, si este falla, todos los demás subsistemas dejan de funcionar. Por eso, es importante contar con un programa de monitoreo que nos esté enviando constantemente el estado de nuestro sistema y que nos permita manipular sus variables con el fin de lograr el menor daño posible en caso de alguna falla.

- c) El satélite debe contar con sensores de temperatura, corriente y voltaje y con protecciones que nos permitan aislar cada una de las partes de interés; además, es conveniente que los mecanismos de protección sean redundantes. Los sensores de temperatura monitorean el estado de la batería, cuando ésta se está sobrecargando, esta variable tiende a elevarse; el sensor detecta esto permitiendo así cortar la alimentación en caso de que se esté excediendo un límite. Los sensores de corriente y voltaje también ayudan a evaluar el estado de carga de la batería, y

permiten que las protecciones actúen si se encuentra alguna sobrecorriente en alguno de los otros sistemas.

Bajo este esquema, fundamental para el subsistema de potencia de un satélite pequeño, y con el uso de componentes comerciales, algunas universidades han desarrollado diferentes proyectos. El mini satélite ESMO, diseñado por estudiantes para una misión en la Luna, trabajará con celdas solares de GaAs y baterías de Litio-ión. El subsistema de potencia incluye control térmico, sensores de temperatura y protección contra sobrecargas. La unidad de control se encarga de monitorear el estado de la batería y de obtener la máxima transferencia de potencia de las celdas solares, mediante un circuito convertidor DC-DC con MPPT. Después, con un algoritmo implementado en un microprocesador dedicado, se detecta el punto de máxima potencia del arreglo solar ([Ulricha, Steve et al. 2009:251](#)).

En el caso del proyecto ALMASat, el circuito de control está basado en el cargador LT512, el regulador LM3420 y la batería utilizada es de Litio-ión marca Sanyo 18650, que se emplea en *laptops*. El satélite fue puesto en órbita en Febrero del 2012 a bordo del cohete VEGA, en la Guyana Francesa ([ALMASat, 2010](#)).

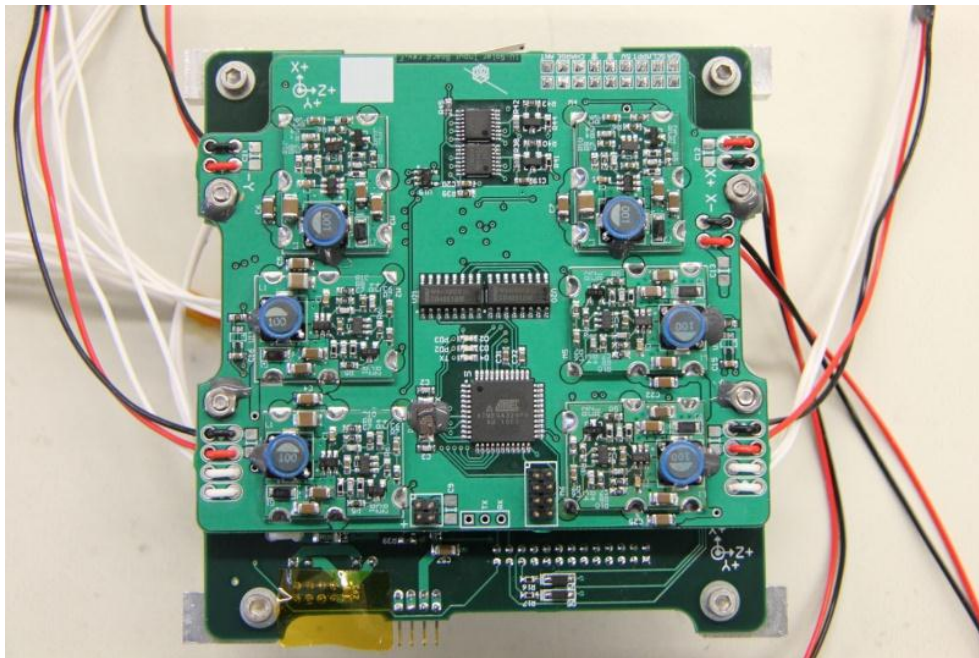
El sistema de energía primario del satélite Alsat-1, desarrollado como parte de un programa de transferencia tecnológica entre el National Centre of Space Techniques (CNTS) en Argelia y Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) en el Reino Unido, consiste de 4 paneles, los cuales están conectados a sendos controladores de carga, y baterías de NiCd (4 A-h). Las salidas de los paneles solares están aisladas con un diodo en cada controlador de batería. El módulo de distribución de potencia consiste principalmente en interruptores basados en MOSFETs, los cuales son manejados por un microcontrolador ([Bekhti, Mohammed et al. 2009: 1179](#)).

La Universidad de Surrey cuenta con varios satélites puestos en órbita entre los que destacan el UoSAT-1, UoSAT-2 y el UoSAT-3, los cuales se encuentran en órbita sin reportar fallas hasta el momento. Los satélites fueron diseñados

modularmente, y se fue aprendiendo de la experiencia obtenida en el diseño anterior para mejorar cada vez más hasta llegar al UoSAT-12.

Para la primera generación de UoSATs se manejaron celdas solares de silicio y baterías de Níquel-Cadmio. Se utilizaron sólo transistores bipolares en el diseño del cargador de la batería y los reguladores de voltaje fueron del tipo disipativo. La segunda generación cambió las celdas de silicio por unas AsGa y en lugar de transistores bipolares se hizo uso del cargador MC35060. Finalmente, la tercera generación contaba con un circuito UC494 para el control de la batería y se consideró el manejo de tecnología de Níquel-Hidrógeno para la misma (V. Van Der Zel et al., 2009: 669).

La Figura 1.6 muestra una foto del sistema de potencia creado por la Universidad de Michigan para el satélite M-Cubed, el cual fue puesto en órbita el 28 de octubre del 2011.



*Figura 1.6. Sistema de potencia del satélite M-Cubed.*

Imagen tomada del sitio M-Cubed: <http://umcubed.org/>

#### **1.4.1. Sistema de potencia propuesto.**

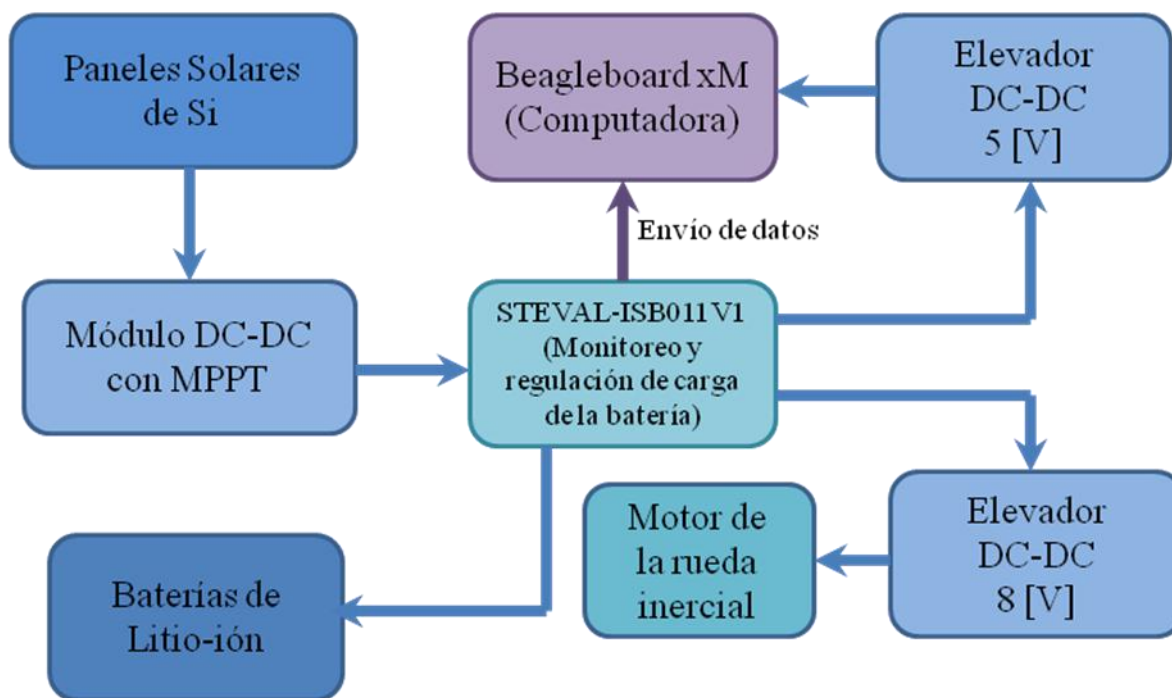
El subsistema de potencia para el presente trabajo de tesis se basa en un arreglo de celdas solares de Si, baterías de Litio-ión y el sistema de control de carga y monitoreo para baterías STEVAL-ISB011V1. El sistema de control de carga cuenta a su vez con un convertidor y regulador de voltaje, un controlador de carga, y un microcontrolador que permite la comunicación directa con la computadora principal, una Beagleboard xM. Esta última recibirá las diferentes señales enviadas por los sensores, con el fin de controlar y vigilar el estado de las baterías y el circuito.

Se escogió la tecnología de Litio-ion para las baterías ya que ésta ofrece, entre otras ventajas, un control simple de su proceso de carga, alta tolerancia a las variaciones de temperatura, alta densidad de energía y, además, presenta un excelente periodo de vida, para más de 20,000 ciclos en simulaciones de órbita LEO ([Wang, Xianming et al. ,2005:313](#)). Se puede ver una tabla comparativa para varias tecnologías de construcción de baterías en el Anexo B.

Se utilizaron tres tipos diferentes de celdas de Si en la construcción de los paneles solares, y sólo una de ellas cuenta con recubrimiento de vidrio. Aunque las celdas AsGa sean más eficientes que las de Si, se decidió trabajar con estas últimas por cuestiones de costo. Los paneles solares fueron armados de un material compuesto de fibra de carbono y resina epóxica, un combinación que da como resultado un panel resistente y ligero. Al tratarse de celdas de baja eficiencia, 15 a 18% de valor teórico, se decidió agregar a la salida de los paneles un circuito convertidor de voltaje que trabaja con un algoritmo rastreador de punto de máxima eficiencia (MPPT, Maximun Point Power Tracking), que permite un mejor aprovechamiento de la energía recibida.

La computadora de a bordo se eligió porque, al tratarse de una computadora de recursos pequeños pero suficientes, un procesador ARM<sup>®</sup> Cortex<sup>™</sup> -A8 MHz a 1 GHz y una memoria DDR RAM de 512MB, es más sencillo realizar un programa de control en un lenguaje de alto nivel, como por ejemplo C, para recibir las diferentes variables que envían los sensores de un satélite.

Los convertidores elevadores de voltaje, encargados de alimentar todos los sistemas de un satélite, adecuan el voltaje de salida de las baterías (3.7 [V]) al de operación de los diferentes circuitos del satélite, que en nuestro caso corresponden a la computadora, el circuito de control y supervisión de las baterías, y un motor para rueda inercial. En la [Figura 1.7](#) se muestra un diagrama a bloques del subsistema de potencia propuesto.



*Figura 1.7. Diagrama de bloques del subsistema de potencia propuesto en este proyecto.*

En los siguientes capítulos se exponen los cálculos y criterios para obtener la configuración de los convertidores de voltaje. También se presentan los resultados de las diferentes pruebas que se realizaron a los circuitos que

componen este subsistema, y se dan conclusiones y recomendaciones para trabajos futuros en base a la experiencia adquirida en el desarrollo de este trabajo.

## Lámpara utilizada como simulador solar.

### 2.1 Introducción.

Para caracterizar la respuesta de las celdas solares a la radiación, no siempre es posible trabajar directamente con la luz del Sol, por lo que se simula la radiación solar con lámparas.

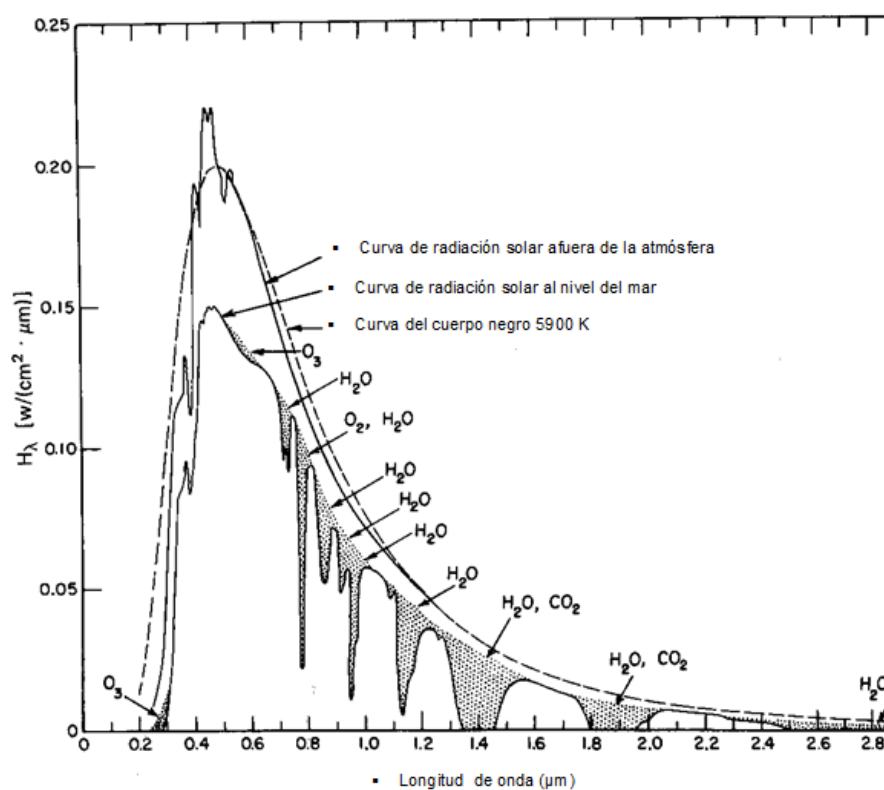
Las lámparas utilizadas en la simulación de radiación solar operan en tres modos diferentes: continuo, de destello (flash) y pulsado. Las primeras proporcionan bajas intensidades. Los simuladores de destello son capaces de proporcionar grandes potencias pero por periodos muy pequeños, en el orden de milisegundos. Por su parte las lámparas pulsadas proporcionan una fuente de radiación continua que es bloqueada y desbloqueada.

### 2.2 Radiación solar

El espectro de la radiación de la superficie solar depende de la temperatura, se considera que su espectro se acerca a la de un cuerpo negro con una temperatura de 5900 [K]. Al atravesar la atmósfera terrestre dicho espectro se modifica a causa de los procesos de absorción y dispersión, de las moléculas de oxígeno, vapor de agua, ozono, bióxido de carbono, monóxido de carbono, dióxido de



azufre y otros gases atmosféricos. El espectro solar después de la atmósfera corresponde a longitudes de onda que se encuentran entre 0.3 a 2.5 [μm] de longitud de onda y entre de 0.1 a 15 [m], es decir, ondas de radio, [Figura 2.1](#).



*Figura 2.1. Espectros de: cuerpo negro, solar a nivel del mar y fuera de la atmósfera, y absorciones por cada elemento de la atmósfera.*

*Imagen tomada del sitio ICTJA: <http://wija.ija.csic.es/gt/tele/Cursos/espectro.htm>*

En la respuesta de un dispositivo que interacciona con la luz solar, es necesario tomar en cuenta el espesor de la atmósfera hasta el receptor, ya que de ella depende la cantidad de energía que va a recibir. El espesor se indica mediante la llamada masa de aire (Air Mass), la cual se calcula mediante la siguiente fórmula:

$$AM = \frac{1}{\cos \alpha} \quad (2.1)$$

Donde  $\alpha$  determina el ángulo de inclinación de los rayos del sol al piso, con respecto a la vertical. AM0 corresponde a la radiación solar fuera de la atmósfera (Ver [Figura 2.1](#)).

La intensidad de la radiación recibida en la Tierra tiene un valor de  $1 \text{ [kW/m}^2\text{]}$  a nivel de la superficie terrestre, mientras que en el espacio, fuera de la atmósfera terrestre y a una distancia del Sol igual a la distancia promedio Sol-Tierra, es de  $1.367 \text{ [kW/m}^2\text{]}$ .

### 2.2.1 Medición de la radiación.

El flujo radiante se define como la energía, medida en joules, por unidad de tiempo.

$$\Phi = \frac{dE}{dt} [W] \quad (2.2)$$

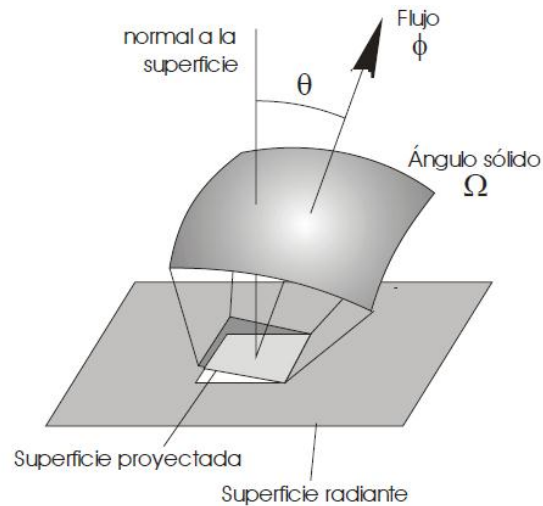
El flujo que atraviesa una unidad de superficie es la densidad de flujo radiante,  $F$ , a este flujo se le da el nombre de emitancia radiante, cuando es dispersado o proyectada por una superficie, e irradiancia cuando el flujo incide sobre ella.

$$F = \frac{d\Phi}{dA} \left[ \frac{W}{m^2} \right] \quad (2.3)$$

La radiancia  $L$  ([Figura 2.2](#)), en un punto del espacio y en una dirección, se define como el flujo radiante por unidad de ángulo sólido en una dirección dada, que atraviesa la unidad de superficie proyectada sobre la normal a esa misma dirección, midiéndose por:

$$L = \frac{dE}{dA dt \cos\theta d\omega} \left[ \frac{W}{m^2 sr} \right] \quad (2.4)$$

donde  $d\omega$  indica el diferencial de ángulo sólido en la dirección definida por el ángulo cenital  $\theta$  y el ángulo azimutal  $\varphi$ , respecto de la normal a la superficie.



*Figura 2.2. Flujo total emitido por una superficie radiante.*

Pinilla, Lección 2 Leyes de Radiación, materia Teledetección, Dpto, de Ingeniería Cartográfica © Universidad de Jaén  
 Imagen tomada del sitio de la Universidad de Jaén: <http://www.ujaen.es/huesped/pidoceps/tel/archivos/2b.pdf>

El flujo total emitido o la radiancia emitida en cada dirección se calcula como:

$$F = \int_{2\pi} L \cos\theta \, d\omega \quad (2.5)$$

Cuando la radiancia de una superficie es independiente de la dirección de observación, a esta superficie se le denomina Lambertiana y el flujo se expresa como:

$$F = \pi L \quad (2.6)$$

Estas magnitudes varían con la longitud de onda, por lo que se integran en todo el espectro.

### 2.2.2 Radiómetros

Para detectar la radiación, los radiómetros trabajan con sensores que responden a cambios de temperatura; sensores bolométricos que sufren cambios en sus valores de resistencia eléctrica, o sensores fabricados con materiales semiconductores como los fotodiodos y LEDs. De estos últimos, los radiómetros con esfera integradora, cuya superficie refleja la radiación de manera uniforme hacia el sensor, son sistemas que van a servir para medir la potencia o radiación óptica en condiciones donde no es fácil medirla con otros sistemas de detección (Rodríguez, F., 2004:91).

En general, un radiómetro consiste de un sistema óptico, un sensor y un elemento que procesa la señal. El sistema óptico se encarga de coleccionar la radiación, la cantidad de ésta que será procesada por el sensor depende tanto del área de apertura del sistema óptico, como del ángulo de visión de la superficie del sensor. Los datos (voltaje, corriente, temperatura) son registrados y almacenados para su correspondiente procesamiento.

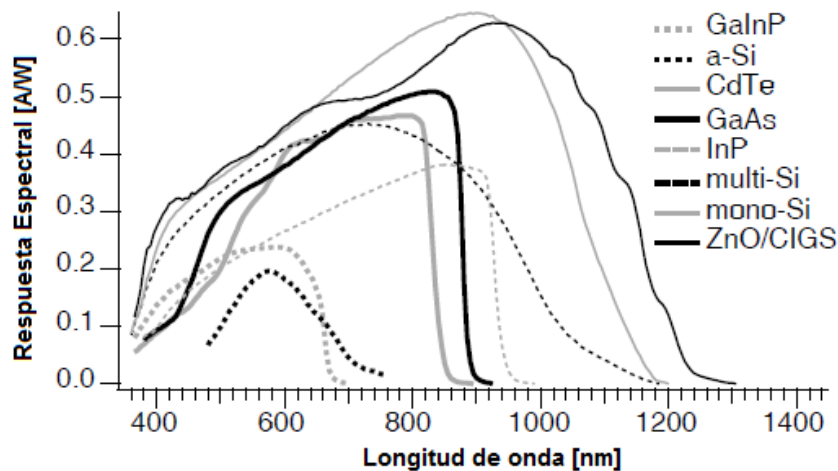


Figura 2.3. Respuesta espectral de diferentes materiales utilizados como detectores. (Field H., 1997:472)

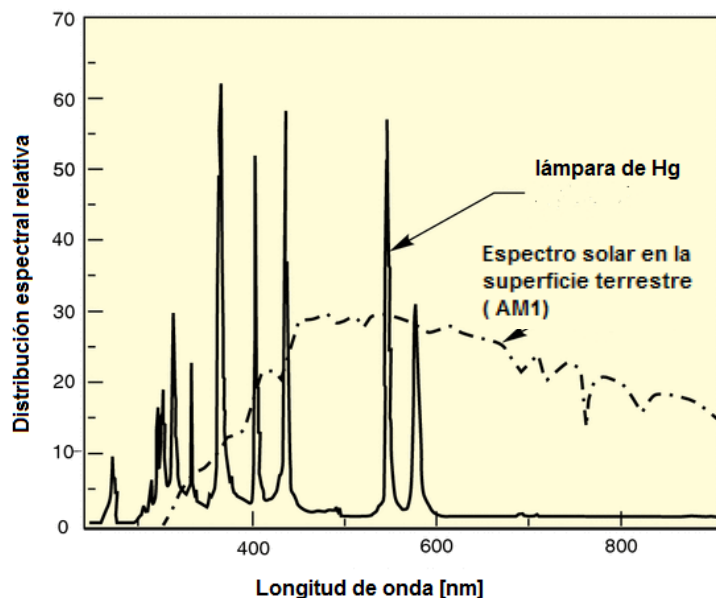
El radiómetro con el que se vaya a trabajar debe ser capaz de responder al ancho de banda espectral de interés y estable a los cambios de temperatura. En la [Figura 2.3](#) se grafica la respuesta espectral de algunos semiconductores.

### 2.3 Simulador solar.

El proyecto que nos ocupa requiere que se trabaje con una lámpara que funcione en modo continuo, ya que se desea observar el comportamiento de ciclos de carga y descarga de una batería de Litio-ión.

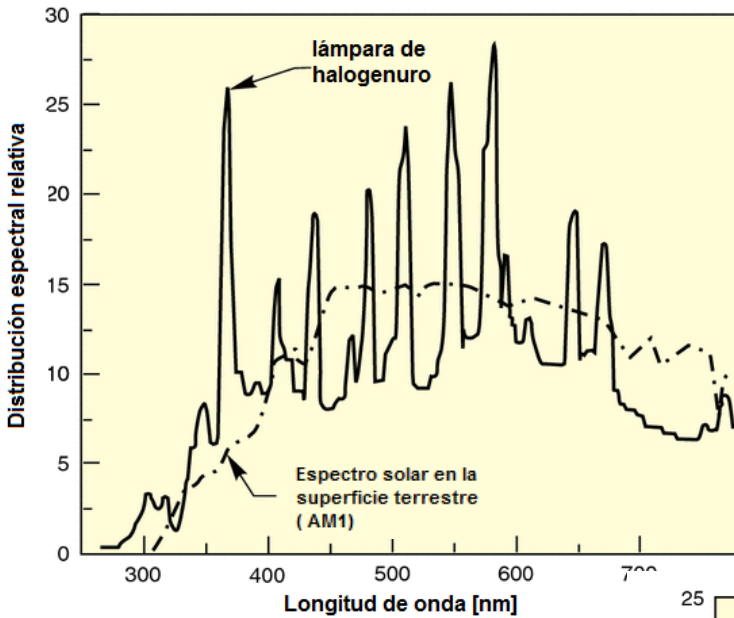
Las lámparas más usadas para simular la radiación solar son: de arco de Xenón o halogenuros metálicos ([Figura 2.5](#)), de tungsteno con halógeno en bombillas de cuarzo (QTH: quartz tungsten halogen lamps, [Figura 2.6](#)) y lámparas de mercurio, (ver espectro en la [Figura 2.4](#)) utilizadas cuando se requiere simular la parte del espectro solar correspondiente al UV.

Las lámparas de tungsteno tienen un espectro similar al correspondiente a un cuerpo negro a una temperatura de 3,300 [K]. El halógeno contenido en el bulbo es por lo regular bromo o yodo, y permite que el filamento de tungsteno se consuma más lentamente. Su espectro se modifica mediante filtros para una mejor concordancia con el espectro solar en el infrarrojo.



*Figura 2.4. Comparación del espectro de una lámpara de mercurio y el espectro solar en la superficie terrestre.*

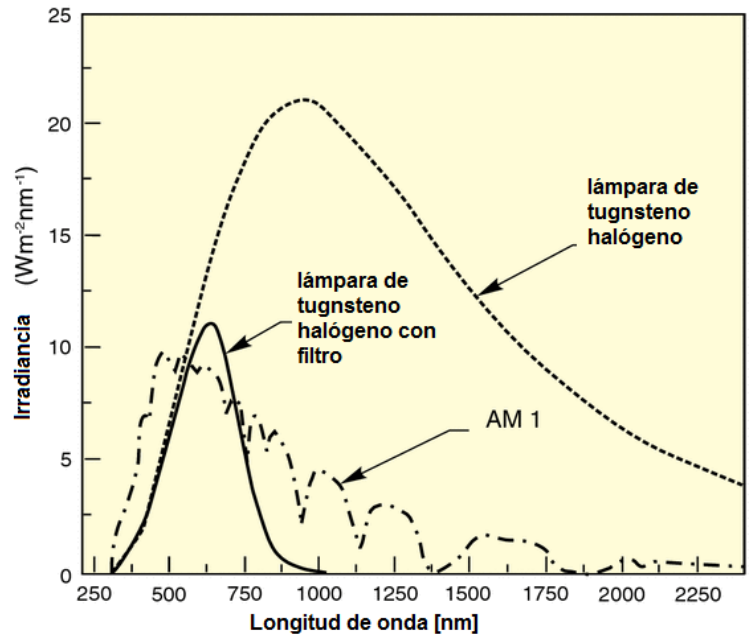
Simulation of Solar Irradiation, Newport, Estado Unidos, ©1996-2012 Newport Corporation. Imagen tomada del sitio de Newport: <http://www.newport.com/>



[Irradiation/411986/1033/content.aspx](http://www.newport.com/Technical-Note-Simulation-of-Solar-Irradiation/411986/1033/content.aspx)

Figura 2.6 Comparación del espectro de una lámpara tungsteno halógeno, halógeno tungsteno con filtro y el espectro solar en la superficie terrestre.

Simulation of Solar Irradiation, Newport, Estado Unidos, ©1996-2012 Newport Corporation. Imagen tomada del sitio de Newport: <http://www.newport.com/Technical-Note-Simulation-of-Solar-Irradiation/411986/1033/content.aspx>



## 2.4. Obtención del espectro de la lámpara de Tungsteno GE CYX

Para el desarrollo de esta tesis, se llevaron a cabo experimentos con celdas solares para conocer la respuesta de éstas, las características de potencia que entregan los paneles solares que con ellas se construyeron, y el comportamiento

del sistema de potencia. Para ello fue necesario contar con un simulador solar capaz de entregar 1367 [W], y cuyas componentes espectrales sean lo más similares a las del Sol.

Para ello se trabajó con una lámpara de halógeno de la marca General Electric tipo CYX, de 2,000 [W], que se encuentra montada en un soporte metálico (ver [Figura 2.7](#)), el cual consiste en un tubo con una pantalla que se encuentra separada 80 [cm] de una base móvil donde se colocan las celdas solares y se mide su respuesta a diferentes ángulos de incidencia.



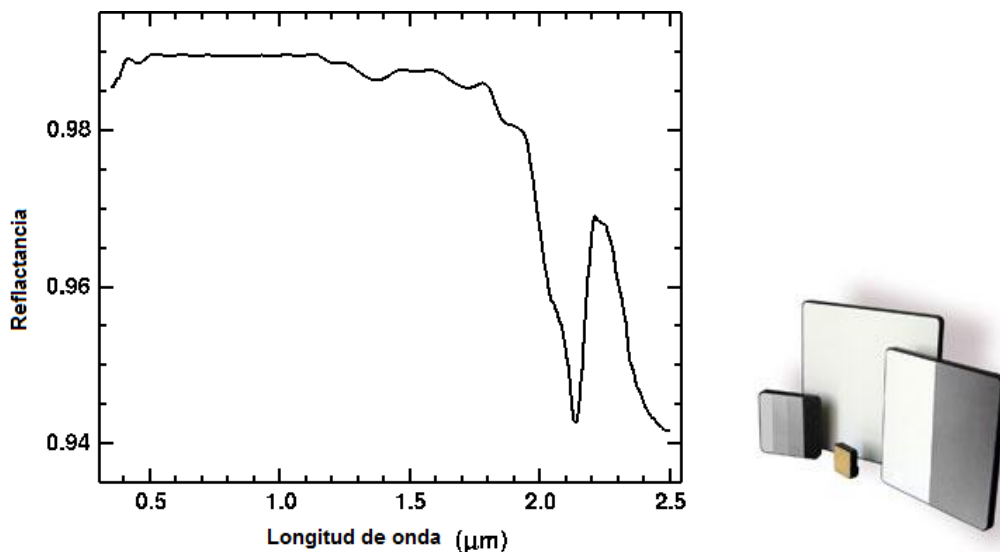
*Figura 2.7. Lámpara de halógeno y base móvil, utilizadas en las pruebas de eficiencia de las celdas solares.*

Para la medición del espectro solar se utilizó el espectroradiómetro GER 1500, que tiene una sensibilidad espectral de 350 a 1,500 [nm], es decir, trabaja dentro

de nuestro intervalo de interés, ya que las celdas solares que se utilizaron son de silicio y son sensibles a la radiación en esta banda, y la parte del espectro solar que nos interesa comparar con la del espectro de la lámpara es únicamente aquella en la que nuestras celdas absorben.

### *Desarrollo experimental.*

El espectroradiómetro GER 1500 fue colocado sobre un trípode a una distancia de 40 [cm] de la base de la lámpara. En dicha base se colocó una plataforma de Spectralon, [Figura 2.8](#), el cual es una resina plástica termoestable, que tiene la característica de formar superficies lambertianas, con una reflectancia mayor a 99% en las longitudes que van de 400 a 1500 [nm], y una respuesta plana en este intervalo.



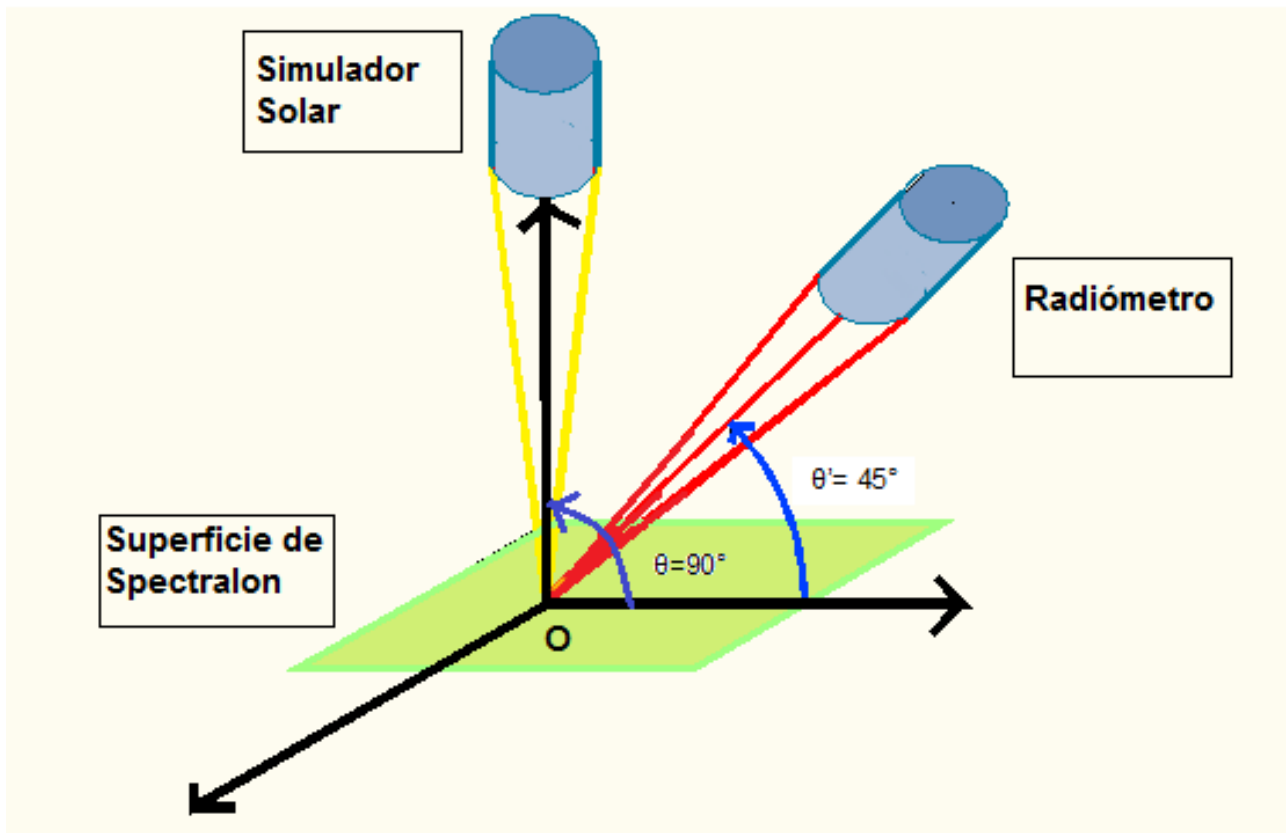
*Figura 2.8. Curva de reflectancia del spectralon. A la derecha se muestran algunas superficies Lambertianas utilizadas para la obtención de datos de reflectancia.*

SPECTRALON (R) TARGETS, Labsphere, Estado Unidos, Copyright © 2012 Labsphere, Inc., Imagen tomada de Labsphere: <http://www.labsphere.com/products/reflectance-standards-and-targets/reflectance-targets/spectralon-targets.aspx>

El espectroradiómetro se colocó en un ángulo de  $\theta' = 45^\circ$  con respecto a la superficie de Spectralon, mientras que la lámpara se encontraba en la normal a la superficie,  $\theta = 90^\circ$ . [Figura 2.9](#).



Para realizar las mediciones, el espectroradiómetro se enciende y se activa el indicador láser, el cual se debe encontrar en el centro de un cuadrado de 6 [cm] de lado, dentro de la plataforma de Spectralon, con lo que se toma en cuenta el campo de visión del GER 1500, FOV= 4°, y se logra que no se tomen mediciones de radiación reflejada por otras superficies cercanas.



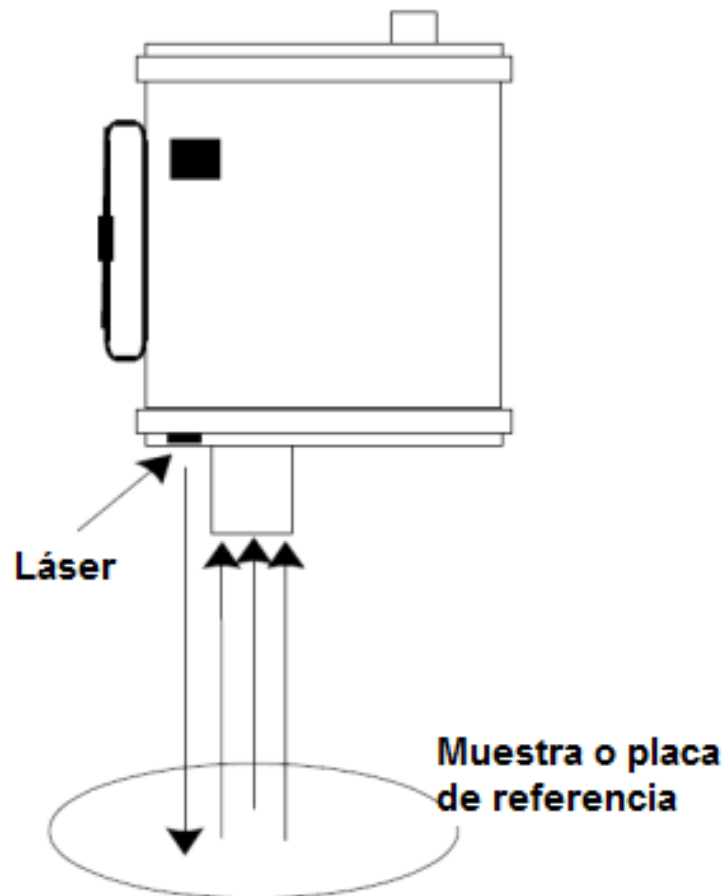
*Figura 2.9. Esquema para la simulación de radiancia de la lámpara de halógeno, por medio del espectroradiómetro.*

Por las características del laboratorio en el cual se encuentra la lámpara, misma que no puede ser movida, las mediciones se realizaron en horario nocturno, con las ventanas tapadas y las luces apagadas, con la finalidad de disminuir la radiación externa.

Una vez ubicado el punto sobre la superficie de Spectralon y transcurridos 5 [min] de espera con el radiómetro encendido, tiempo sugerido para que los

componentes alcancen estabilidad térmica; la lámpara de halógeno se enciende y después de 20 [s], se comienzan las mediciones. [Figura 2.10](#).

Éstas se efectuaron para cuatro diferentes posiciones del radiómetro, correspondientes a rotaciones de  $45^\circ$  con respecto a la horizontal. En cada una de ellas se tomaron 10 espectros; los primeros cinco con la lámpara apagada para medir el ruido, y los últimos con la lámpara encendida.

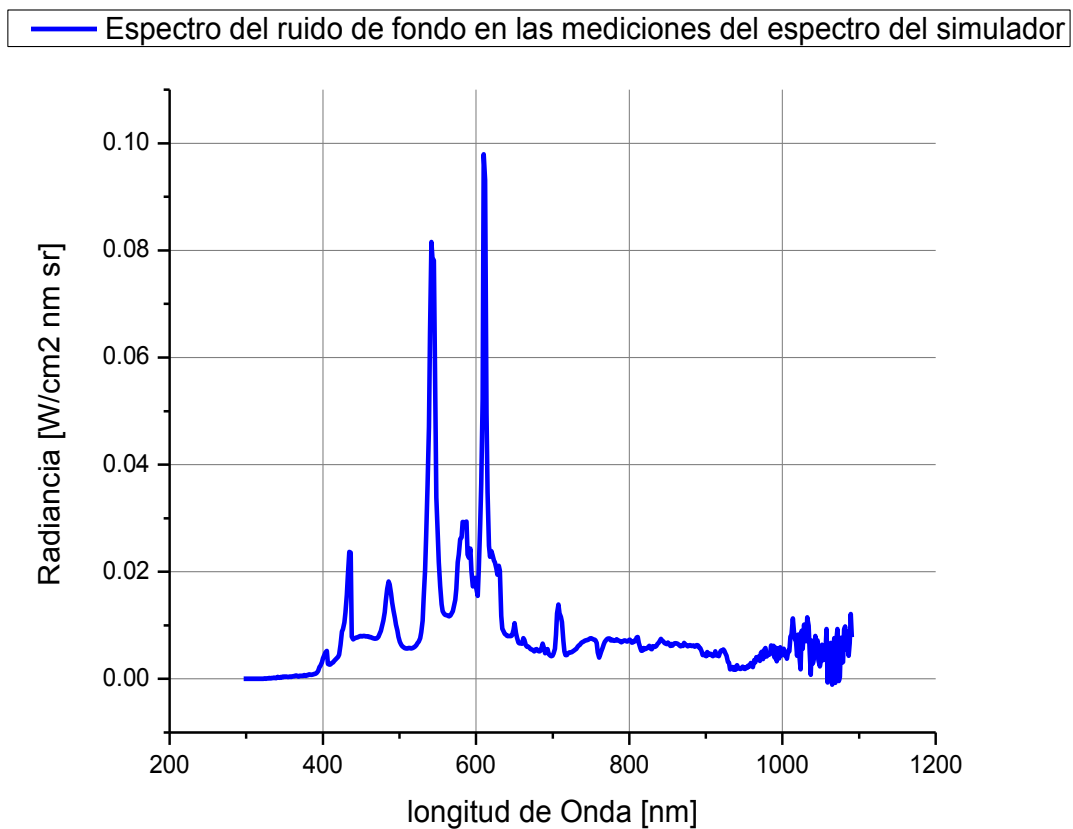


*Figura 2.10. Obtención de datos a través del espectroradiómetro GER 1500.*

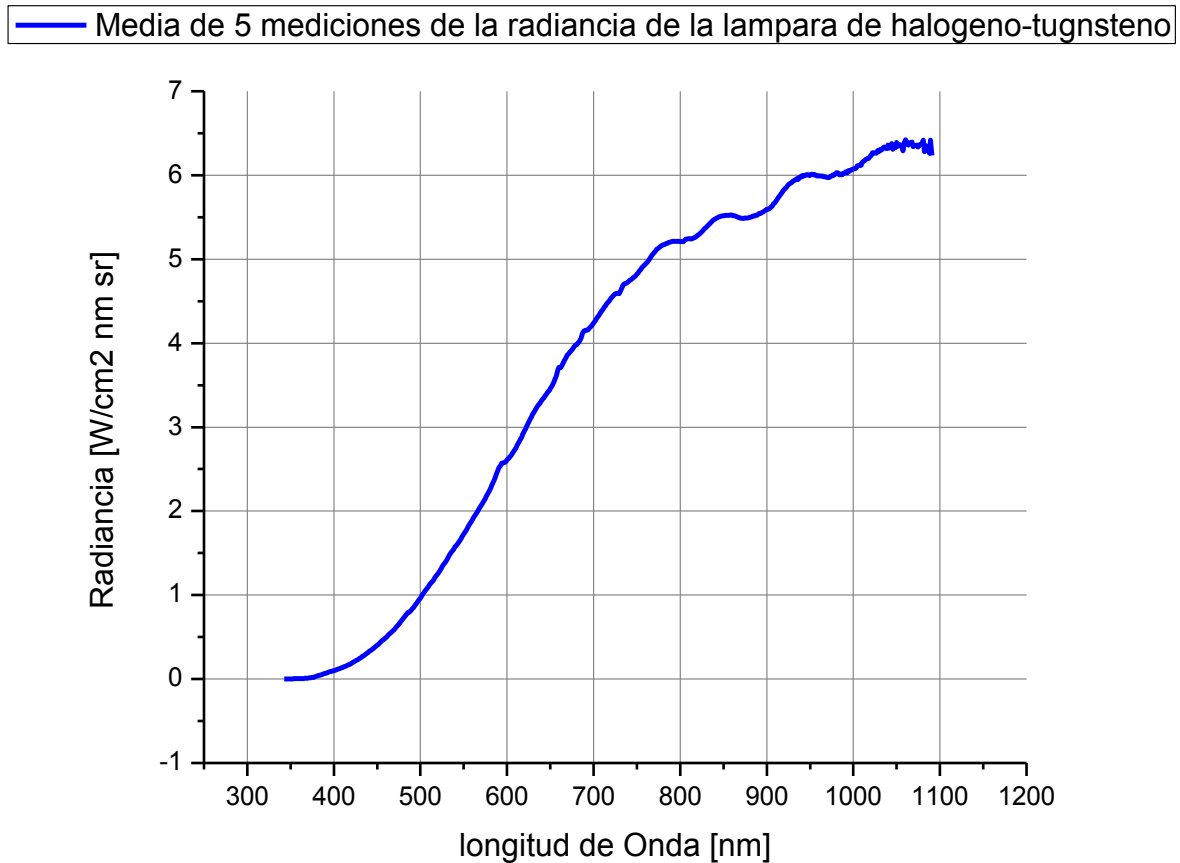
*(User manual ger 1500: 27)*

Imagen tomada de la página: <http://mel.xmu.edu.cn/admin/uploadfile/2009111691850-rmJFi7.pdf>

Los resultados fueron procesados en el programa Origin 8, donde se obtuvieron las medias y las desviaciones estándar de los valores de radiancia para cada una de las longitudes de onda, para cada posición del radiómetro. Con base en las gráficas obtenidas se observa que los espectros tomados a diferentes ángulos no varían, por lo que nuestra superficie de Spectralon cumplió con su función de garantizar que la radiación llegara de manera uniforme al sensor del radiómetro. La gráfica de los resultados para la posición de 0° se muestra a continuación.



*Figura 2.11. Medición de la radiancia para detectar el ruido de fondo (Media del ruido).*



*Figura 2.12. Espectro de la lámpara de halógeno-tungsteno (Media de los valores obtenidos para radiancia en las 5 mediciones).*

Los valores del ruido fueron restados a los de la lámpara, tienen una magnitud de 0.03% el valor de la radiancia de la lámpara, por lo que el espectro final no se modifica significativamente.

El espectro coincide con los consultados teóricos para una lámpara de halógeno. Se observa que la mayor cantidad de su energía radiada se encuentra en la banda que va de 350 a 1200 [nm]. Con objetivos de comparación, también se realizó la medición del espectro del Sol, a nivel de la superficie terrestre GER1500. En la gráfica de la [Figura 2.13](#), se muestran ambos espectros sobrepuestos y se incluye la respuesta del silicio. El máximo de intensidad en el espectro solar se encuentra desplazado hacia la izquierda con respecto al de nuestra lámpara, sin embargo, es

una fuente que contiene a todas las longitudes de onda de interés, por lo que se considera una buena aproximación de dicho espectro.

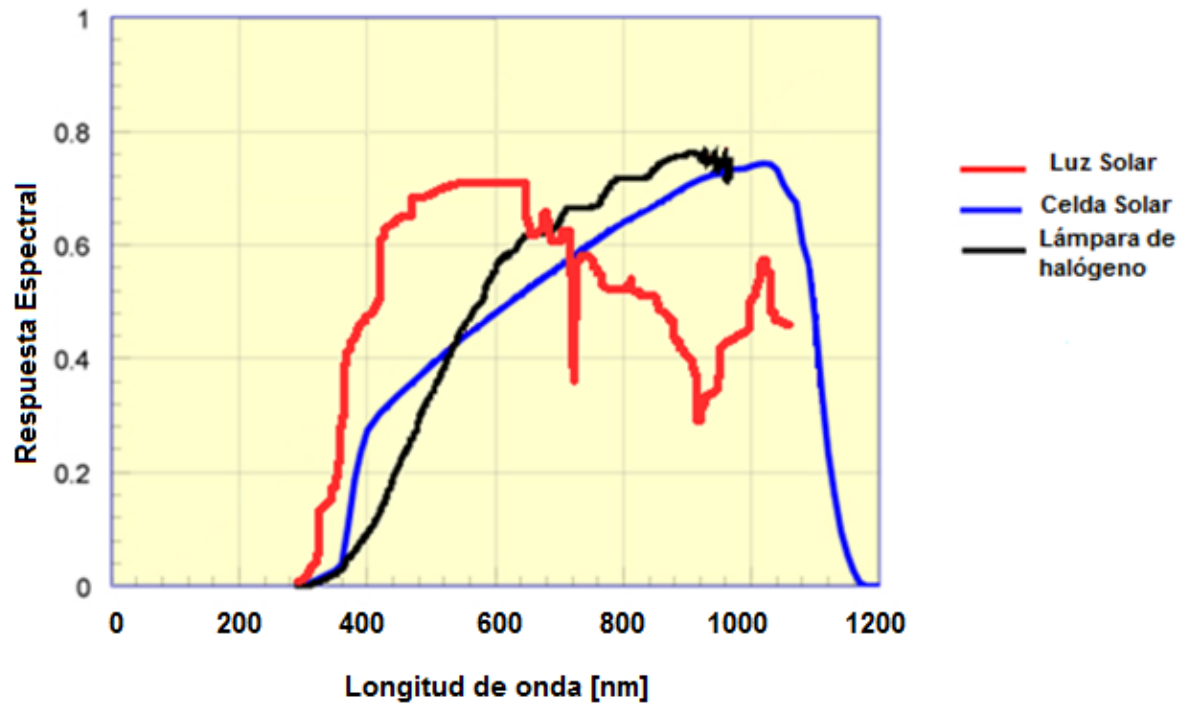


Figura 2.13. Comparación de la respuesta de una celda de silicio y de los espectros solar, y de la lámpara de halógeno.

## Diseño y construcción del sistema de potencia

### 3.1 Introducción.

En este capítulo se plantea el diseño de un subsistema de potencia para un satélite pequeño en una órbita terrestre baja. La energía necesaria para el funcionamiento del satélite proviene de un arreglo de diferentes celdas solares de silicio, de las cuales se observan sus eficiencias en la [Tabla 3.1](#).

La energía se almacena en cuatro baterías de Litio-ión recargables, con un sistema de regulación y control del proceso de carga y descarga de las mismas.

El funcionamiento de la tarjeta encargada de controlar las baterías, cuenta con protecciones que evitan daños al circuito, tomando en cuenta las condiciones ambientales del espacio, y garantizan el abastecimiento y aprovechamiento de la energía.

Se incluye la memoria de cálculo de los diferentes circuitos convertidores de voltaje utilizados para alimentar las cargas y, finalmente, se da una explicación de la comunicación entre la tarjeta de monitoreo y la computadora de a bordo.

Figura 3.1.  
sistema de  
este trabajo de

### 3.2 Diseño y los paneles

Se utilizaron de celdas de ellas cuentan protector contra ionizante. Se diferentes de distintos y 4 x 5 [cm]. A hicieron eficiencia a dos diferentes: a



Figura 3.2.  
celdas solares  
manufacturar

Las máximas eficiencias obtenidas para cada temperatura y tipo de celda se muestran a continuación.

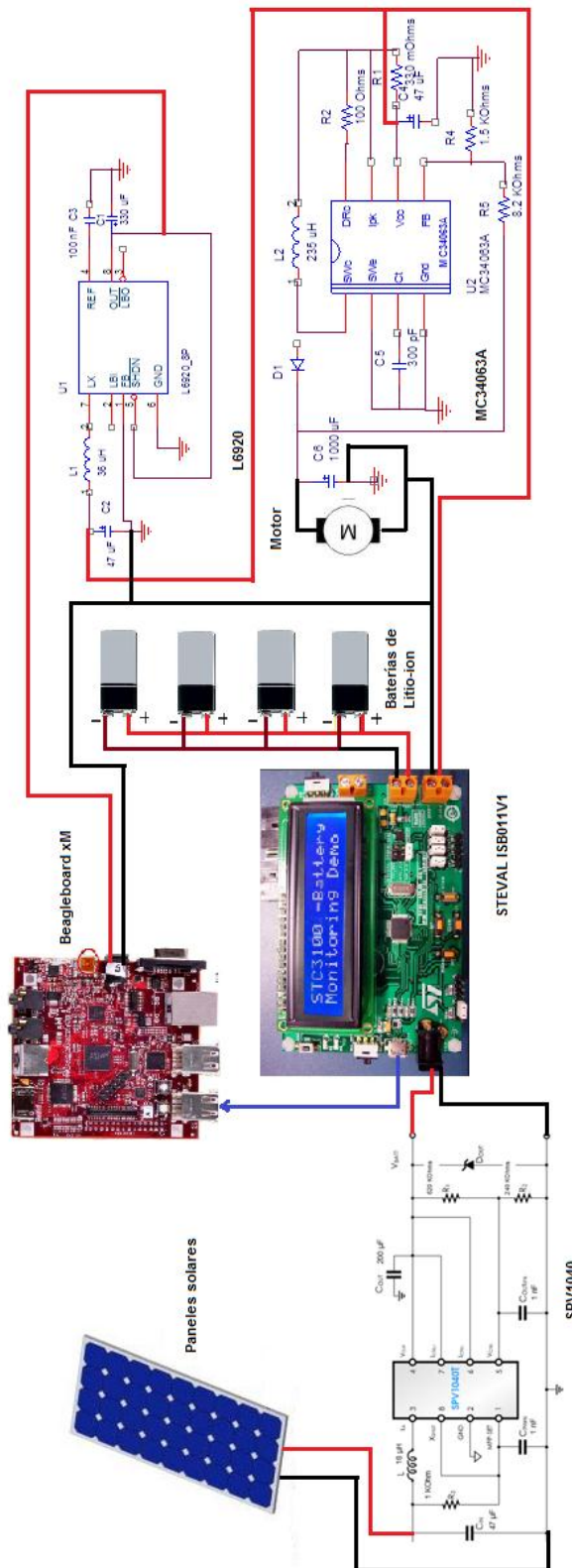


Diagrama a bloques del  
potencia desarrollado en  
tesis.

### construcción de solares.

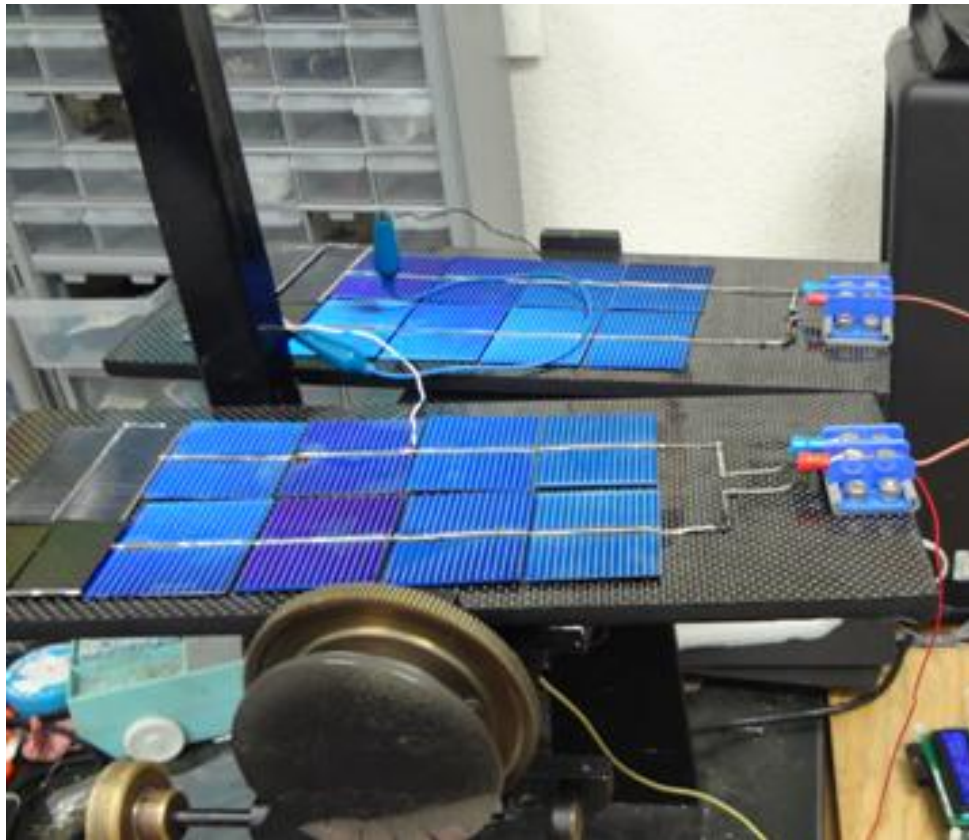
dos paneles solares silicio. Algunas de con recubrimiento la radiación utilizaron tres tipos celdas cada una con tamaños 2 x 6, 2 x 4 cada grupo se le pruebas de temperaturas 22.66 °C y 61.33 °C.

Diferentes tipos de  
utilizadas para  
los paneles solares.

Celda	22.66°	61.33°
2 x 4	9.649 %	6.124 %
2 x 6	8.756 %	6.164 %
4 x 5	6.030 %	4.114 %

**Tabla 3.1. Eficiencia de las diferentes celdas probadas.**

Con ellas se elaboraron dos paneles solares, cada uno proporciona un voltaje de circuito abierto de 4.82 y 4.79 [V] y una corriente de corto circuito de 292 y 284 [mA], respectivamente (Figura 3.3). Las celdas solares se colocaron en placas rectangulares elaboradas de un material compuesto a base de fibra de carbono y resina epóxica, lo que dio como resultado paneles ligeros y resistentes.





*Figura 3.3. Paneles solares elaborados con celdas de Si.*

Cada uno de los paneles entrega una corriente de aproximadamente 200 [mA] a 3.8 [V] en su punto de máxima eficiencia. Hay que considerar que el espectro de energía de la lámpara no es el mismo que el del Sol, por lo que se obtienen eficiencias menores que las que se tendrían en órbita.

### **3.3 Baterías.**

Para este proyecto se utilizan baterías de Litio-ión polímero para ipod Classic, las cuales tienen un voltaje nominal de 3.7 [V] y una capacidad de 850 [mAh]. Fueron elegidas por su alta densidad de energía, su fácil proceso de carga y descarga, así como por su capacidad de trabajar a temperaturas elevadas. En el apéndice B se encuentra una tabla comparativa para diferentes tipos de baterías secundarias.



*Figura 3.4. Batería de Litio–ión polímero utilizada en este proyecto.*

### **3.3.1 Corriente de carga.**

Tanto los paneles solares como las baterías deben ser capaces de proporcionar la corriente necesaria para que funcionen todos los subsistemas satelitales. La tarjeta STEVAL ISB 011 V1 necesita ser conectada a una fuente de 5 [V] y consume 50 [mA] para alimentar sus circuitos, más la corriente que se consume al cargar la batería, la cual tiene un valor máximo de 350 [mA]. La carga que estará conectada a la tarjeta de control de potencia es una Beagleboard xM, la cual funcionará como computadora de a bordo.

La batería no proporciona el voltaje de operación de este circuito por lo que es necesario conectar un elevador de voltaje. Para el caso de que el voltaje en la batería sea bajo, 3.5 [V] , el consumo del elevador es de 900 [mA].

Por tanto, la corriente total a suministrar por la batería durante el periodo de sombra es de 950 [mA], con lo que se asegura el funcionamiento de las dos tarjetas. La corriente de carga de las baterías normalmente se toma a 1C, es decir, se cargan a una tasa equivalente al valor de la capacidad de la batería; sin embargo, el sistema STEVAL ya tiene configurado este valor en 350 [mA], mediante el valor de una resistencia de programación en el circuito cargador de baterías STC4054. Esto último, implica periodos de carga prolongados, pero con ello también se cuida a las baterías de un envejecimiento prematuro.

### **3.4 Sistema de regulación y distribución de energía.**

El sistema está conformado por la tarjeta STEVAL ISB011V1 y un arreglo de convertidores DC-DC para adaptarse a los voltajes requeridos por las diferentes

cargas. Los paneles solares son conectados a la tarjeta, el voltaje que entregan pasa a dos reguladores que alimentan los circuitos internos y la batería.

La tarjeta carga baterías de Li-ion con capacidades de hasta 7300 [mAh], teniendo la opción de ajustarse, según las características específicas de cada una. Se tiene la opción de conectar un cargador externo de batería o bien utilizar el STC4054, que es el que se utiliza en esta aplicación. El circuito STC3100 se encarga del monitoreo los valores de voltaje, corriente y temperatura en la batería, los cuales son enviados al microcontrolador STM32F102C6T6A, que se comunica con una computadora externa enviándole estas variables.

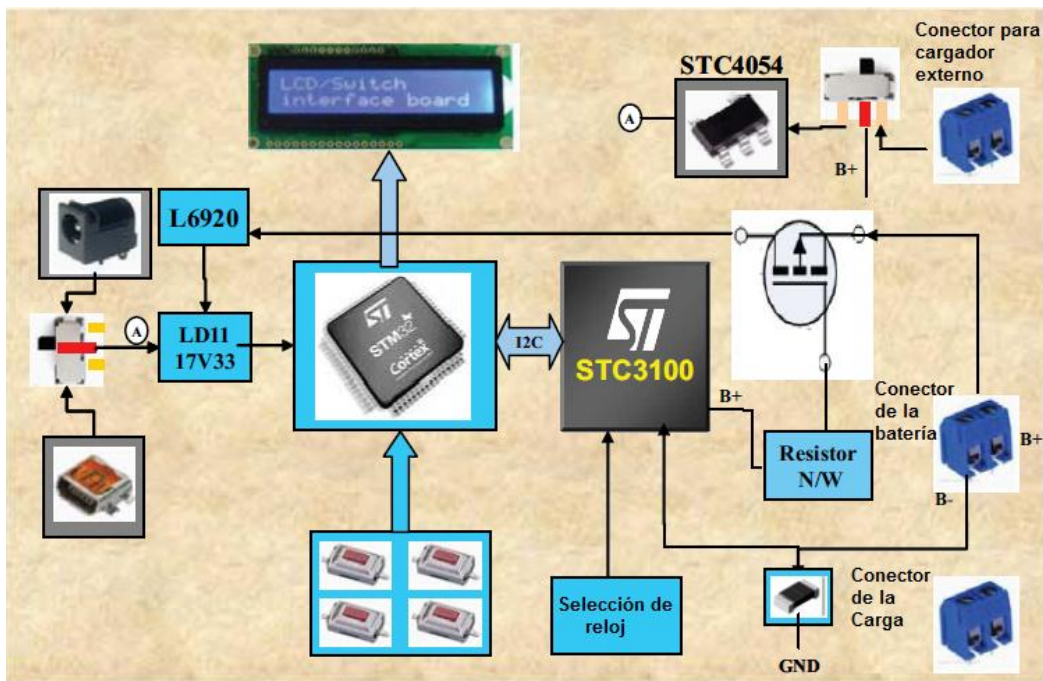


Figura 3.5. Esquema de conexiones internas de la tarjeta STEVAL ISB011V1 de control de carga y descarga de las baterías utilizada.

Manual de Usuario: STEVAL-ISB011V1 pp. 9.

Finalmente, en los pines indicados para conectar la carga en la tarjeta STEVAL ISB011V1, un circuito de convertidores DC-DC de tipo *step up*, se encargan de adaptar el voltaje de las baterías para ser utilizado por las cargas.

### **3.4.1 Regulación de voltaje en la tarjeta STEVAL ISB011V1**

#### **3.4.1.1 Microcontrolador.**

El microcontrolador STM32F102C6T6A basado en el microprocesador ARM 32-bit Cortex –M3, se encarga de manejar todas las interfaces con el usuario (pines y switches de selección, LCD, etc.) y de obtener los datos del chip de monitoreo y mandarlos vía USB a una computadora a través de un puerto serial virtual, donde se observan en un programa del tipo Hyperterminal. Cuenta con una interfaz de tipo I<sup>2</sup>C necesaria para comunicarse con el circuito de monitoreo STC3100.

En nuestro caso la computadora a la que estos datos son enviados es la Beagleboard xM, la cual soporta varios sistemas operativos para equipos embebidos, entre los que se encuentran Windows CE, Linux, QNX y Symbian.

El sistema operativo que se instaló en la tarjeta, es el Ubuntu Oneiric 11.10, que fue seleccionado porque es una de las distribuciones de Linux en las que más se ha trabajado para hacerlo accesible, y con más herramientas y documentación disponibles.

#### **3.4.1.2 Regulador de voltaje.**

Para alimentar los diversos circuitos dentro de la tarjeta de potencia, se cuenta con dos reguladores: el L6920 y el LD1117AS33TR. El primero es un convertidor de alta eficiencia que eleva el voltaje que recibe de la batería a 5 [V] para alimentar el cargador durante el periodo de eclipse. Trabaja con valores de voltaje de entrada entre 1 y 5.5 [V].

El segundo, es un regulador lineal, fijo a 3.3 [V], de caída de voltaje baja, que sirve para alimentar al microcontrolador y al LCD. El voltaje de caída es de 1.15 [V] y

proporciona una corriente de salida de hasta 1 [A]. Además, cuenta con sensores internos de temperatura y un limitador de corriente.

### 3.4.1.3 Cargador de batería.

El circuito STC4054 es un cargador diseñado específicamente para baterías de Li-ion (Figura 3.6). Soporta corrientes de hasta 800 [mA], aunque para nuestra tarjeta la corriente está fijada en 350 [mA] mediante un resistor de 2.8 [k $\Omega$ ]. Cuenta con un control que disminuye la corriente aplicada a la batería, si la temperatura se encuentra por encima de 120 °C, evitando daños.

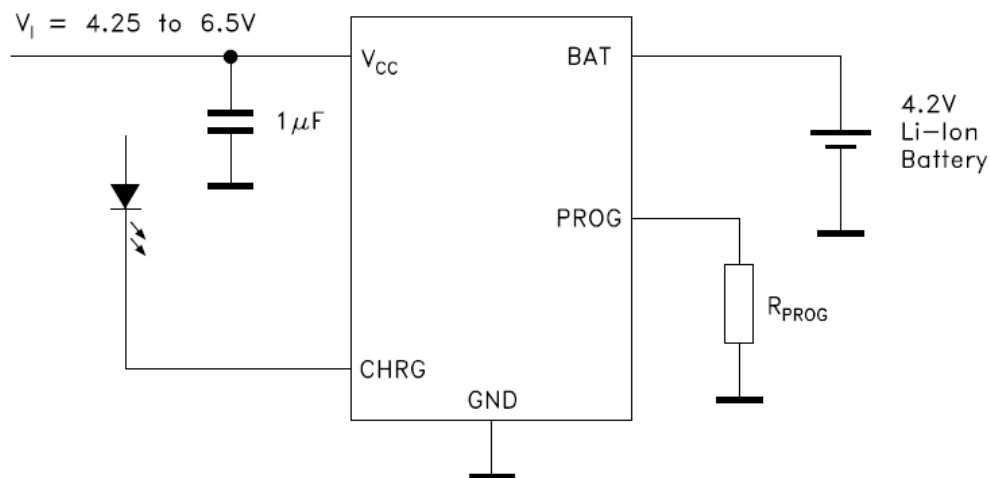


Figura 3.6. Circuito de carga de baterías de la tarjeta STEVAL ISB011V1.

*Hoja de datos STC4054 800mA STANDALONE LINEAR Li-Ion Battery charger with thermal regulation pp. 4*

El ciclo de carga comienza siempre y cuando el voltaje de entrada esté por encima del valor límite de 4.25 [V]. Si el voltaje de la batería está por debajo de 2.9 [V], se comienza con una carga lenta, en la cual se entrega un décimo de la corriente de carga programada, con el fin de alcanzar un voltaje seguro que evite que el tiempo de vida de la batería se reduzca. Una vez que ya se han alcanzado los 2.9 [V], se empieza la fase de carga a corriente constante hasta que se alcanza un voltaje cercano a los 4.2 [V]. Después se continúa con un proceso de carga a voltaje

constante hasta que la corriente de la batería cae por debajo de un décimo de la corriente de carga durante 30 segundos.

El circuito comienza ciclos de carga automáticos si el voltaje cae por debajo de 4.05 [V] para mantener la capacidad de la batería un valor cercano al 80%.

### 3.4.2 Monitoreo del sistema de la batería de Li-Ion.

El circuito de monitoreo utilizado en este trabajo de tesis, es el ST3100 el cual se basa en el método *Coulomb counting*, para indicar el estado de la carga de la batería. También monitorea temperatura, corriente y voltaje, y manda todos estos datos a través de una interfaz I<sup>2</sup>C al microcontrolador.

Los valores en los diferentes registros se mantienen aun cuando su voltaje de alimentación esté cercano a los 2 [V], una vez que se alcanza este valor, los registros se limpian y se asume que la batería sufrió daño.

### 3.4.3 Convertidores DC-DC.

Para esta aplicación se requiere de un convertidor DC-DC del tipo Boost (elevador), dado que el voltaje proporcionado por la batería es de 3.7 [V] máximo y la tarjeta Beagleboard requiere de una alimentación a 5 [V] con un consumo de corriente de al menos 500 [mA]. El voltaje de salida de estos convertidores se calcula mediante:

$$V_{out} = V_{in} \left( \frac{t_{on}}{t_{off}} + 1 \right) \quad (3.2)$$

Donde:

$t_{on}$  : Tiempo de interruptor cerrado.

$t_{off}$ : Tiempo de interruptor abierto.

Para alimentar la tarjeta Beagleboard, se decidió utilizar el convertidor *step up* de ST Microelectronics, L6920, el cual es un circuito diseñado específicamente para proporcionar un voltaje de salida de 3.3 [V] o 5 [V], por lo cual requiere una menor cantidad de elementos a su salida. Proporciona una eficiencia elevada en la conversión de energía, que va del 80% al 92%, según tablas del fabricante para los voltajes límite de operación de la batería 2.7 [V] y 4.2 [V].

La corriente que el circuito proporciona depende del voltaje de entrada y se calcula mediante:

$$I_{load\_lim} = \frac{V_{in}}{V_{out}} \left( I_{lim} - T_{off\ min} \cdot \frac{V_{out} - V_{in}}{2 \cdot L} \right) \cdot \eta \quad (3.3)$$

Donde  $I_{lim} = 1$  [A],  $T_{off\ min} = 1$  [ $\mu$ s] y  $\eta$ , son datos proporcionados por el fabricante.

El circuito implementado utiliza una bobina de 36 [ $\mu$ H], por lo que los valores de corriente que se suministra a la carga para los voltajes mínimo y máximo de la batería son de 0.4182 [A] y 0.7642 [A], respectivamente. En un caso crítico de descarga en la batería, la computadora de a bordo es incapaz de trabajar; sin embargo, debido al algoritmo de carga de la batería, se espera que este caso no se presente.

Los componentes fueron elegidos según las recomendaciones de la hoja de datos del L6920; se omitieron las conexiones de los pines de control para indicar un estado de carga bajo en la batería o para mandar la señal de apagado, ya que lo primero es monitoreado por la tarjeta STEVAL y se requiere que la computadora de a bordo esté siempre energizada.

El circuito implementado se muestra en la [Figura 3.7](#).

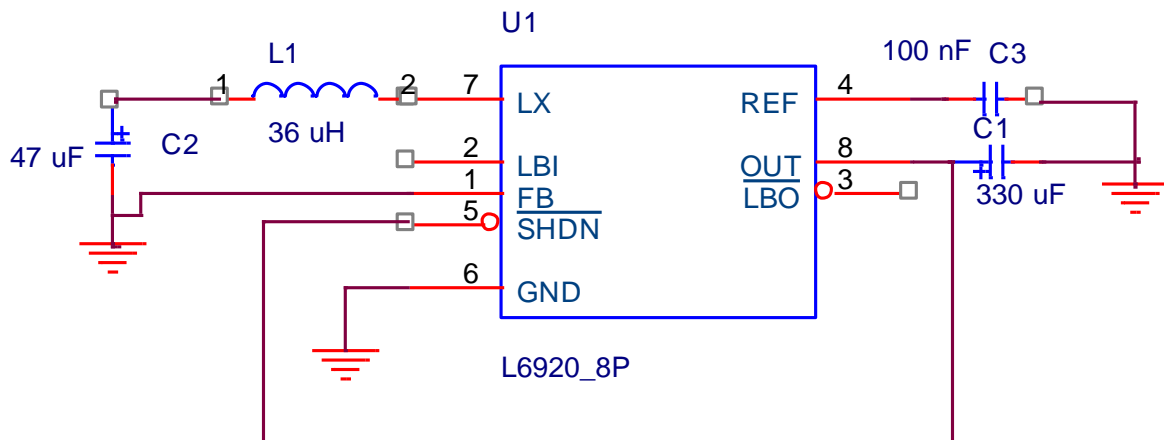


Figura 3.7. Circuito convertidor DC-DC, tipo step up, para alimentar a la tarjeta Beagleboard xM

Como una carga de prueba al sistema de energía, a parte de la computadora de a bordo, se propuso energizar un motor de corriente directa, acoplado con una rueda inercial, que es un mecanismo utilizado para el control de la orientación de los satélites. El motor con el que se hicieron pruebas tiene un voltaje nominal 12 [V], pero se decidió trabajar a 8 [V] debido a que el intervalo de elevación del voltaje con respecto al de la batería es muy grande, perdiéndose eficiencia conforme el intervalo aumenta, debido a la energía disipada en forma de calor por los componentes, lo cual también disminuye el intervalo de la temperatura ambiente a la cual puede trabajar el circuito.

Para esta aplicación se utilizó el circuito MC334063A de ON Semiconductors, el cual permite diferentes configuraciones para un convertidor DC-DC (elevador, reductor o inversor). En este caso se realizaron los cálculos para obtener un voltaje de 8[V] y corriente de 0.23 [A] a la salida, con un voltaje mínimo de entrada de 3.1 [V]. La frecuencia de conmutación elegida fue de 100 [kHz] lo que permite utilizar filtros cuyos componentes capacitivos e inductivos, sean de valores relativamente bajos.

El tiempo de encendido es de 7.19 [ $\mu$ s] y un tiempo de apagado de 2.81 [ $\mu$ s].  
Donde:



$$\frac{t_{on}}{t_{off}} = \frac{V_{out} + V_F - V_{in(min)}}{V_{in(min)} - V_{sat}} \quad (3.4)$$

$$\frac{t_{on}}{t_{off}} = 2.56 [\mu s]$$

$$t_{on} = \frac{\frac{t_{on}}{t_{off}}}{f \left( \frac{t_{on}}{t_{off}} + 1 \right)} \quad (3.5)$$

$$t_{on} = 7.19 [\mu s]$$

$$t_{off} = t_{on} \left( \frac{1}{\frac{t_{on}}{t_{off}}} \right) \quad (3.6)$$

$$t_{off} = 2.81 [\mu s]$$

Las corrientes calculadas, promedio y pico en el inductor, son de 0.85 [A] y 0.89 [A], respectivamente. El ciclo de trabajo es del 72% y se calculó una corriente de rizo de 0.07 [A].

El resistor  $R_{sc}$ , limitador de corriente, tiene un valor de 338 [mΩ], la inductancia mínima requerida es de 224 [μH] y el capacitor  $C_T$ , oscilador para obtener el tiempo de encendido y apagado, debe tener una capacitancia de 288 [pF]. Para obtener el valor de la resistencia se utilizan tres resistores en paralelo de 0.1 [Ω]. El valor de la capacitancia se obtiene al conectar dos capacitores en paralelo de 150 [pF], mientras que la bobina utilizada tiene una inductancia de 235 [μH].

$$C_T = 4.0 \times 10^{-5} t_{on}, \quad C_T = 288 pF] \quad (3.7)$$

$$R_{sc} = \frac{0.3}{I_{pk(sw)}}, \quad R_{sc} = 338 [m\Omega] \quad (3.8)$$

$$L = \frac{V_{in} - V_{sat}}{I_{ripple}} t_{on}, \quad L = 224 \mu H \quad (3.9)$$

La resistencia R1 fue fijada en un valor de 1.5 [kΩ] de manera que circulen a través de ella 500 [μA]. Y el valor de la resistencia R2 se calculó en 8.1 [kΩ].

$$R_2 = R_1 \left( \frac{V_{out}}{1.25} - 1 \right), \quad R_2 = 8.1 \text{ [k}\Omega\text{]} \quad (3.10)$$

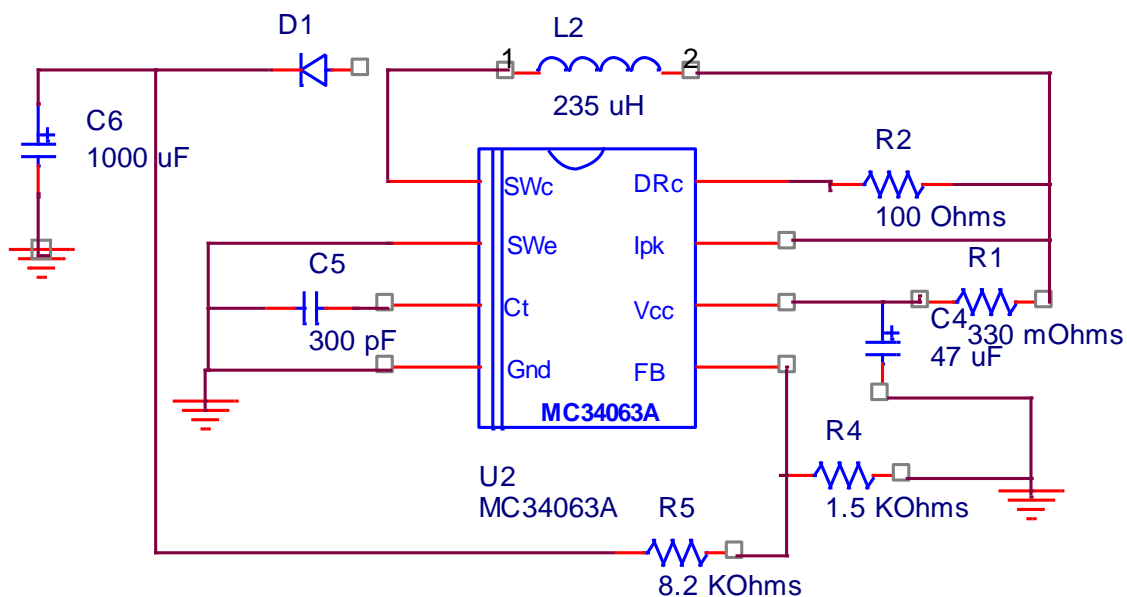


Figura 3.8. Circuito integrado MC33063A en configuración step up para alimentar un motor a 8 [V].

### 3.4.4 Convertidor DC-DC elevador de voltaje con MPPT

Las celdas solares tienen un punto de máxima eficiencia, pero no siempre se conectan a cargas que permitan que se trabaje en esta condición, por lo que una parte de la energía que podrían proporcionar las celdas no se aprovecha. En cualquier aplicación se busca obtener el mayor rendimiento de un recurso sobre

todo si éste es escaso; en el espacio, la única fuente de energía son las celdas solares, pero éstas manejan una eficiencia baja de conversión de la luz solar en energía eléctrica, por lo que es indispensable tener los medios adecuados para evitar desperdiciarla.

Con esta finalidad, a la salida los paneles solares se conectó un circuito elevador de voltaje, el SPV1040 de ST Microelectronics (ver [Figura 3.9](#)), el cual trabaja con un algoritmo de control MPPT (Maximum Power Point Tracking), el cual se encarga de rastrear el punto de máxima transferencia de potencia de los paneles para acoplarlos a la carga, permitiendo aumentar la eficiencia hasta en un 10%.

Se realizaron los cálculos de los componentes exteriores con base en las fórmulas y sugerencias de la nota de aplicación AN3319 de ST Microelectronics. Se consideraron: un voltaje de máxima transferencia de potencia de 3.39 [V], un voltaje máximo de entrada de 5.2 [V], una corriente de máxima transferencia de potencia de 387 [mA], un voltaje de salida máximo de 4.5 [V] y una corriente máxima de salida de 400 [mA]. Los rizados máximos de voltaje de entrada y de salida se estimaron en 0.5 [V].

$$C_{IN} \geq \frac{I_{SC}}{F_{SW} \cdot V_{IN-rp-max}} = 7.74 [\mu F] \quad (3.11)$$

$$L_x > \frac{1}{2} \frac{9 \cdot 10^{-6} V_{MP}}{2 - I_{MP}} = 9.45 [\mu H] \quad (3.12)$$

$$C_{out} \geq \frac{I_{SC}}{F_{SW} \cdot V_{out-rp-max}} = 7.74 [\mu F] \quad (3.13)$$

$$\frac{R_1}{R_2} = \frac{V_{out max}}{1.25} - 1 \quad (3.14)$$

Eligiendo  $R_1 = 620$  [k $\Omega$ ]

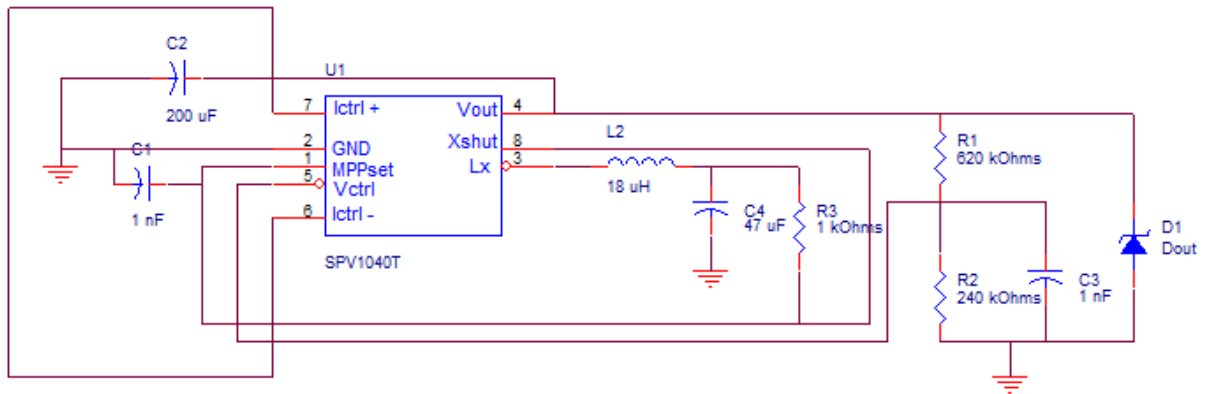
$$R_1 = 620[k\Omega]$$

$$R_2 = 240 [k\Omega]$$

$$C_2 = 1[nF]$$

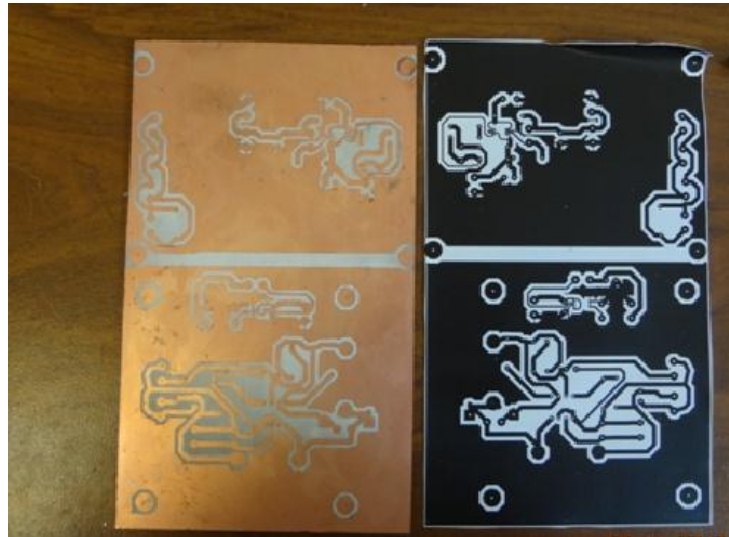
$$C_4 \leq 10 [\mu F]$$

$$R_3 = 1 [k\Omega]$$

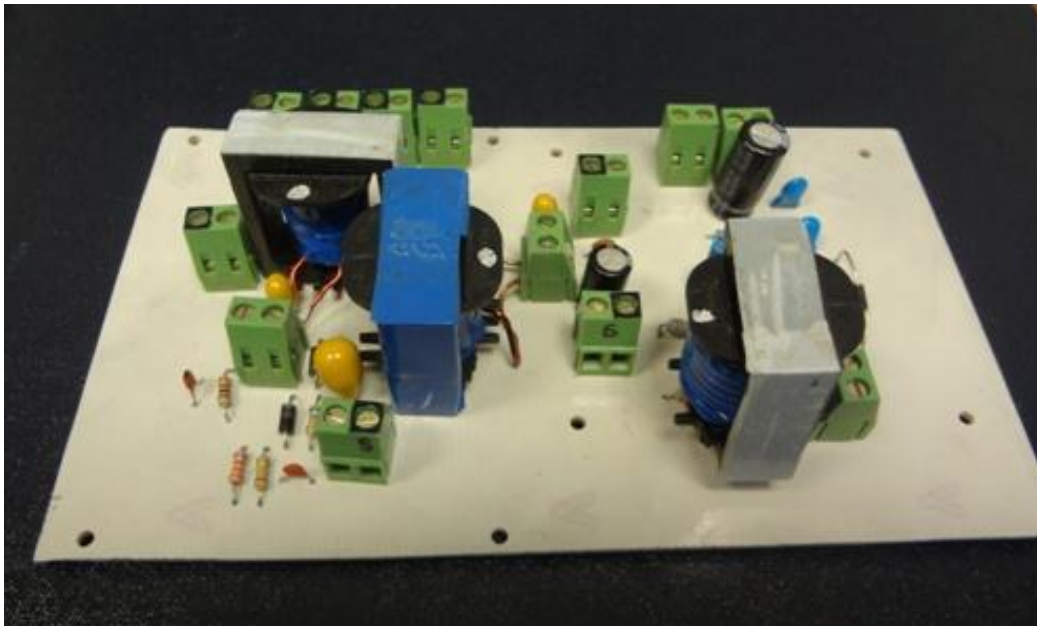


*Figura 3.9.* Circuito integrado SPV1040T con MPPT para aumentar la eficiencia en la transferencia de energía de los paneles.

Para realizar pruebas de comportamiento de cada uno de los circuitos antes de integrarlos en una tarjeta única, se elaboraron dos tarjetas de circuito impreso para el SPV1040 y el L6920, que son de montaje superficial. Para el circuito que alimenta al motor se realizaron pruebas en protoboard. Finalmente, cada uno de ellos se integró en una sola tarjeta dónde se realizaron las pruebas de funcionamiento y caracterización de los circuitos.



*Figura 3.10.* Diseño del circuito impreso de la tarjeta de convertidores.



*Figura 3.11.* Tarjeta de circuitos convertidores DC-DC terminada.

### **3.5 Interfaz de comunicación con la computadora de abordo del satélite.**

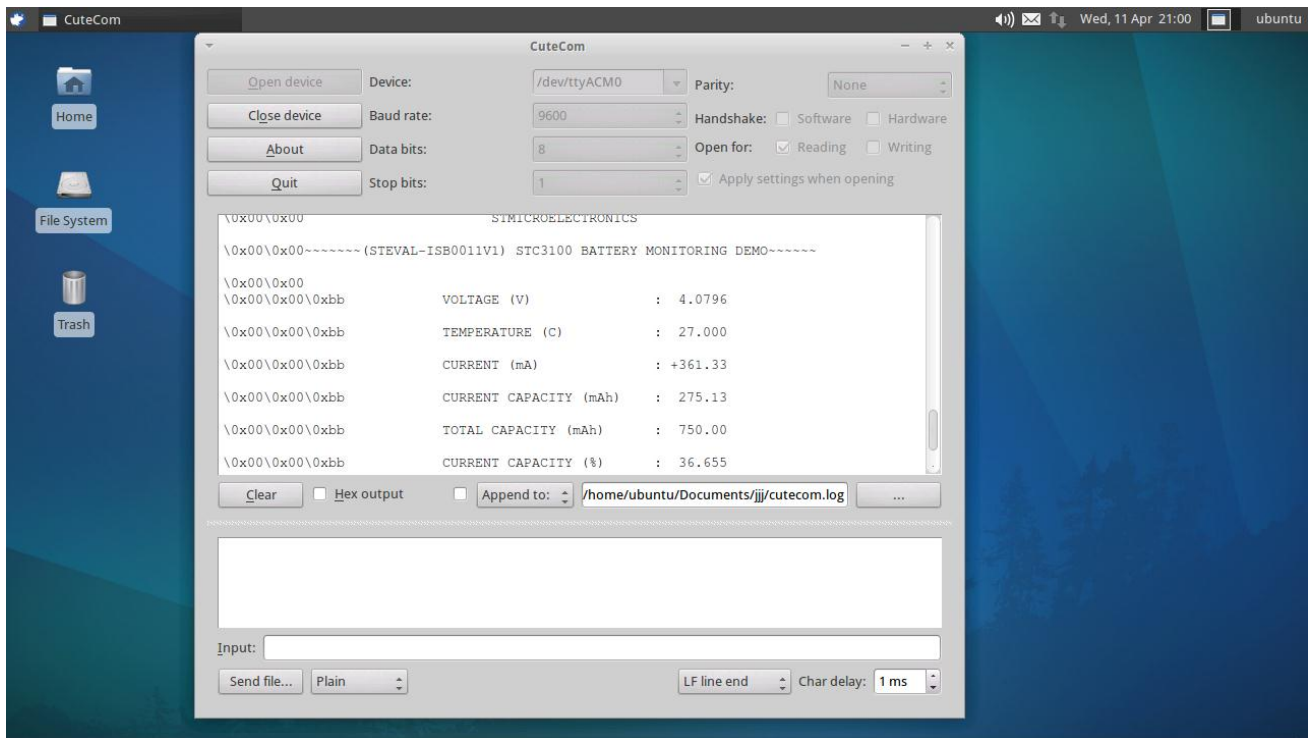
Los datos obtenidos por la tarjeta STEVAL ISB 011 V1, como corriente, voltaje, temperatura y estado de carga de la batería, son enviados mediante un cable USB hacia una computadora que cuente con un programa de comunicación serial, como

la Hyperterminal en el sistema operativo Windows. La información de los diferentes registros se envía en datos de 8 bits y a una tasa de 9600 bits por segundo, sin bit de paridad.

Inicialmente se hicieron pruebas de funcionamiento en una computadora con sistema operativo Windows XP. Se instaló el driver proporcionado por el fabricante y se comprobó que la tarjeta enviaba la información correctamente. Posteriormente, después de haber cambiado la distribución de Linux, Angstrom, que traía instalada la Beagleborad xM, por Ubuntu Oneiric en su versión consola, se procedió a instalar el ambiente gráfico Xbuntu, con el fin de aprovechar los programas de comunicación serie que se han generado para este sistema operativo. El sistema reconoce inmediatamente la tarjeta STEVAL como un dispositivo de comunicación serie, y le asigna el nombre `ttyACM0` (dispositivo de control abstracto).

Se instaló el programa Cutecom para comunicación serial y se conectaron las tarjetas. El programa, además de recibir los datos, permite guardarlos en un archivo de texto, [Figura 3.12](#).

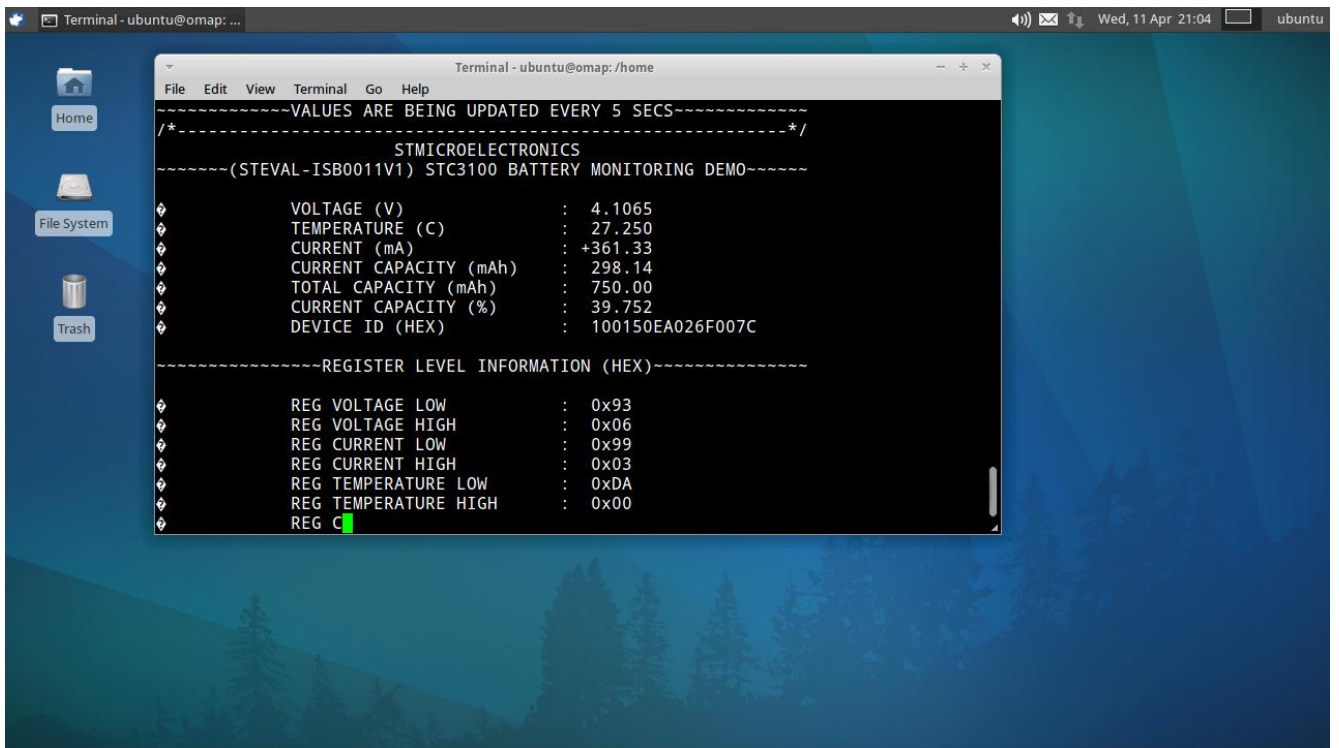
Finalmente, se probó con un código escrito en C para comunicación serial que corre desde la Terminal de Ubuntu, el cual ofrece la ventaja de poder ser modificado para no sólo recibir, sino también procesar esos datos para almacenarlos o bien, a partir de ellos, tomar decisiones de control ([Figura 3.13](#)). El programa, ya elaborado, hace uso de una librería de funciones, que permiten manejar el puerto serie. En nuestro caso no es posible el envío de datos a la tarjeta STEVAL ISB011V1, por lo que se eliminó la parte del programa dedicada al envío de datos y únicamente se dejó la de recepción.



*Figura 3.12.* Datos de los registros de la tarjeta STEVAL en la Beagleboard utilizando el programa Cutecom

El programa consta básicamente de tres instrucciones `serial_open()`, que abre el puerto serie para lectura/escritura; `serial_read()`, que se usa para leer los datos recibidos, y `serial_close()`, que lo cierra.

El programa, al abrirse en la terminal, trae establecida una tasa de transmisión y recepción de datos de 9600 baudios, que es justamente a la que envía la tarjeta de monitoreo; sin embargo, de ser necesario, se modifica esta tasa directamente en el código al establecer los parámetros de `serial_open()`.

A terminal window on an Ubuntu system displaying the output of a C program. The program outputs battery monitoring data for a STEVAL board. The data is organized into two sections: a main data block and a register-level information block. The main data block shows voltage, temperature, current, and capacity values. The register-level information block shows the hexadecimal values for various registers. The terminal window has a menu bar with 'File', 'Edit', 'View', 'Terminal', 'Go', and 'Help'. The title bar of the terminal window reads 'Terminal - ubuntu@omap: /home'. The desktop background is a blue gradient with a forest scene. On the left side of the desktop, there are icons for 'Home', 'File System', and 'Trash'. The system tray at the top right shows the date 'Wed, 11 Apr 21:04' and the username 'ubuntu'.

```
Terminal - ubuntu@omap: /home
File Edit View Terminal Go Help
-----VALUES ARE BEING UPDATED EVERY 5 SECS-----
/*
      STMICROELECTRONICS
----- (STEVAL-ISB0011V1) STC3100 BATTERY MONITORING DEMO-----
VOLTAGE (V)           : 4.1065
TEMPERATURE (C)       : 27.250
CURRENT (mA)          : +361.33
CURRENT CAPACITY (mAh) : 298.14
TOTAL CAPACITY (mAh)  : 750.00
CURRENT CAPACITY (%)   : 39.752
DEVICE ID (HEX)       : 100150EA026F007C
-----REGISTER LEVEL INFORMATION (HEX)-----
REG VOLTAGE LOW       : 0x93
REG VOLTAGE HIGH      : 0x06
REG CURRENT LOW       : 0x99
REG CURRENT HIGH      : 0x03
REG TEMPERATURE LOW   : 0xDA
REG TEMPERATURE HIGH  : 0x00
REG C
```

Figura 3.13. Datos de los registros de la tarjeta STEVAL en la Beagleboard utilizando un programa en C en la Terminal de Ubuntu.



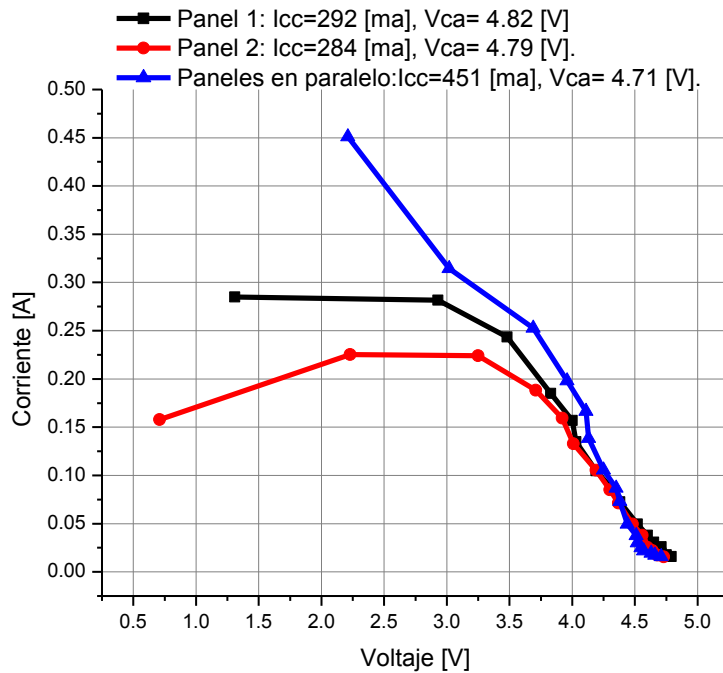
## Pruebas de funcionamiento

### 4.1 Pruebas de eficiencia a los paneles solares

Para evaluar el desempeño de los paneles solares se obtuvieron las curvas de voltaje contra corriente, trabajando individualmente y conectados en paralelo (Figura.4.1).

Para cargas que requieren menos de 0.15 [A], el comportamiento de los paneles individualmente o en paralelo es semejante; sin embargo, para cargas que requieren un mayor consumo de corriente, se observa que los paneles en paralelo sí son capaces de proporcionar más corriente (hasta 320 [mA] con un voltaje de 3[V]), pero que ésta no corresponde a la suma de los paneles individuales para determinado voltaje (280 [mA] y 230 [mA] con un voltaje de 3[V]). Lo anterior significa una menor eficiencia de los paneles solares al trabajar en paralelo.

También, la eficiencia de los paneles solares en su conjunto es más baja que aquellas obtenidas para las celdas solares individualmente, en un 58%, lo cual se debe al uso no uniforme de un tipo de celda en su construcción, al hecho de que la mayoría de ellas no cuentan con recubrimiento protector, y al sobre calentamiento del material epóxico en que se encuentran montadas.



*Figura 4.1. Curva de Corriente vs. Voltaje en los paneles solares diseñado.  
Dimensiones de cada panel: 10 x 30 [cm].*

#### 4.2. Pruebas de ciclos de carga y descarga de la batería.

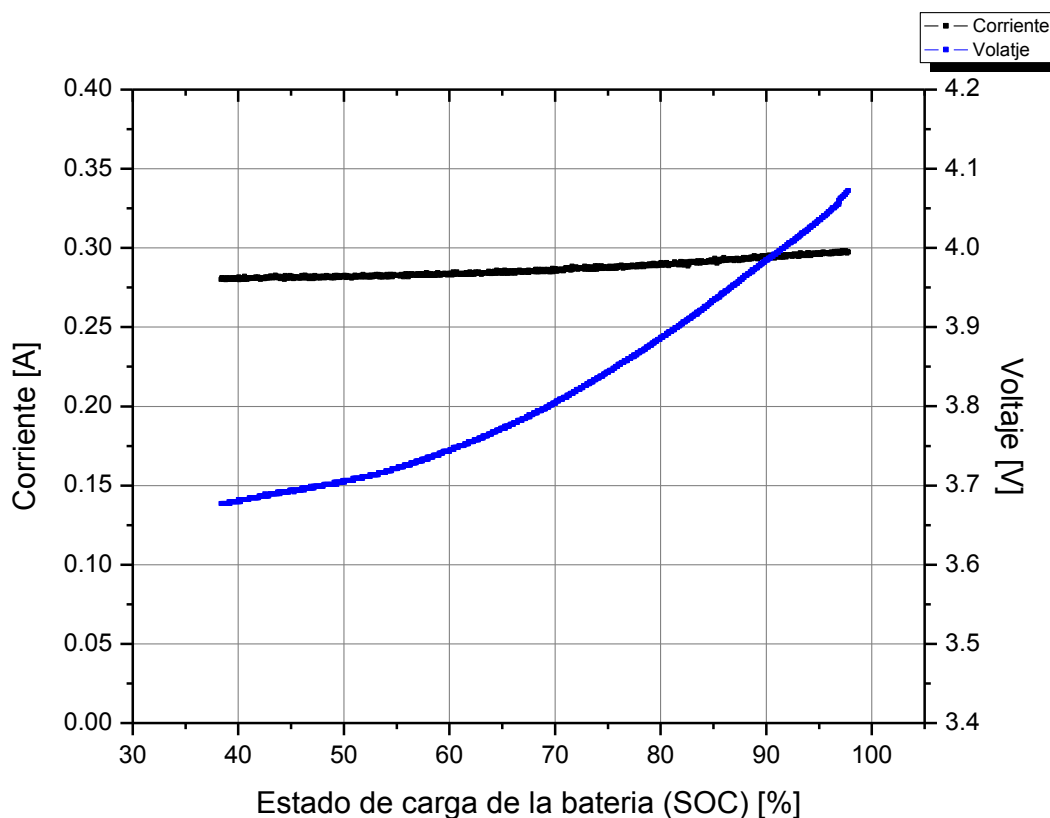
Con el fin de conocer las características de carga de las baterías y de probar el funcionamiento de la tarjeta encargada de controlar los ciclos de carga y descarga de estos dispositivos, se realizaron una serie de pruebas. La primera consistió en variar el voltaje de la fuente de alimentación para observar el comportamiento de la tarjeta y compararlo con lo indicado por el fabricante.

El manual indica que el proceso de carga de la batería sólo se realiza si el voltaje de alimentación está por encima de 4.25 [V]. Por tanto, durante dos diferentes ciclos de carga se varió el voltaje de la fuente y se observó que a valores menores de 4 [V], el proceso se detiene, por lo cual se hace indispensable el uso del convertidor DC-DC con MPTT para tratar de mantener un voltaje entre 4 y 5 [V] a la entrada de la STEVAL, de otra forma las baterías no se cargarán.

Por otro lado, las especificaciones dicen que si se desconecta la fuente, la batería inmediatamente entra a alimentar la tarjeta, pero para esta aplicación, hay que considerar el cambio de voltaje de las celdas conforme entran y salen de los periodos de luz y sombra. El voltaje de entrada, ya sea conectando directamente a los paneles solares o con el circuito MPPT acoplado, no cambia de 0 a 5 [V] drásticamente, sino que va aumentando o disminuyendo paulatinamente, por lo que es necesario saber cuál es el comportamiento de la STEVAL durante esta transición.

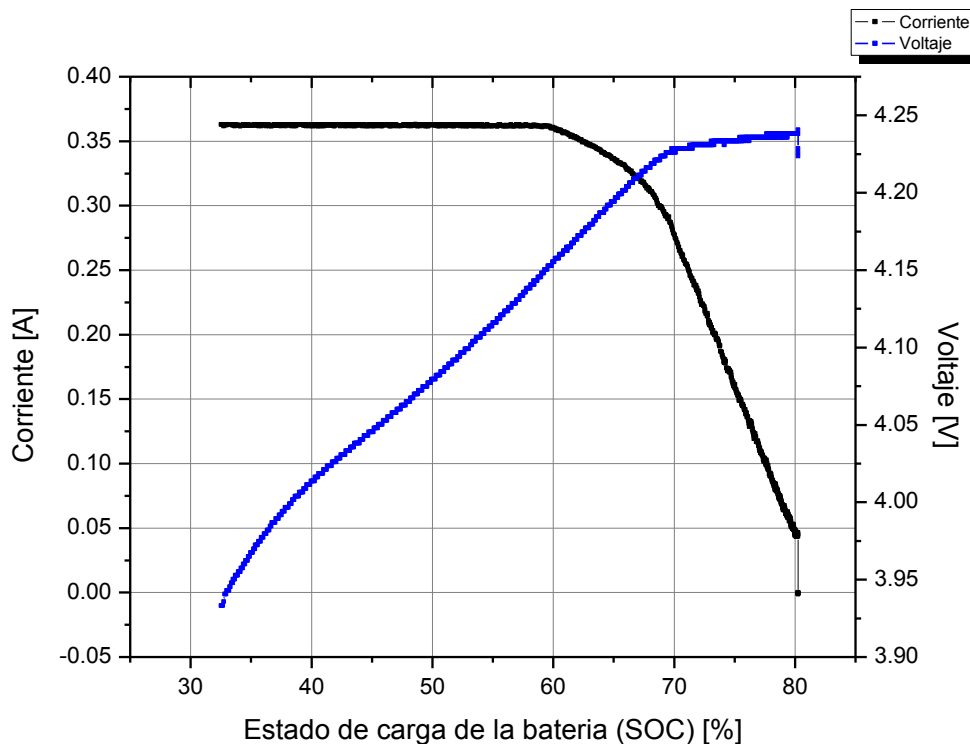
En los mismos dos ciclos mencionados anteriormente, se observó que a voltajes de entrada entre 2.6 y 3.7 [V], la pantalla de la tarjeta se apaga, pero continúa entregando corriente a la carga por parte de la fuente. Por debajo del valor mínimo, la batería toma el control de la tarjeta. Para una salida de voltaje de los paneles menor a 2.6 [V], los paneles dejan de ser útiles para suministrar energía; existen programas que, si se conoce la órbita del satélite, permiten calcular la energía recibida por los paneles en cada punto de su trayecto y, por lo tanto, el voltaje a la salida de ellos, con lo que queda también establecido el periodo de tiempo en el que van a trabajar las baterías.

Se realizaron también ciclos de carga y descarga completa de la batería para obtener la gráfica de corriente y voltaje, contra tiempo. En ella se puede observar que en la parte del ciclo de corriente constante no hay fluctuaciones en su valor, y no se permite que la batería cargue a un valor mayor a 4.22 [V], por lo que el cargador está funcionando adecuadamente. Con la corriente de carga programada correspondiente a 0.41 C, la batería tarda en cargarse completamente dos horas; pero hay que considerar que son cuatro las baterías, de la misma capacidad, las que tendrán que cargarse.



*Figura 4.2. Ciclo de descarga de la batería de Litio-ión utilizada. SOC % (State of the charge).*

La resistencia conectada para la prueba de descarga fue de  $18\ [\Omega]$  con el fin de que la fuente entregara la corriente que se requiere de ella para hacer funcionar a los demás circuitos del sistema. En la [Figura 4.2](#) se observa que, con valores del estado de carga de la batería menores al 40%, el voltaje se mantiene dentro de niveles seguros. La [Figura 4.3](#) muestra el comportamiento del ciclo de carga, entregándose una corriente constante de aproximadamente  $360\ [mA]$ , ligeramente superior al indicado por el fabricante, y un voltaje final superior en  $0.02\ [V]$ , sin llegar a una sobrecarga.



*Figura 4.3. Ciclo de carga de batería de Litio-ión utilizada. SOC % (State of the charge).*

Si bien los datos del fabricante indican una buena regulación de línea para el cargador, donde la gráfica de voltaje de entrada, en el intervalo de operación que va de 4.25 a 6.5 [V]; durante los diversos ciclos que se realizaron en las cuatro baterías utilizadas se observó que la corriente de carga llega a superar hasta por 40 [mA] el valor programado, dependiendo del voltaje de la fuente de alimentación. Asimismo, esta corriente se ve afectada por caídas de voltaje, disminuyendo su valor y haciendo más lento el proceso de carga.

Las cuatro baterías mostraron de inicio un valor de capacidad de 80 a 40 [mAh] menor al indicado por el fabricante, llegando como máximo a estados de carga del 80% al final de un ciclo.

### 4.3 Pruebas del convertidor DC-DC a 5 [V], L6920.

Con la finalidad de probar el comportamiento de los convertidores ante las variaciones en su voltaje de entrada, las cuales son recurrentes en este sistema, se realizaron algunas pruebas.

En el circuito L6920 se comprobó su voltaje de salida, al variar el de entrada entre 3.4 y 4.2 [V], intervalo en el que va a operar la batería, para una carga de 10.1 [ $\Omega$ ]. Ésta última tiene la finalidad de consumir los 500 [mA] que requiere la Beagleboard para funcionar.

Los resultados se muestran en las Figuras 4.4 y 4.5, en las que se observa que, para valores de voltaje de la batería menores a 3.4 [V], la Beagleboard no encenderá, ya que el voltaje y la corriente proporcionadas por el circuito no son suficientes. En la Figura 4.4 se muestra el resultado de variar la carga para un voltaje de entrada constante de 3.6 [V]. Si se toma en cuenta la pendiente de esa gráfica, la regulación de la carga es calculada en -0.202 [V/A]. Por su parte en la Figura 4.5 se muestra cómo varía el voltaje de salida para una carga constante de 10.1 [ $\Omega$ ]. Como resultado se tiene que para valores menores a 3.4 [V] la corriente de entrada al circuito necesaria para la conversión de voltaje excede a la soportada por el transistor de interrupción del circuito interno del L6920. La regulación de línea con base en esta gráfica es de 0.046 [V/V].

Las eficiencias calculadas de este convertidor para el mínimo y máximo, es decir, el voltaje mayor y menor en las baterías son 78.1% y 82.6% respectivamente.

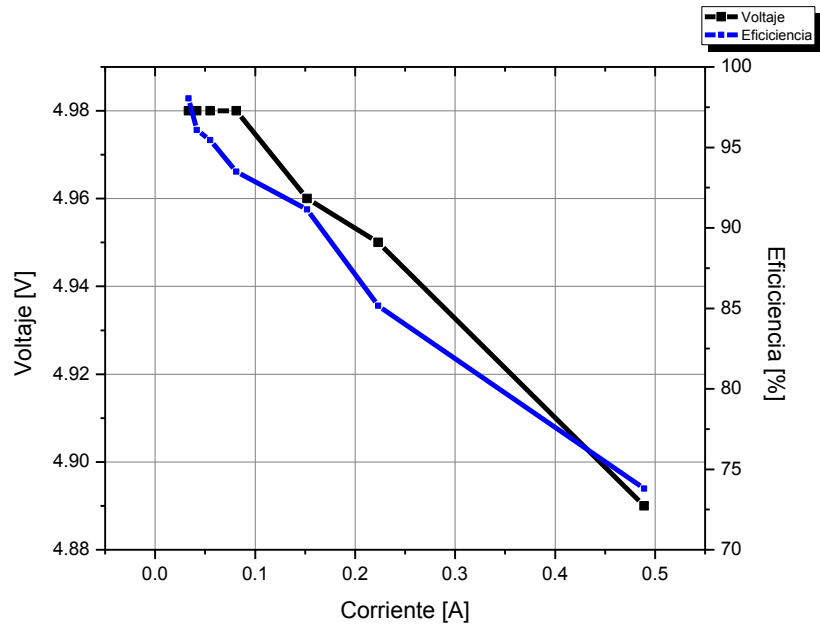


Figura 4.4. Regulación de carga para el circuito L6920. Voltaje de entrada 3.6 [V]

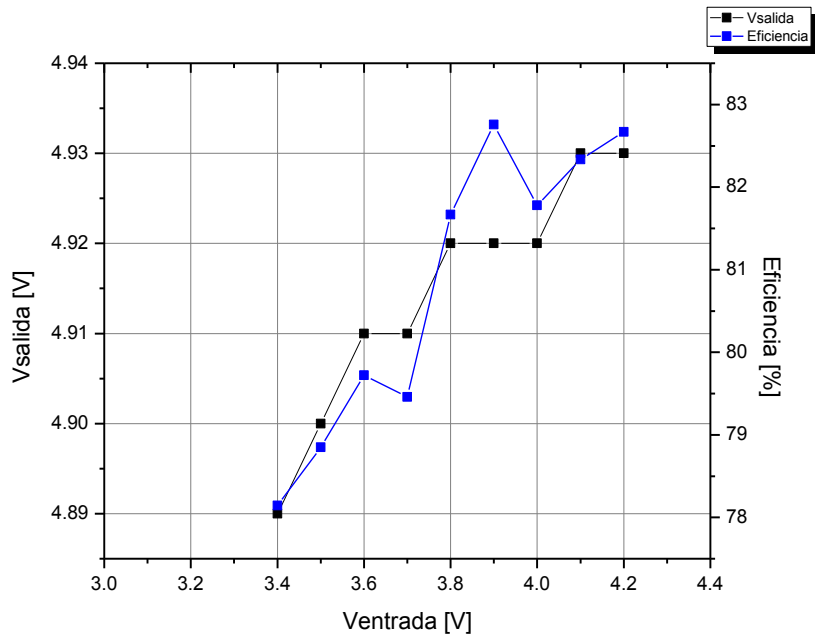
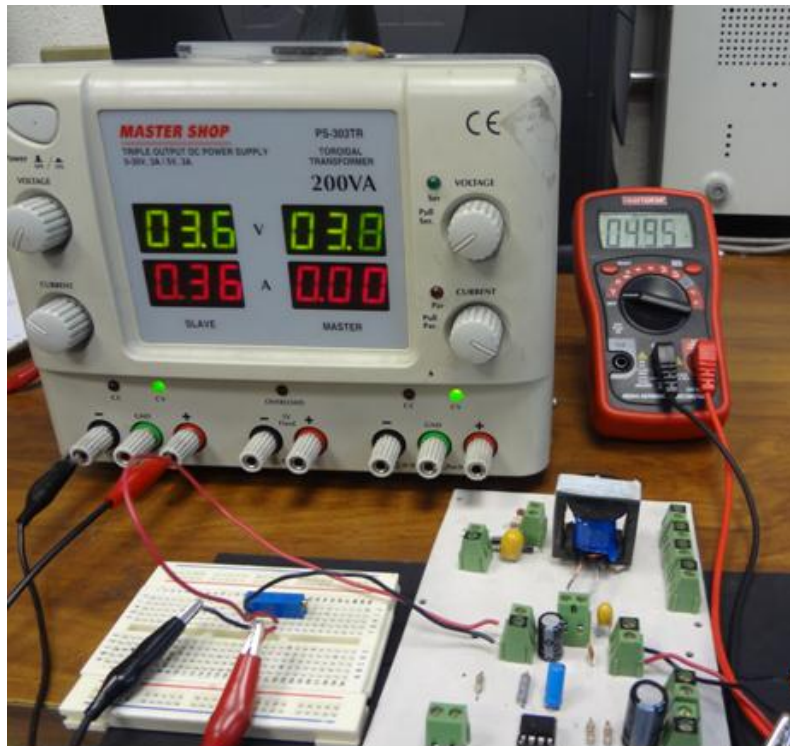


Figura 4.5. Regulación de línea con carga de 10.1 [ $\Omega$ ] para el circuito L6920

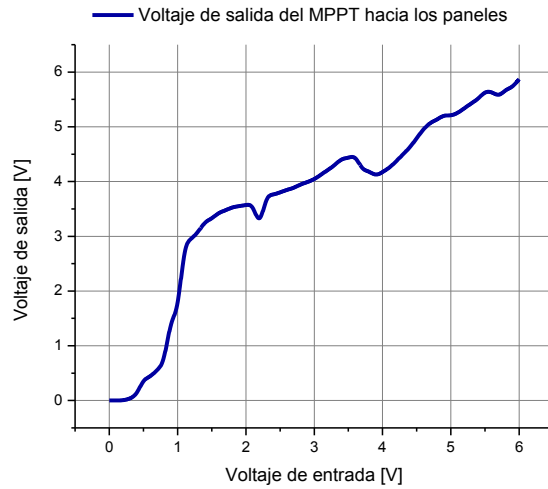


*Figura 4.6. Pruebas del circuito L6920. En la pantalla del multímetro se observa un valor de salida de 4.95[V] para un voltaje de entrada de 3.6 [V].*

#### **4.4 Pruebas del convertidor DC-DC con MPPT, SPV1040T.**

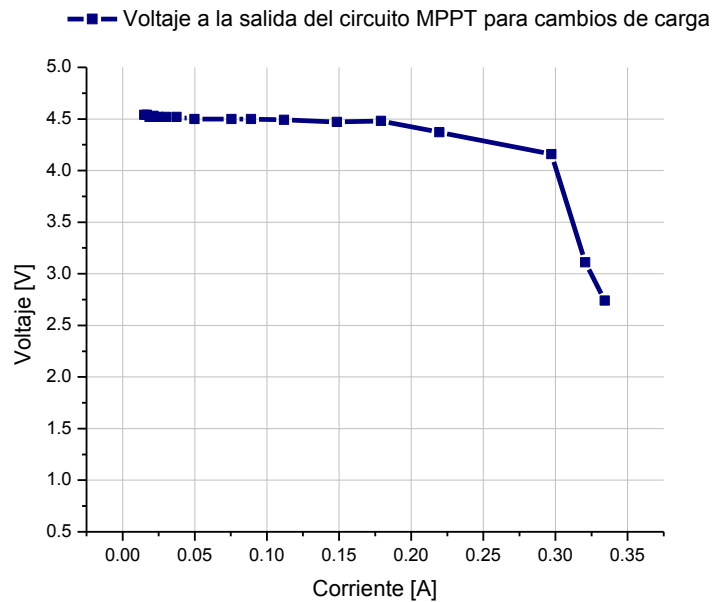
Se probó el circuito SPV1040 a diferentes voltajes de entrada de la fuente. En la [Figura 4.7](#) se puede ver que para voltajes mayores a 3.2 [V] en los paneles solares, se realizan ciclos de carga de las baterías ya que el voltaje de salida es superior a 4.2 [V], el cual es suficiente para encender la tarjeta STEVAL y corresponde al voltaje máximo de carga.



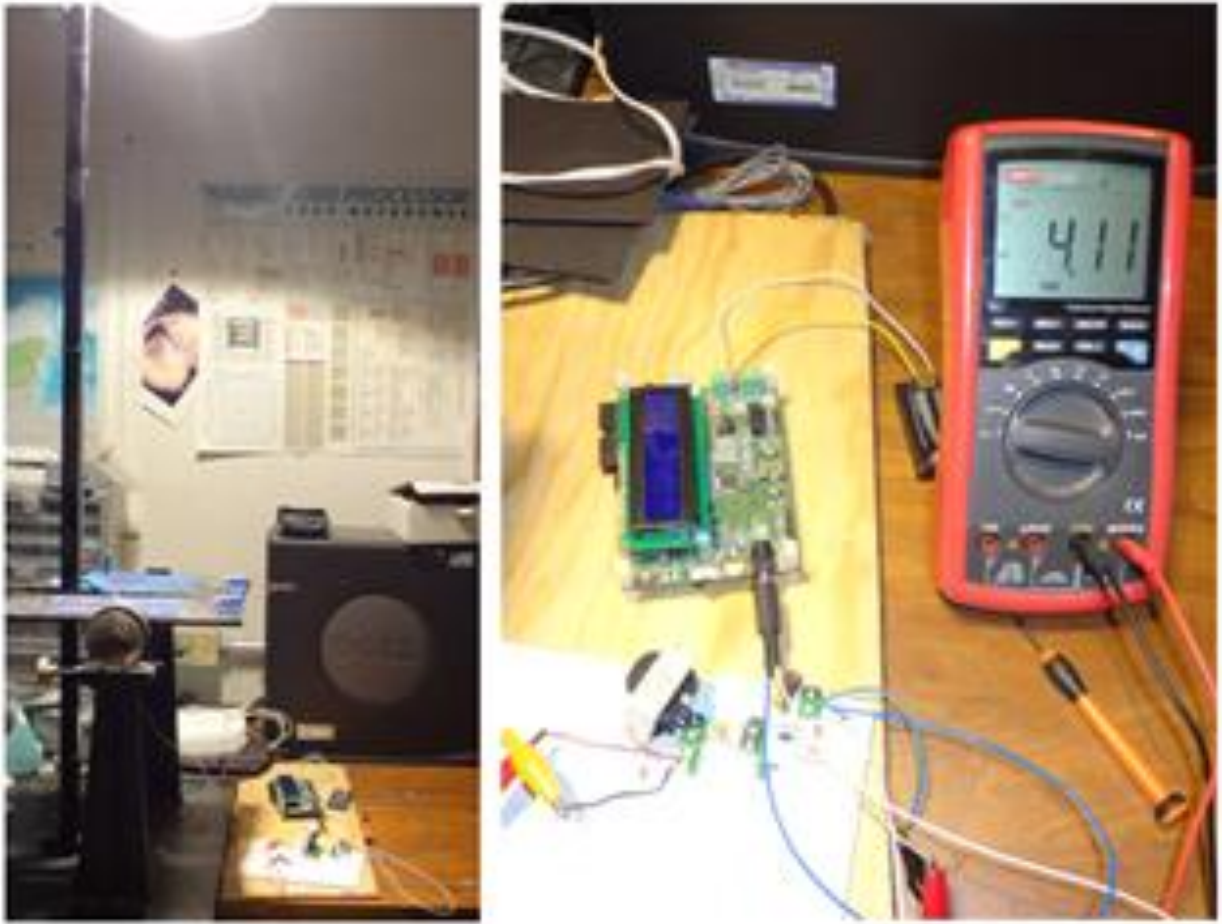


*Figura 4.7. Regulación de voltaje para el circuito SPV1040 a la salida de los paneles solares.*

Funcionando con los paneles solares como fuente de entrada al SPV1040, se obtuvo su curva de respuesta teniendo variaciones de la carga, [Figura 4.8](#).



*Figura 4.8. Regulación de voltaje para cambios en la carga en el circuito SPV1040.*



*Figura 4.9. Pruebas del circuito SPV1040 conectado a la tarjeta STEVAL.*

#### **4.5 Pruebas del convertidor DC-DC a 8 [V], MC33063A.**

Se realizaron pruebas con el motor y la rueda inercial para ver el valor de la corriente consumida por él a diferentes voltajes, y conforme a lo obtenido en la Tabla 4.1 se decidió trabajar el motor a 8 [V]. También se obtuvieron las demandas de corriente de encendido del mismo para el voltaje de operación.

<b>V fuente[V]</b>	<b>I motor [A]</b>	<b>I inicio [A]</b>
1	0.13	2.1
2	0.135	2.14
3	0.14	2.39
4	0.155	2.31
5	0.155	2.72
6	0.15	
7	0.16	
8	0.17	
9	0.19	
10	0.18	
11	0.19	
12	0.195	

**Tabla 4.1. Corriente consumida por el motor a diferentes voltajes y en el encendido.**

Se probó el circuito MC33063A encargado de alimentar al motor, variando el voltaje de entrada o la carga. Se consideraron dos voltajes fijos de 4.2 [V] y 3.6 [V] para realizar las pruebas de regulación de la carga y observar la eficiencia. Los resultados se muestran en la gráfica de la [Figura 4.10](#).

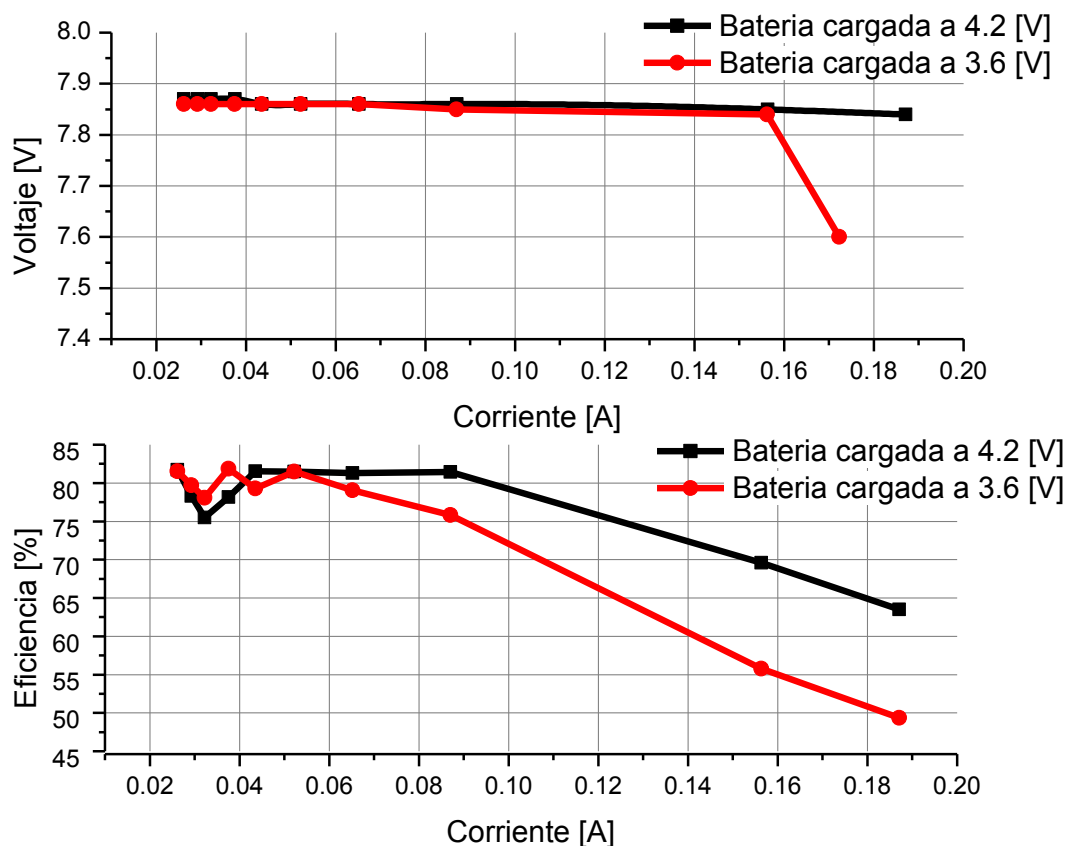


Figura 4.10. Regulación de carga y eficiencia del circuito MC33063A operando con una alimentación igual a los voltajes mínimo y máximo de las baterías.

Para cargas que requieren menos de 0.16 [A] no importa el valor del voltaje de entrada, el de salida se mantiene sin variaciones, pero se observa que tanto la eficiencia como la regulación es mejor para 4.2 [V], teniendo un valor mínimo de 63.5 [%], mientras que para 3.6 [V] es de 49.3 [%].

La obtención de la curva de regulación de línea se obtuvo variando los voltajes de entrada de 3.5 [V] a 4.2 [V] con incrementos de 0.1 [V]. De la gráfica de la [Figura 4.10](#) se puede obtener el valor de la regulación de línea de 0.231 [V/V].

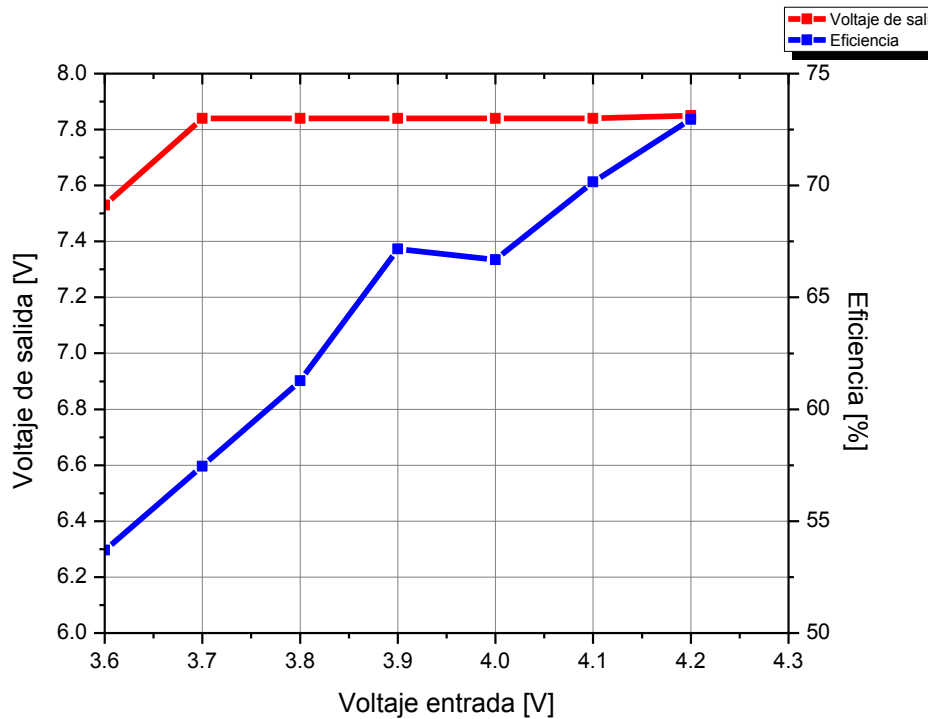


Figura 4.11. Regulación de línea y eficiencia del circuito MC33063A.

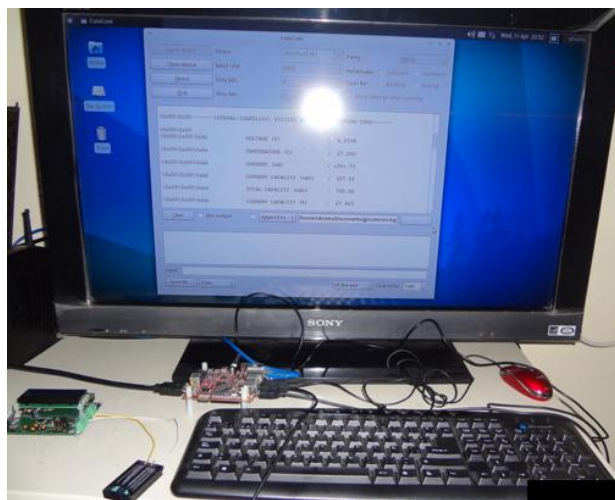
Las baterías a un voltaje de 3.5 [V] aún tienen la capacidad de entregar la corriente requerida, para el funcionamiento del motor y su velocidad no se ve seriamente afectada ya que el valor del voltaje no baja de 7.2 [V]. Sin embargo, durante los periodos de sombra es recomendable no utilizar aquellas cargas que no sean estrictamente necesarias.

### 5.1 Resumen de resultados

Se ha efectuado la caracterización espectral de la lámpara de tungsteno-halógeno que se utiliza para llevar a cabo las pruebas de eficiencia en diferentes tipos de celdas solares. Aunque las curvas espectrales no coinciden, la lámpara proporciona una aproximación razonable para hacer pruebas; obviamente, es indispensable contar con un simulador solar para que los ensayos sean confiables; sin embargo, éste ha sido un buen ejercicio para obtener las características espectrales de una fuente de iluminación.

Se ha trabajado con la tarjeta STEVAL ISB 011 V1 para manejar las salidas de los paneles solares, con los cuales se llevaron a cabo ciclos de carga y descarga en las baterías, individualmente y en conjunto. Para obtener las mediciones se conectó la tarjeta STEVAL con una computadora con sistema operativo Windows XP. Posteriormente se realizaron pruebas con lo que funcionó como la computadora de a bordo, la tarjeta Beagleboar xM. Dicha tarjeta trae instalado el sistema operativo Angstrom; éste fue cambiado por Ubuntu Oneiric con el ambiente gráfico Xbuntu en una microSD de 8 GB, el cual ha funcionado bien en ambos modos: cuando la computadora está sola o cuando tiene conectada la tarjeta de carga de la batería y se comunica con ella.

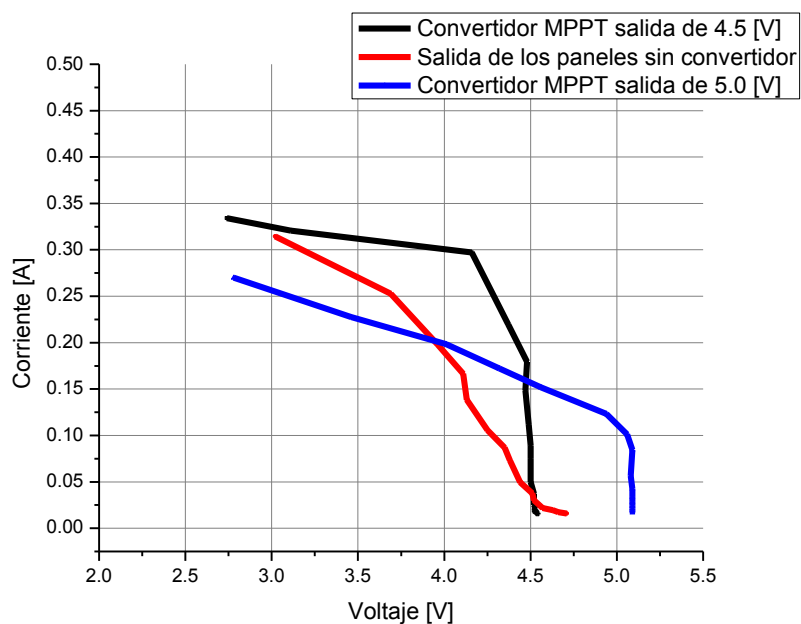
Se han efectuado ciclos de carga y descarga sin conexión con la computadora para la transmisión de datos; los ciclos y las mediciones se realizan correctamente. Al conectar la tarjeta STEVAL existía un problema de comunicación al hacer el envío de datos, especialmente sobre el de capacidad de la batería. El microcontrolador de la STEVAL se re-inicializaba, por lo que se obtenía una lectura fallida de este parámetro. Se identificó que el problema era debido al escaso soporte mecánico del conector micro USB a la tarjeta STEVAL que provocaba falsos contactos. Se volvió al soldar el conector y se cubrió con resina epóxica con el objeto de darle firmeza a la unión mecánica entre la tarjeta y el conector, y con esta acción los problemas de re-inicialización quedaron resueltos.



*Figura 5.1. Carga de batería y comunicación entre la tarjeta STEVAL ISB 011 V1 y Beagleboard xM.*

El cargador de batería de la tarjeta STEVAL cuenta con una resistencia que fija la corriente de carga máxima, 350 [mA], esto provoca que baterías con mayor capacidad tarden más en realizar su ciclo de carga. El problema de tener esta resistencia fija es que en nuestro caso necesitamos que la corriente de carga de las baterías sea de al menos 850 [mA] para garantizar que las cuatro baterías permanezcan siempre con carga al ser sometidas a ciclos de órbita LEO. El cargador de la batería utilizado en la STEVAL permite proporcionar esta corriente de carga, pero sólo si se modifica el valor de dicha resistencia.

Con el fin de aprovechar al máximo la energía proveniente de los paneles solares se implementó un circuito convertidor DC-DC con MPPT, el cual permite rastrear el punto de máxima eficiencia de las celdas para entregarlo a una carga. En principio, este circuito se diseñó para obtener una salida de 5 [V], que es el voltaje nominal para la tarjeta STEVAL, sin embargo, debido a que esta última puede funcionar bien a valores menores de voltaje en la entrada, el circuito se rediseñó para entregar 4.5 [V], voltaje suficiente para cargar las baterías y que permite un mejor aprovechamiento de la corriente generada por los paneles. La comparación del voltaje de salida para estos dos circuitos y los paneles solares solos conectados en paralelo se puede ver en la [Figura 5.2](#).



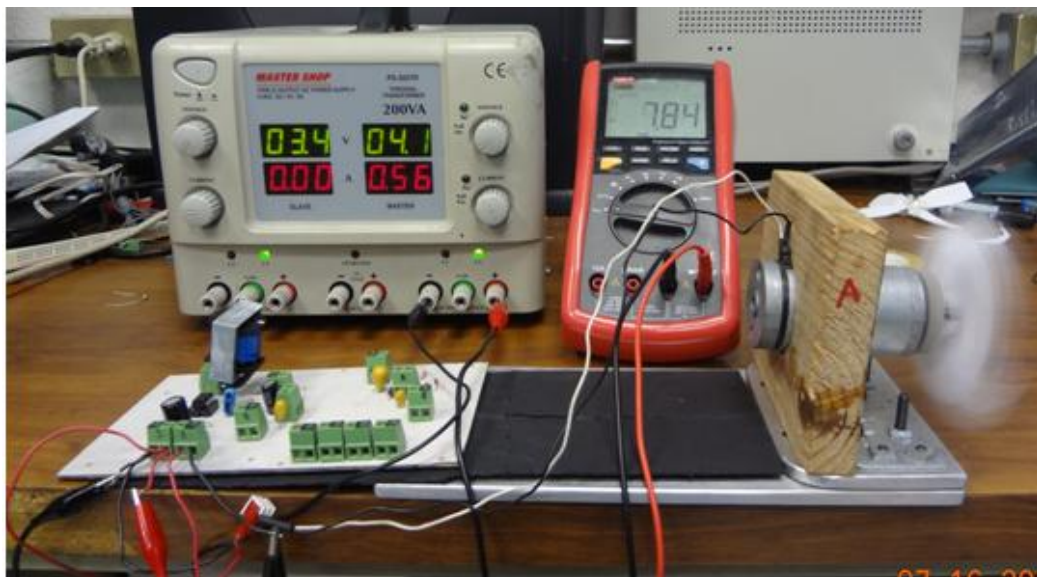
*Figura 5.2. Curvas Corriente vs. Voltaje para los circuitos convertidores MPPT y los paneles solares.*

Se observó que aun para voltajes menores a 3.5 [V] en las celdas solares, es posible recargar la batería a la tasa de 350 [mAh]. Sin embargo, fue necesario optimizar el diseño del circuito impreso del L6920 de tal modo que fuera capaz de proporcionar los 5[V] requeridos por la Beagleboard, aun cuando el voltaje de la batería sea mínimo. Esto se logró al aumentar el grosor de las pistas por las que



circula la mayor corriente y al agregar una superficie de cobre conectada a -V debajo del circuito para permitir una mejor disipación del calor generado.

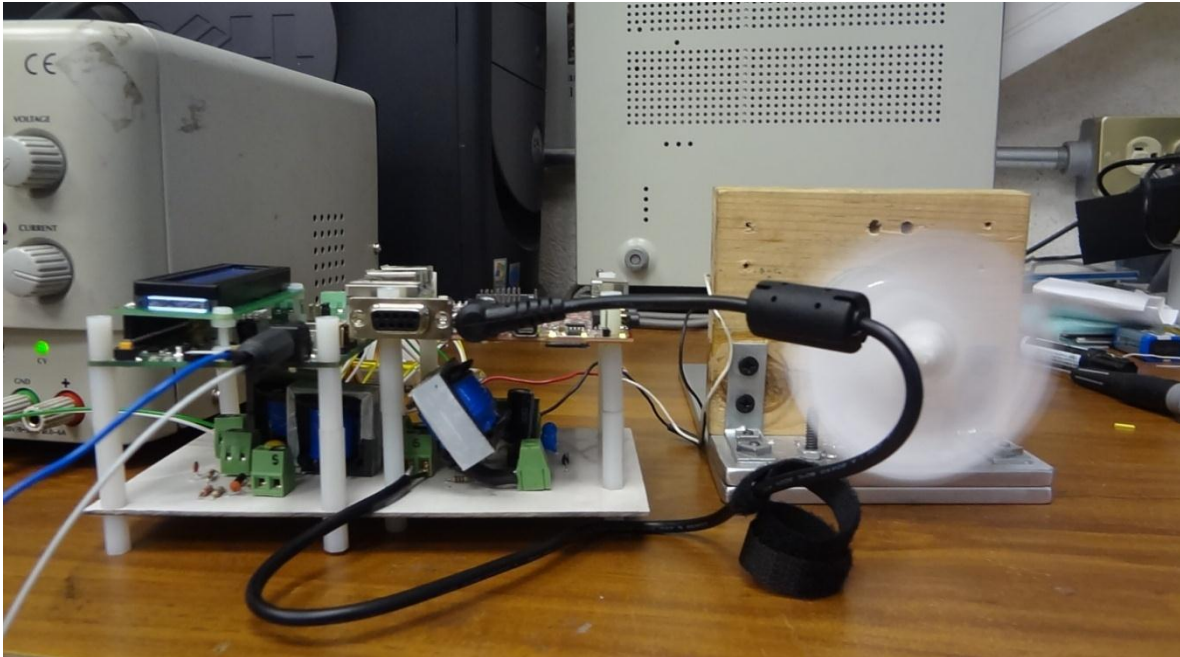
Se efectuaron pruebas de funcionamiento en el circuito elevador de voltaje para el motor de prueba, primeramente en protoboard y finalmente el circuito impreso. En un principio se obtuvo un circuito que era capaz de proporcionar la corriente necesaria para el consumo del motor, pero cuyo voltaje bajaba drásticamente. Un cambio en el diseño permitió que el motor trabajara a 7.84 [V], para un intervalo de 3.7 a 4.2 [V] en la batería, teniéndose una caída máxima de 0.6 y no de 1.6 [V] como se tenían en el circuito original.



*Figura 5.3. Pruebas de funcionamiento del circuito MC33063A*

Finalmente, se han efectuado pruebas de funcionamiento del sistema completo, el cual incluye a la tarjeta de carga de baterías, la tarjeta de circuitos convertidores de voltaje y la inclusión de una carga, que es un motor de corriente directa; todo esto sin someter a una descarga profunda las baterías y obteniéndose los valores máximos y mínimos de salida de todos los circuitos sin variación con respecto a los de su funcionamiento por separado. En [la Figura 5.4](#) se muestra el sistema completo en funcionamiento.

Las pruebas del sistema completo se efectuaron sin conectar los paneles solares debido a serios problemas en la eficiencia de estos con el aumento de la temperatura en ellas y del material sobre el que están montadas, lo que se traduce en que no pueden proporcionar la corriente ni el voltaje requeridos por la STEVAL para funcionar.



*Figura 5.4. Acoplamiento del subsistema.*

## Conclusiones y recomendaciones.

### 6.1. Conclusiones.

- En este proyecto de tesis se planteó como objetivo primario el diseño de un subsistema de energía eléctrica para un satélite pequeño (de 1 a 10 [kg]), a partir del uso de componentes comerciales y se comprobó su funcionamiento.
- Se utilizó una tarjeta de control de energía (STEVAL ISB011 V1) para obtener curvas de carga y descarga las baterías de Litio-ión. Se observó que, quitando la limitante de la corriente de carga fija a 350 [mAh], este sistema puede ser utilizado como un circuito de control y monitoreo confiable, ya que no hay pérdida de datos al comunicarse con la computadora de a bordo, y las mediciones realizadas con un multímetro corresponden a las tomadas con el circuito STC3100 de la tarjeta.
- Se realizó la caracterización de un simulador solar para realizar pruebas de funcionamiento del sistema de potencia. El simulador entrega radiación en la banda de de 350 a 1200 [nm], banda que se corresponde con la banda de absorción del silicio y con parte del espectro solar, aunque la lámpara entrega mayor intensidad de la radiación en el infrarrojo que el Sol.
- De cada uno de los tipos de celdas y de los paneles solares, se sacaron curvas de comportamiento corriente-voltaje, para observar cuáles eran sus

puntos de máxima potencia y su eficiencia a diferentes temperaturas. Las celdas solares con recubrimiento de cristal mostraron eficiencia mayor en un 3.6%. Los paneles solares presentaron una eficiencia 3% menor que las celdas individuales debido al rápido calentamiento de la superficie epóxica y al uso de distintos tipos de celdas en su elaboración.

- Se implementó un circuito convertidor de voltaje con MPPT para aumentar la eficiencia en la extracción de la energía de los paneles solares y se observó una mejora en el punto de máxima potencia de las celdas, quedando este en 4.25 [V] y 300 [mA].
- Se diseñaron dos circuitos elevadores de voltaje para adaptar éste a las necesidades de la computadora de a bordo (5 [V]) y del motor de prueba (8 [V]). Se obtuvieron sus curvas de respuesta para variaciones de carga y de voltaje de entrada, y se observó que se desempeñan adecuadamente, teniendo un valor mínimo extremo de 4.89 [V] y 7.6 [V] para el voltaje más bajo de la batería de 3.6 [V], permitiendo aún el funcionamiento de sus cargas.
- En la computadora de a bordo se instaló una distribución de Linux, Ubuntu Oneiric, y se efectuaron pruebas de comunicación para recibir la información de las variables enviadas por la tarjeta STEVAL ISB011 V11. Estas pruebas se realizaron con dos programas diferentes, Cutecom y otro escrito en C, ambos sin presentar problemas de comunicación como pérdida de datos o errores de lectura.
- Finalmente se realizaron pruebas de funcionamiento en conjunto donde se ve que las baterías elegidas son capaces de entregar la corriente necesaria, la corriente necesaria (950 [mA]), durante el periodo de sombra, para el funcionamiento de los circuitos, sin que sean forzadas a una descarga profunda.

## **6.2. Recomendaciones**

- Queda como trabajo a futuro la probabilidad de desarrollar el circuito controlador de carga de la batería con los mismos componentes utilizados

en la STEVAL ISB011 V1, que demostraron un buen funcionamiento, pero adaptados a las necesidades específicas del proyecto. Así, se podrá diseñar una única tarjeta que cumpla con los requerimientos para realizar las pruebas de calificación orbital.

- Se recomienda el desarrollo de paneles solares con un solo tipo de celdas que cuenten además con un recubrimiento de cristal para obtener mejores resultados en la eficiencia.
- La temperatura es un factor muy importante en la eficiencia de las celdas, por lo que se recomienda considerarlo al elegir el material de los paneles solares.
- A pesar del buen funcionamiento, debido a los bajos niveles de potencia entregada por los paneles, se recomienda el cambio de la tarjeta Beagleboard xM, por una cuyo consumo de corriente sea menor, ya que sólo para alimentarla se requieren 0.9 [A] para poder proporcionarle los 0.5 [A] a 5 [V] necesarios para que funcione.

## Apéndice

# A

## Celdas solares

### A.1. Celdas solares.

#### A.1.1 Principio de funcionamiento de las celdas solares.

Una celda solar es un fotodiodo que va a trabajar sin polarización. Su función es la de convertir energía solar en energía eléctrica mediante el efecto fotovoltaico. Al incidir los rayos del sol en un semiconductor, algunos de los electrones de la banda de valencia absorben energía de los fotones y pasan a la banda de conducción, los cuales generan una corriente que puede alimentar un circuito externo. Para que los electrones y huecos generados no se recombinen en el semiconductor, se debe contar con un campo eléctrico interno, el cual es producido en general por una juntura similar a la del diodo semiconductor.

En una celda solar los fotones son absorbidos en la región P, debido a que ahí los portadores minoritarios son los electrones y tienen más movimiento que los huecos. En este sentido una de las técnicas utilizadas es la de poner una capa  $p^+$ , que evite que los electrones se salgan de su camino, y en la superficie de la celda una capa antirreflejante que permite que pase la mayor cantidad de radiación posible dentro del espectro que es capaz de manejar la celda.

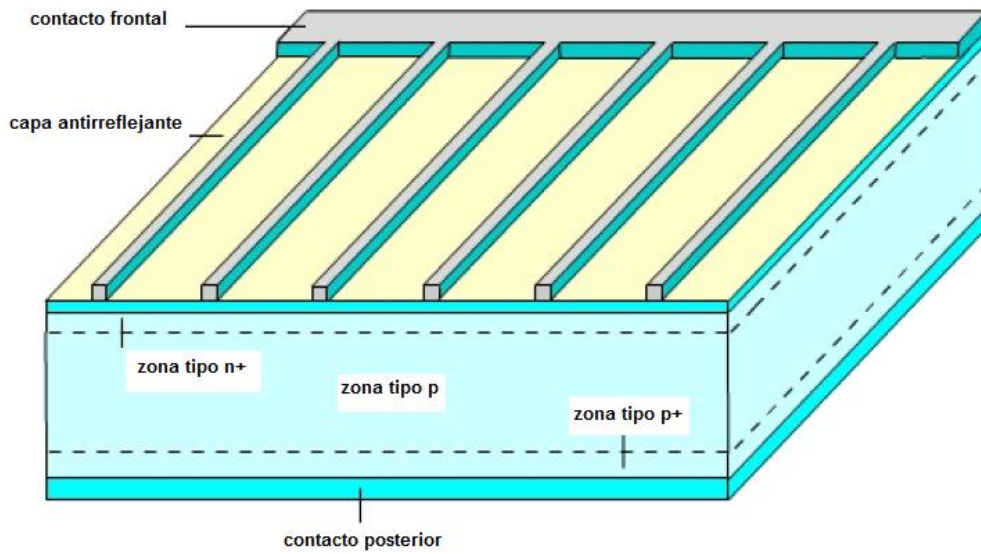


Figura A.1 Esquema de una celda solar de silicio. (Barrera, Marcela,2009:61)

Durante el proceso de iluminación hay una región en la cual el producto I-V es negativo, es decir, el diodo entrega energía.

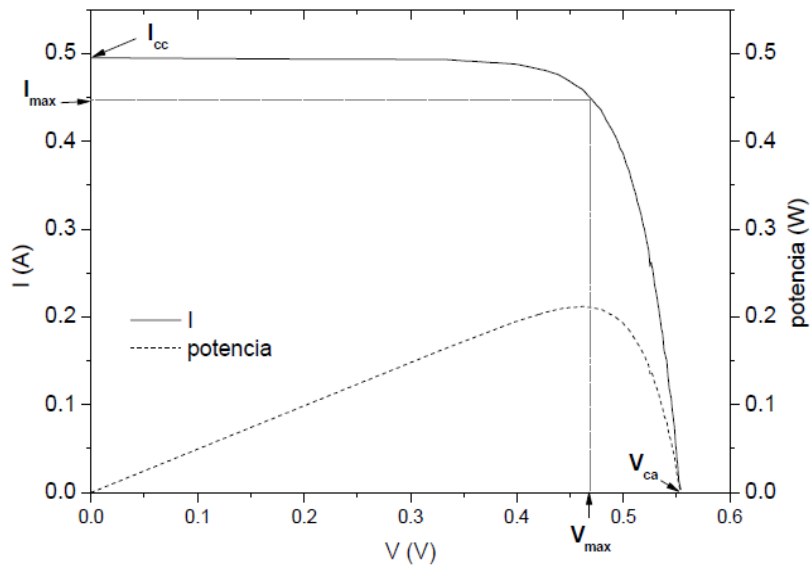


Figura A.2. Curva de respuesta  $V$  vs  $I$  en una celda solar. (Barrera, Marcela,2009:21)

Este comportamiento está descrito por la siguiente ecuación (Martínez B., M, 2004:56):

$$I = I_L - I_s (e^{qV/KT} - 1) \quad (\text{A.1})$$

Donde  $I_L$  es la fotocorriente.

La corriente electromotriz que es capaz de proporcionar una fotocelda corresponde a la corriente de corto circuito. Por su parte la fuerza electromotriz viene dada por el voltaje a circuito abierto.

$$I_{cc} = I_L$$

$$V_{ca} = \frac{kT}{q} \ln \left( \frac{I_L}{I_s} + 1 \right) \quad (\text{A.2})$$

La potencia de salida viene dada por el producto  $P=IV$ , y tendrá su valor máximo en los puntos  $I_m$ ,  $V_m$ . donde (Torres, Ivaldo, 2010:18-19):

$$I_m = I_L$$

$$V_m = V_{ca} - V_T \ln \left( 1 + \frac{I_L}{I_s} \right) \quad (\text{A.3})$$

Una manera de expresar la potencia de salida de la celda es mediante el uso del factor de forma FF, el cual nos dice que tan rectangular es nuestra curva I-V. Sus valores se encuentran entre 0.25 y 0.9.

$$P_m = FF I_{cc} V_{ca} \quad (\text{A.4})$$



Existen dos modelos para describir el comportamiento de las celdas solares: el de un solo diodo y el de dos diodos. Los parámetros que describen son la fotocorriente, la corriente de saturación, la resistencia serie, la resistencia de derivación y un factor de idealización.

Para el modelo de un solo diodo, se considera a la celda como una fuente de corriente en paralelo con un diodo. Sin embargo, en la práctica la fuente de corriente está unida a un diodo de derivación, el cual representa la corriente de recombinación de carga espacial y un resistor de derivación de fuga. Los contactos metálicos y la resistencia del material semiconductor se representan como un resistor conectado en serie con los elementos de derivación. [Figura A.3.](#)

La corriente en los diodos se expresa mediante la ecuación de Shockley ([ArRachidi, M.R., et al., 2011:1544-1545](#)).

$$I_D = I_{SD} \left[ \exp\left(\frac{q(V_L + I_L R_s)}{nKT}\right) - 1 \right] \quad (\text{A.5})$$

Donde  $V_L$  y  $I_L$  corresponde al voltaje y corriente en las terminales de la celda

$$I_{sh} = \frac{V_L + I_L R_s}{R_{sh}} \quad (\text{A.6})$$

De modo que la corriente total proporcionada por la celda puede escribirse como:

$$I_L = I_{ph} - I_{SD1} \left[ \exp\left(\frac{q(V_L + I_L R_s)}{n_1KT}\right) - 1 \right] - I_{SD2} \left[ \exp\left(\frac{q(V_L + I_L R_s)}{n_2KT}\right) - 1 \right] - \frac{V_L + I_L R_s}{R_{sh}} \quad (\text{A.7})$$

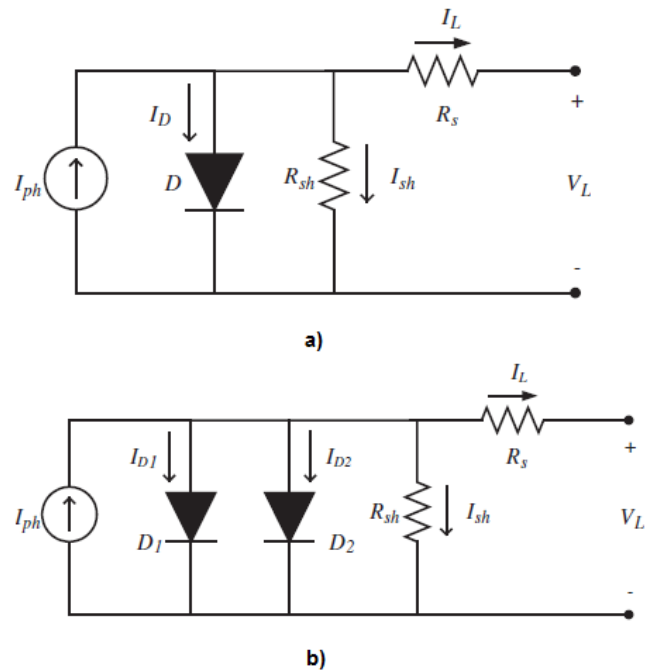


Figura A.3. a) Modelo de un diodo de una celda solar. b) Modelo de dos diodos  
 ArRachidi, M.R., et al., 2011:1544-1545)

### A.1.2 Diferentes tipos de celdas solares.

El principal factor que determina las características de una celda solar es el material con la que son elaboradas. Aquellas que son destinadas para trabajar en el espacio deben de cumplir con varios requisitos entre los que se encuentran:

- Alta eficiencia.
- Tolerancia a la radiación.
- Masa mínima.
- Tolerancia a los cambios de temperatura, y una buena capacidad de disipación del calor absorbido.

Las primeras celdas solares fueron realizadas con Silicio monocristalino y tenían una eficiencia del 7 a 8% . En 1970 se desarrollaron otras técnicas de crecimiento, sin embargo las eficiencias alcanzadas no fueron más allá del 17.5%.

Posteriormente, se empezó a trabajar con celdas de compuestos III-V como el AsGa, las cuales demostraron tener mayor eficiencia y buena tolerancia a la radiación (Iles, P.A, 2001:2-5-7). Las celdas de silicio han sido ampliamente utilizadas debido a que su precio es aproximadamente cinco veces menor que las celdas de compuestos III-V.

Para su mejoramiento, en cuanto a la eficiencia, se han desarrollado métodos en los cuales se introducen aleaciones de otros compuestos como el  $\text{CuIn}_x\text{Ga}_{1-x}\text{Se}_2$ , con lo cual se logra aumentar el coeficiente de absorción y obtener celdas más delgadas. La gráfica mostrada en la Figura A.4., fue obtenida por *TECSTAR/ Applied Solar Division*, y en ella se puede observar cómo ha ido aumentando la eficiencia de las celdas solares desde 1960, hasta el año 2005.

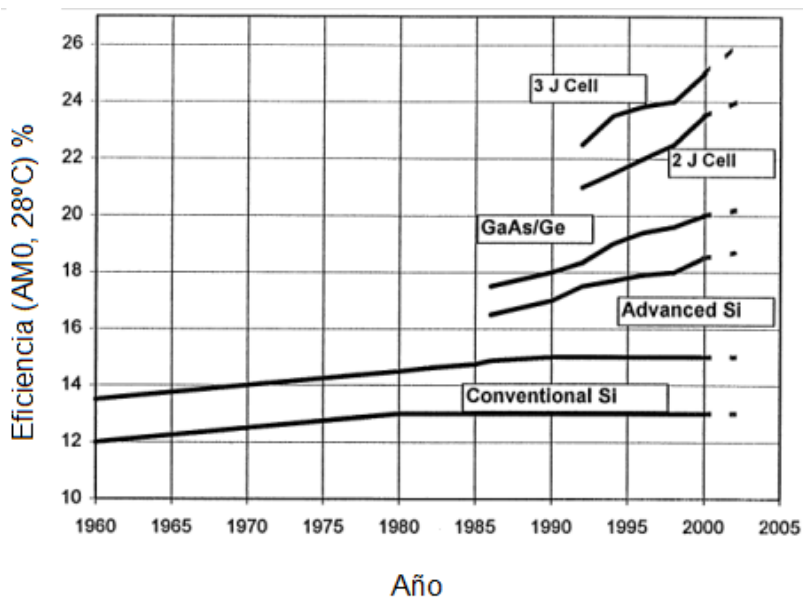


Figura A.4. Evolución de la eficiencia de las celdas solares a lo largo de los años.  
(Iles, P.A, 2001:10)

Los materiales con las que se realizan deben de ser capaces de absorber la mayor cantidad de energía en el espectro solar. El 98% de la energía solar fuera de la atmósfera se encuentra en la banda de  $0.25 \mu\text{m} < \lambda < 3 \mu\text{m}$ , que corresponde a energías de  $4.96 \text{ eV} < E < 0.41 \text{ eV}$ , por lo que la banda de valores

del gap de los materiales adecuados para realizar celdas solares de buen aprovechamiento espectral va de 0.7 eV a 2.2 eV. (Pereda, I., 2005:24).

A continuación se da una breve reseña de algunos tipos de celdas solares:

#### *Celdas de Silicio:*

- *Amorfo:* Presenta un alto grado de desorden, por lo que contiene una gran cantidad de defectos. Tiene una respuesta espectral más inclinada hacia el azul. Su proceso de fabricación es más simple y por tanto, su costo es menor al de otras celdas de silicio.  $\eta = 16\%$ .
- *Policristalino:* Su estructura es ordenada en regiones separadas. Sus enlaces irregulares disminuyen la fotocorriente que se puede generar.  $\eta = 12-14\%$ .
- *Monocristalino:* presenta una estructura completamente ordenada, lo que lo hace un material óptimo, pero su fabricación es costosa.  $\eta = 15-18\%$ .

#### *Celdas solares de heterounión de compuestos II-VI, I-III-VI<sub>2</sub> y derivados:*

Se componen de un material-ventana de bajo costo y fácil preparación como es el CdS, en donde prácticamente no se absorbe energía; y otro material que realiza la conversión fotovoltaica, como lo son el Cu<sub>2</sub>S y CdTe. Estos compuestos presentan el problema de tener una elevada resistividad eléctrica.

#### *Celdas solares de compuestos III-V:*

Tienen la ventaja, sobre el silicio, de trabajar mejor a altas temperaturas y manejar una eficiencia del 20 al 25%. Estos semiconductores tienen el gap directo de 1.40 [eV], como resultado de esto no absorben luz solar de longitudes de onda mayores a 0.9 [μm] (Torchynska T.V. et al.,2004:21). Tienen un coeficiente de absorción grande, por lo que las celdas pueden ser elaboradas silicio. Presentan la desventaja de que su costo de producción es elevado. Estas características provocan que el GaAs tenga un valor más alto de voltaje de circuito abierto y bajo coeficiente de variación con la temperatura. Otra propiedad destacada del GaAs

es el elevado valor de movilidad de los electrones, por lo que en ellas el material fotovoltaicamente activo es tipo p.

Para disminuir los efectos dañinos de la radiación, las celdas pueden ser cubiertas por vidrio, la protección que ofrece depende del ancho de la capa que se deposite; a mayores espesores el ancho debe ser más grande y varía entre los 0.1-0.5 mm. La desventaja de utilizar vidrio protector es que este puede acumular cargas eléctricas, por lo que es necesario también que se cuente con protecciones contra descargas electrostáticas.

Finalmente, hay que mencionar los últimos desarrollos con materiales orgánicos. Estas celdas construidas principalmente a base de polímeros, han demostrado tener eficiencias elevadas, incluso mejores que las obtenidas con GaAs; sin embargo, aún no se consideran aptas para trabajar en condiciones del espacio exterior debido a su alto índice de degradación a lo largo del tiempo.

#### **A.1.2.1 Celdas solares de silicio.**

Las celdas solares más utilizadas y producidas por la industria espacial, son las de silicio debido a que durante mucho tiempo la tecnología fue desarrollada en torno a este material semiconductor. El silicio policristalino es más barato de producir que el monocristalino, por lo que uno de los retos es lograr elevar la eficiencia de este tipo de celdas. Este material presenta zonas de alta recombinación, lo que reduce el tiempo de vida.

Los procesos de fabricación habituales de las celdas solares de silicio incluyen etapas de difusión de impurezas para la formación de regiones más dopadas que el sustrato. Las pérdidas por reflexión superficial en el material se disminuyen con capas anti-reflejantes y en el texturizando de las superficies del dispositivo.



Figura A.5. Paneles solares de silicio a) monocristalino, b) poliristalino, c) amorfo.

Imagen tomada de Rayner Solar: <http://www.raynersolar.co.uk/supply.php>

#### Comparación entre celdas de Si y GaAs.

En general las celdas de GaAs son más atractivas para su uso en aplicaciones espaciales, por lo que han ido sustituyendo poco a poco a las celdas de Silicio, entre sus principales ventajas se encuentran (Torchynska T.V. et al., 2004:24):

- Potencia de salida por metro cuadrado mayor en un 30% que las celdas de silicio, bajo las mismas condiciones de iluminación solar.
- Una menor variación en la eficiencia con los cambios de temperatura.
- Un tiempo de vida más grande en un 40-60%.
- Una eficiencia 20-25% mayor en la conversión de la energía.

#### A.2 Eficiencia de las celdas.

La eficiencia de una celda solar está dada por la relación entre la máxima potencia entregada a la carga por la celda y la potencia de la radiación incidente.

$$\eta = \frac{P_m}{P_{solar}} \quad (A.8)$$

Esta eficiencia también puede expresarse en términos del factor de forma y la densidad de corriente debida a la iluminación, la cual viene dada por (Morales, Arturo, 1996:3-4-5):

$$\eta = \frac{J_L V_{oc} FF}{P_{inc}} \quad (A.9.)$$

Los factores que pueden afectar la eficiencia de las celdas, son inherentes a su estructura misma y externos. Dentro de los factores externos, se encuentra la temperatura de operación, que causa una disminución en la respuesta de estos dispositivos, cuando aumenta. Dentro de los factores inherentes destaca el gap, ya que de él depende la banda de longitudes de onda que será capaz de absorber el material, el voltaje de circuito abierto y la corriente de corto circuito.

La profundidad a la que se generan los portadores influye en el espesor necesario en la fabricación de las celdas. En el GaAs los portadores se generan a una profundidad de menos de 2  $\mu\text{m}$ , mientras que en el Silicio lo hacen en algunas decenas de  $\mu\text{m}$ . Esto ocasiona que las celdas elaboradas con el primer material tengan un menor espesor y por tanto, su peso disminuya, haciéndolas una buena elección en aplicaciones espaciales donde la masa es un factor restringido.

Las resistencias serie y de derivación del modelo de la celda, también juegan un papel importante. La primera debe de ser lo más pequeña posible  $< 1\Omega$ , con el fin de evitar pérdida de voltaje en ella. La segunda debe ser lo más grande posible  $> 10^4 \Omega$  con el fin de evitar pérdidas grandes de corriente.

Uno de los motivos por los que se pierde energía en la conversión, es el hecho de que aquellas radiaciones de energía menor que el gap, no serán capaces de generar pares electrón-hueco. Por otro lado, aquellos fotones con energía por encima del gap, generarán únicamente un par electrón-hueco, y la energía restante se perderá en forma de calor.

Para reducir este efecto, se construyen celdas solares con materiales de diferentes gaps apilados (celdas multicolores) de modo que algunos sean capaces

de absorber altas energías, dejando pasar las radiaciones de bajas energías hacia el material siguiente.

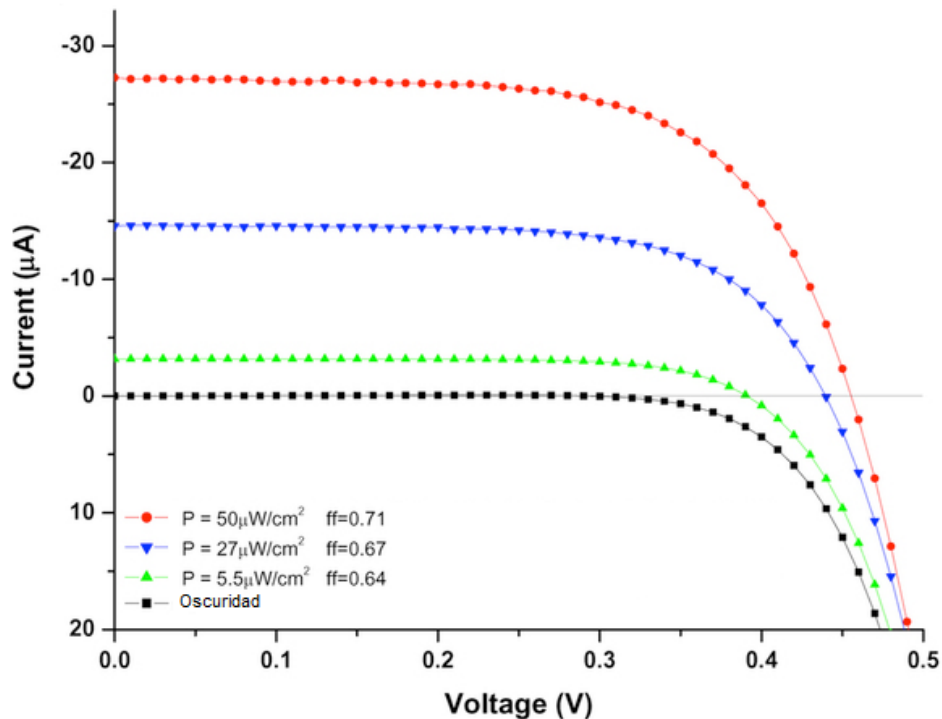


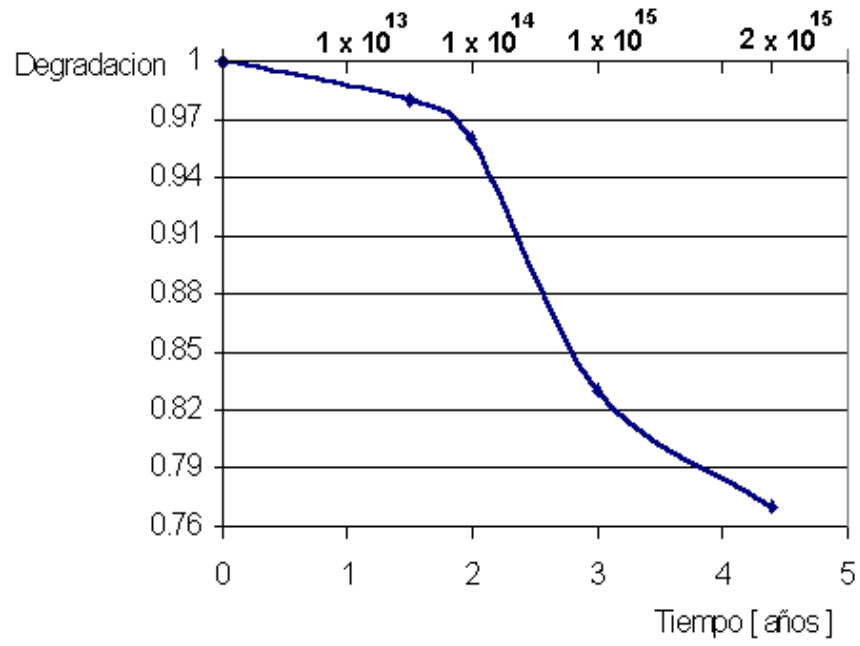
Figura A.6. Factor de forma en celdas solares de Si. (Mershin, et.al, 2012: 5)

### A.3 Curvas de degradación a lo largo del tiempo.

Durante la vida del satélite, las celdas solares sufren degradación debido al daño por radiación, esencialmente producido por el bombardeo de partículas cargadas. 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.

Existe un factor denominado resistencia a la radiación cósmica. Para medirlo es necesario conocer la potencia de la celda al principio de su vida útil BOL (Beginning of life) y al final de ella EOL (End of Life).





*Figura A.7. Curva que relaciona el porcentaje de disminución en la respuesta de las celdas (K4710), con la degradación producida por la radiación ionizante a lo largo del tiempo (Ruiz-Zavala, D., 2002).*

## Apéndice

# B

## Baterías

### B.1 Baterías

Según su constitución química, las baterías adquieren diferentes valores de voltaje entre sus terminales. Las principales características que hay que tomar en cuenta al elegir una son su capacidad [Ah], densidad de energía [W/kg] y su voltaje [V].

Las nuevas tecnologías, como Li-ion y NiMH, son de gran importancia para en el mercado, por su elevada densidad de energía, lo cual permite desarrollar aparatos electrónicos ligeros. Sin embargo, estos dispositivos no proporcionan corrientes grandes a sus cargas, por lo que en equipos que requieren esta condición, se suelen utilizar baterías de plomo ácido.

Un factor a considerar, es la cantidad de ciclos de carga y descarga que pueden soportar, sin perder su capacidad; y el proceso mediante el cual estos ciclos deben realizarse, ya que algunas necesitan de ciclos especiales de mantenimiento para que no se deterioren sus propiedades tan rápidamente.

#### B.1.1 Baterías primarias y secundarias.

Las primeras se refieren a aquellas que no se pueden recargar. Este tipo de baterías suelen tener una mayor capacidad de carga que las secundarias y una

mayor resistencia interna, se siguen utilizando en aplicaciones en donde no es posible tener acceso a una fuente de energía para recargarlas. Las pilas de zinc-carbón, son un tipo de batería primaria que aún se usa mucho debido a su bajo precio.

Las baterías secundarias son aquellas que tienen la capacidad de ser recargadas. La primera de este tipo fue inventada en 1859 por Gaston Planté, a base de ácido y plomo.

En la [Tabla B.1](#) se muestra una comparación de algunas de estas tecnologías.

### B.1.2. Características de las baterías de Litio-ión y Litio-ión polímero.

El litio es un metal ligero de gran potencial electroquímico, por lo que es posible obtener una gran densidad de energía. El cátodo es elaborado con Óxido de Cobalto Litio, Óxido de Manganeso Litio, Fosfato de Hierro Litio y Cobalto Manganeso Níquel Litio (NMC). El ánodo es de carbón o de grafito, siendo este último el material de preferencia ya que proporciona una curva de descarga más plana.

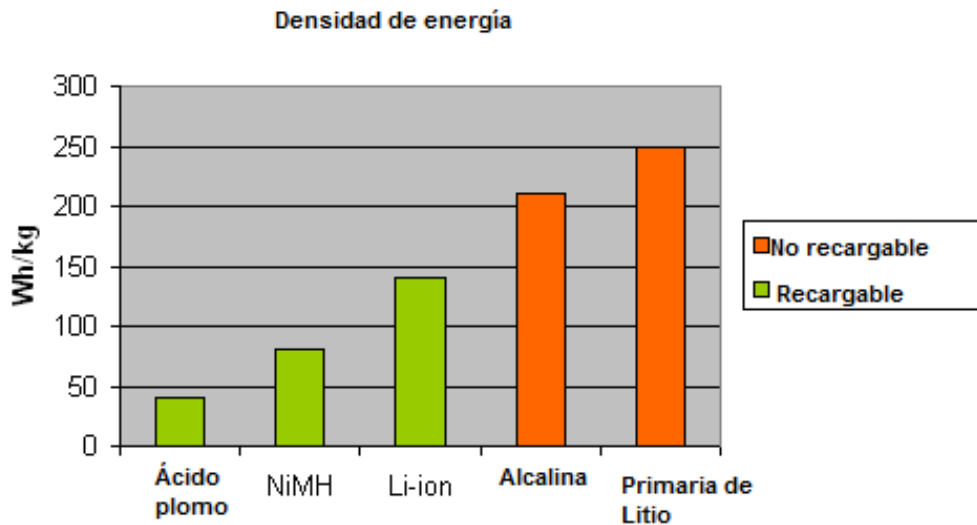
Característica	Ácido Plomo	NiCd	NiMH	Li-ion
Densidad específica de energía [Wh/kg]	30-50	45-80	60-120	90-190
Resistencia Interna [ $m\Omega$ ]	<100	100-200	200-300	150/300
Ciclos de vida (80% de descarga)	200-300	1000	300-500	500-1000
Tiempo de carga rápida	8-16	1	2-4	2-4

[h]				<1 (Manganeso)
Tolerancia a sobrecarga	Alta	Moderada	Baja	Baja
Autodescarga/mes	5%	20%	30%	<10%
Voltaje de celda (nominal) [V]	2.0	1.2	1.2	3.6
Voltaje límite de carga [V/celda]	2.4			4.2
Voltaje límite de descarga[V/celda]	1.75	1.0	1.0	2.5-3.0
Temperatura de carga [°C]	-20 a 50	0 a 45	0 a 45	0 a 45
Temperatura de descarga	-20 a 50	-20 a 65	-20 a 65	-20 a 60
Mantenimiento	Cada 3 o 6 meses carga a tope	Cada 30 o 60 días descarga	Cada 30 o 60 días descarga	Ninguno
Toxicidad	Muy alta	Muy alta	Baja	Baja

**Tabla B.1. Características de diferentes tipos de baterías.**

Comparison Table of Secondary Batteries, Battery University, Canadá, © 2012 Isidor Buchmann. Tabla elaborada con datos del sitio Battery University: [http://batteryuniversity.com/learn/article/secondary\\_batteries](http://batteryuniversity.com/learn/article/secondary_batteries)

Originalmente estas baterías utilizaron litio metálico, pero después se cambió al uso de iones de litio, debido al crecimiento de impurezas en el ánodo que lograban penetrar en la capa separadora, ocasionando un corto circuito, seguido de la elevación de la temperatura. Las baterías de Litio-ión ofrecen una elevada densidad específica de energía, un voltaje nominal por celda de 3.6 [V] y una curva de descarga plana. Tienen una baja descarga cuando no están en uso y ya que no presentan efecto memoria, no es necesario realizar descargas periódicas. Dentro de sus desventajas está el hecho de que necesitan dispositivos de control de voltaje y corriente, con el fin de evitar una sobrecarga y la consecuente elevación de la temperatura que puede terminar en estallido de la batería. Por otro lado, sufren de envejecimiento aún cuando no se encuentran en uso.



*Figura B.1. Densidad de carga de las diferentes baterías.*

Will Secondary Batteries replace Primaries? Battery University, Canadá. © 2012 Isidor Buchmann.

Imagen tomada del sitio Battery University: [http://batteryuniversity.com/learn/article/secondary\\_batteries](http://batteryuniversity.com/learn/article/secondary_batteries)  
[http://batteryuniversity.com/learn/article/will\\_secondary\\_batteries\\_replace\\_primaries](http://batteryuniversity.com/learn/article/will_secondary_batteries_replace_primaries)

Las baterías de Litio-ión polímero, trabajan con los mismos materiales para el cátodo y el ánodo que las de Litio-ión, aunque son preferentemente fabricadas con litio cobalto; se diferencian entre si por el tipo de electrolito usado. Las baterías de Litio-ión polímero utilizan una delgada capa de polímero electrolítico sólido con gel, en lugar del separador poroso. La ventaja de utilizar el polímero es que se incrementa la capacidad de la batería de entregar corriente y se disminuyen su espesor. Además, pueden ser fabricadas con diferentes diseños adaptándose a la forma requerida para diversos aparatos. Sus empaques pueden ser flexibles y delgados, disminuyendo el peso total.

Algunos experimentos bajo condiciones de órbita LEO para este tipo de baterías indican que se presenta una pérdida de la capacidad si son almacenadas por periodos prolongados de tiempo con un alto estado de carga (SOC), debido a que se aumenta la formación de una interfaz de electrolito sólida, elevándose la resistencia interna y disminuyendo la capacidad de la batería. (Sone, Yoshitsugu et al., 2008:150).

### **B.1.3 Características del proceso de carga y descarga de las baterías de Litio-ión.**

El proceso de carga y descarga de este tipo de baterías es sencillo, primero se realiza una carga a corriente constante (CC) y luego a voltaje constante (VC). Los problemas de manejo de este tipo de baterías se encuentran en su alta sensibilidad a procesos de sobrecarga.

La mayoría de las celdas de Litio-ión cargan a un voltaje de 4.2 [V]. Durante la primera etapa se realiza una carga a una tasa constante de corriente entre 0.5 a 1 C (C es la capacidad de carga de la batería), cuando el voltaje de carga es alcanzado, la corriente se disminuye (con el voltaje fijo), hasta que se alcanza el punto en el que la corriente no disminuye más, lo cual indica que ya se ha cargado totalmente la batería. En experimentos realizados con baterías de Litio-ión comerciales, en los que se realizaron 3000 ciclos de carga y descarga, se observó que el voltaje al final de la descarga para valores altos de la corriente de carga es menor que en aquellos ciclos con una corriente de carga baja ([Wang, Xianming et al., 2005:316](#)), por lo que es recomendable no someter las baterías a cargas y descargas rápidas.

El tiempo que tarda en cargar una batería varía entre 1 y 4 horas dependiendo del óxido utilizado. En experimentos realizados para modelar baterías de Litio-ión se observó que al aumentar el valor de la corriente de carga durante el periodo correspondiente a carga constante, mientras más grande sea esta menos tiempo se tarda en alcanzar el voltaje deseado. También se observó que la resistencia de DC varía muy poco durante el proceso de carga y puede ser considerada como constante. Además esta resistencia no varía con el valor de la corriente de carga ([Tsang, K.M. et al., 2010:2857-2858](#)).

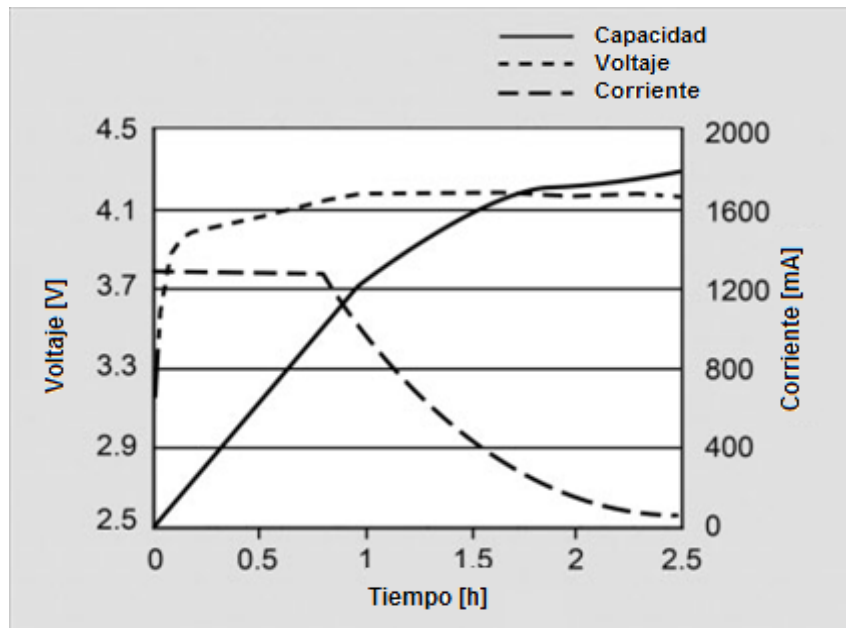


Figura B.2. Capacidad de carga y su relación con la corriente y el voltaje.

Charging Lithium-ion Battery University, Canadá, © 2012 Isidor Buchmann.

Imagen tomada del sitio Battery University: [http://batteryuniversity.com/learn/article/charging\\_lithium\\_ion\\_batteries](http://batteryuniversity.com/learn/article/charging_lithium_ion_batteries)

No es recomendable cargar las celdas a un voltaje mayor de 4.2 [V] ya que se pueden formar recubrimientos en el ánodo, y el cátodo se vuelve un material oxidante, lo que conlleva a la formación de  $\text{CO}_2$ , aumentando la presión en la celda, pudiendo llegar a explotar e incendiarse.

Tampoco es recomendable dejar que la batería sea descargada por debajo de un voltaje límite de 2.7 [V] o intentar recargar baterías que han estado guardadas por mucho tiempo a bajos voltajes, ya que pudieron haberse formado también impurezas y cortos circuitos.

Para evitar el envejecimiento de las baterías, es recomendable no realizar ciclos de descarga profunda, que puedan llevar a la batería a voltajes menores a los recomendados para trabajar en un modo seguro. Algunos experimentos indican que mientras más grande es la descarga (DOD), las baterías exhiben una relativamente severa caída de voltaje al final de la misma (Wang, Xianming et al., 2006a:596).

Las baterías de Litio-ión, y en específico las de Litio-ión polímero trabajan bien en temperaturas elevadas debido a que disminuye la resistencia interna, lo que

permite una entrega más eficiente de la energía a la carga. Un incremento en la temperatura simplemente disminuye el tiempo requerido para que los efectos del envejecimiento se observen. ([Brown, Sheley, et al., 2008:1462](#)).

El desempeño de la batería se va deteriorando con el número de ciclos de carga y descarga que ha recibido. Por motivos de seguridad es necesario monitorear el voltaje, la temperatura y la corriente de la batería. Sin embargo, las variables anteriores también nos sirven para darnos una idea del estado de carga y de salud de la batería.

Saber el daño que ha sufrido en su capacidad una batería es posible si se le abre y se hacen pruebas a sus electrodos, sin embargo, esto no es posible la mayoría de las veces. Por tanto, se han desarrollado modelos de predicción del estado de carga de la batería, muchos de ellos basados en métodos empíricos o semi empíricos en el mejor de los casos, los cuales tienen una capacidad predictiva limitada debido a la fuerte dependencia del comportamiento de la batería con factores como la temperatura y el protocolo de carga y descarga. ([Stamps, Andrew T. et al., 2005:229](#)).

Debido a que no hay una manera directa de medir el estado de carga de una batería, esta se estima ya sea por su voltaje, o por un método llamado 'Coulomb counting'. Éste último, consiste en integrar la corriente que entra y que sale de la batería durante un periodo de tiempo determinado. Esto da como resultado un dato de carga relativa, es decir, la carga almacenada que se añadió al valor de inicio; por tanto, se requiere conocer su valor inicial. ([Ferrer, D., 2011:10](#))

$$SOC = \frac{\int I(t) dt}{C_{nom}} \quad (B.1)$$

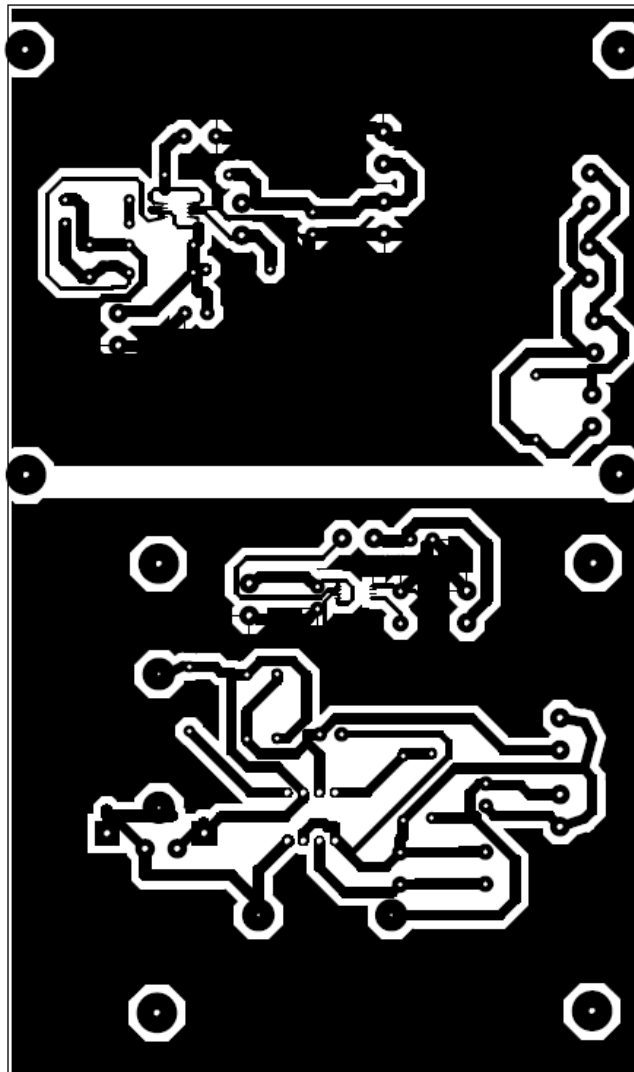
Algunos circuitos además obtienen los datos y ajustan sus parámetros dependiendo de las medidas anteriores para dar un valor más cercano del estado de la carga real.



Apéndice

# C

Circuito impreso de la tarjeta de convertidores.



## Bibliografía

- [1] ALMA MATER Satellite (nd), ALMA<sub>sat</sub>-1, obtenido de [http://www.almasat.unibo.it/02\\_projects/almasat-1/almasat1.htm](http://www.almasat.unibo.it/02_projects/almasat-1/almasat1.htm)
- [2] ARRACHIDI, M.R., AlHajri M.F., El-Naggar K.M. , Al-Othman A.K., (2011, mayo) “A new approach for determining the I-V characteristics of solar cells”, en *Solar Energy*, Vol. 85, pp. 1543-1550.
- [3] BECERRIL, B. Porfirio, (1970) “La construcción y el lanzamiento de los sct-1 y sct - 2”, en *Revista Comunicaciones y transportes*, no.9.
- [4] BEKHTI, Mohammed, M.N. Sweeting (2008, julio), “Power system design and in orbit performance of Algeria’s first micro satellite Alsat-1”, en *Electric Power Systems Research*, Vol. 78, pp.1175–1180.
- [5] BROWN, Shelley, Ogawa Keita, Kumeuchi Youichi, Enomoto Shinsuke, Uno Masatoshi, Saito Hirobumi, Sone Yoshitsugu, Abraham Daniel and Lindbergh Göran (2008) “Cycle life evaluation of 3 Ah LiMn<sub>2</sub>O<sub>4</sub>-based lithium-ion secondary cells for low-earth-orbit satellites: II. Harvested electrode examination”, en *Journal of Power Sources*, Vol. 185 No.2, pp.1454-1464.
- [6] CARRIZALES, Muñoz, Zaira Lilian. (2009), Subsistema inteligente de potencia para un satélite educativo, Tesis de licenciatura en Ingeniería eléctrica y electrónica. UNAM.
- [7] CASTILLO Sandoval, Luz María. (2000), El sistema de satélites mexicanos a finales del milenio, Tesis de Licenciatura. UNAM.
- [8] CHAD O, Kelly, Freind H. Dwayne, and Higgings Robert (1998, junio) “Lithium-ion satellite cell development: past, present and future”, Vol.13, pp. 21-25.
- [9] COLOMBO, G. (1997), “Satellite Power system simulation”, en *Acta Astronáutica* Vol. 40, No 1, pp. 41-50.
- [10] CRUZ, A. Ulises R. (2009, mayo) “La revolución de los satélites pequeños”, TODoS@CICISE, obtenida de, (<http://mysensat.org/pdfs/N09A2101.pdf>)
- [11] FERRER, Alayeto, David. Circuito para la medición de la carga y salud de baterías, Tesis de licenciatura, Universidad Politécnica de Catalunya, 2011.

- [12] GIBSON, Thomas L. et al. (2010), "Solar photovoltaic charging of lithium-ion batteries", en *Journal of Power Sources*, Vol. 195, pp. 3928-3932.
- [13] HALPER, Gerald, Harvey Frank and Subbarao Surampudi, (1999, otoño) "Batteries and fuel cells in space", en *Electrochemical Society INTERFACE*, Vol.8, No.3, pp.25.
- [14] ILES, P.A. (2001, abril), "Evolution of space solar cells", en *Solar Energy Materials & Solar Cells*, Vol. 68, pp.1-13.
- [15] KIRPICH, A. R. Luck, I. Schulman, and R.Wolfson. (1965, agosto) "Design and laboratory evaluation of an electrical power system for a medium to synchronous altitude orbiting satellite", en *IEEE Transactions in aerospace*, Vol. AS-3, pp. 1335-1350.
- [16] MARTÍNEZ, Bogado, Mónica . (2004) "Diseño, elaboración, caracterización y ensayos de dispositivos fotovoltaicos para usos espaciales", Tesis de doctorado, Universidad Nacional de General San Martín.
- [17] MARTÍNEZ, Campos, Jorge Elías. (1998), Funcionamiento tipos y estructura de los satélites, Tesina, UNAM.
- [18] MENÉNDEZ, Quinto, Daniel Arturo . (2010), "Diseño e implementación del sistema de estabilización en el espacio para el picosatélite PUCP-SAT-1", Tesis de licenciatura, Universidad Pontificia Católica del Perú.
- [19] MORALES Acevedo Arturo, (1996) "Límites para la máxima eficiencia de celdas solares de silicio: efectos debidos a la generación Auger y a niveles profundos", en *Revista Mexicana de Física* 42, No. 3, pp.449-458.
- [20] PEDROZA, Flores, Rene. (2008) "La fabricación de satélites en México y su importancia en la educación a distancia", VII Encuentro Internacional de Educación a Distancia, Universidad Autónoma del Estado de México, obtenido de: ([http://mail.udgvirtual.udg.mx/biblioteca/bitstream/123456789/297/2/IIIEI-Fabricacion\\_de\\_Satelites.pdf](http://mail.udgvirtual.udg.mx/biblioteca/bitstream/123456789/297/2/IIIEI-Fabricacion_de_Satelites.pdf)).
- [21] PEDROZA, Meléndez, Alejandro et al. (2001), "Proyecto SATEX.2". Vehículos aeroespaciales, Puebla, México.
- [22] PEREDA, Soto, Isidro Elvis. (2005) "Celdas fotovoltaicas en generación distribuida". Tesis de licenciatura. Pontificia Universidad Católica de Chile.

- [23] PRADO, Molina, Jorge. (2007), "Sistema de simulación para pruebas de algoritmos de orientación y control de satélites pequeños". Tesis de doctorado. Facultad de Ingeniería, UNAM.
- [24] REITZ, Guenther (2008), "Characteristic of the radiation field in low earth orbit and in deep space", en *Z Med Phys*, Vol. 18, No 4, pp.233-243.
- [25] RODRÍGUEZ, Barrios, Félix. (2004), "Diseño, construcción y puesta a punto de un radiómetro de esfera integradora (400 – 1700 nm)", Tesis de licenciatura. Universidad Politécnica de Madrid.
- [26] ROMERO, Mireles, Laura Lucia, (1997), "La UNAM en órbita. Reportaje de satélite UNAMSAT", Tesis de Licenciatura. UNAM.
- [27] SATEX, (2010), obtenido de [http://pumas.iingen.unam.mx/satex/html/menu\\_sp.html](http://pumas.iingen.unam.mx/satex/html/menu_sp.html).
- [28] SENSAT, (2010), obtenido de <http://mysensat.org/page/documentoslist.php>
- [29] SONE, Yoshitsugu et al. (2008) "Storage of a lithium/ion secondary battery under micro/gravity conditions", en *Journal of Power Sources*, Vol. 181, pp.149-154.
- [30] STAMPS, Andrew T. et al. (2005), "Analysis of capacity fade in a lithium ion battery", en *Journal of Power Sources*, Vol. 150, pp.229-239.
- [31] TSANG, K.M., Chan W.L., (2010, diciembre), "Identification and modelling of Lithium ion battery", en *Energy Convers Manage*, Vol., 51, No.12, , pp. 2857–2862.
- [32] TORRES, Chávez Ivaldo, "Celdas solares de alto rendimiento", en Tercer Congreso Unipamplona, Universidad de Pamplona, Ciudad Universitaria, Bloque de Ingeniería, obtenido de: [http://www.upbmonteria.edu.co/electronica/gapa/descargas/Tercer%20Congreso%20Unipamplona/celdas\\_solares\\_de\\_alto\\_rendimiento.pdf](http://www.upbmonteria.edu.co/electronica/gapa/descargas/Tercer%20Congreso%20Unipamplona/celdas_solares_de_alto_rendimiento.pdf)
- [33] TORCHYNSKA, T.V. et al. (2004, septiembre) "High efficiency solar cells for space applications", en *Superficies y Vacío*, Vol. 17, No3, pp. 21-25.
- [34] TOTORA, P., Troiani E. (2005) "The microsatellite research program at Universita de Bologna", en *Acta astronautica*, Vol. 56, no 7, pp. 696-704.
- [35] ULRICHA, Steve Jean-François Veilleuxb and François Landry Corbinb. (2009), "Power system design of ESMO", en *Acta astronáutica*, Vol. 64 , pp. 244-255.

- [36] VAN, Der Zel V., Blewett M., Clark C., Hamill D. (1996, marzo), "Three generations of DC power systems for experimental small satellites", en *Proceedings of the Applied Power Electronics Conference*, Vol. 2, San Jose, CA, pp.664-670.
- [37] VICENTE, Vivas, Esaú. (2011), "Los satélites pequeños iniciaron la carrera espacial y ahora México 35 persigue objetivos similares", en *50 Años de Ciencia y Tecnología Aeroespacial*, UAM, Unidad Iztapalapa, México D.F., pp. 161.
- [38] WANG, Xianming et al. (2005, marzo) "Effect of operation conditions on simulated low/earth orbit cycle/life testing of commercial lithium/ion polymer cells", en *Journal of Power Sources*. Vol. 142, Issue 1, pp.313-322.
- [39] WANG, Xianming, Yoshitsugu Sone, Hitoshi Naito, Chisa Yamada, Go Segami, Koichi Kibe, (2006a, octubre), "Cycle-life testing of large-capacity lithium-ion cells in simulated satellite operation", en *Journal of power sources*, Vol. 161, Issue 1, pp. 594–600.
- [40] WANG, Xianming, Yoshitsugu Sone, Hitoshi Naito, Chisa Yamada, Go Segami, Koichi Kibe, (2006b, octubre),"Cycle-lifetesting of 100-Ahclasslithium-ionbattery in a simulated geosynchronous-Earth-orbit satellite operation", en *Journal of power sources*, Vol. 161, Issue 1, pp. 602-608.
- [41] ZHOU, D. et al. (2007a), "Radiation measured with TEPC and CR/39 PNTDs in low earth orbit", en *Advances in Space Research*, Vol. 40, No. 11, pp.1571-1574.
- [42] ZHOU, D. et. al. (2007b), "Radiation measured with passive dosimeters in low Earth orbit", en *Advances in Space Research*, Vol. 40, No. 11, pp.1575-1579.

## Hojas Técnicas

- [1] Manual de Usuario: STEVAL-ISB011V1, Li-Ion battery monitor and gas gauge based on the STC3100 [<http://www.st.com/internet/evalboard/product/250168.jsp#>]
- [2] Hoja de datos del convertidor DC-DC L6920. [<http://www.st.com/internet/analog/product/75172.jsp>]

- [3] Hoja de datos convertidor DC-DC con MMPT SPV1040  
[<http://www.st.com/internet/analog/product/251161.jsp>]
- [4] Nota de aplicación del circuito SPV1040 : STEVAL-ISV006V2: solar battery charger using the SPV1040 [<http://www.st.com/internet/analog/product/251161.jsp>]
- [5] Hoja de datos del convertidor DC-DC MC34063  
[<http://www.onsemi.com/PowerSolutions/supportDoc.do?type=Datasheets&part=MC34063A/D>]
- [6] Nota de aplicación del circuito MC34063  
[<http://www.onsemi.com/PowerSolutions/supportDoc.do?type=AppNotes&rpn=MC33063A>]