



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO
DEL SISTEMA DE POTENCIA DEL SATÉLITE
QUETZAL**

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO ELÉCTRICO ELECTRÓNICO

P R E S E N T A:

MARIO OSCAR DOMÍNGUEZ CRUZ

DIRECTOR DE TESIS
DR. SAÚL DE LA ROSA NIEVES



CD. UNIVERSITARIA

2014

Índice General

Índice General.....	2
Índice de Figuras	4
Índice de Gráficas.....	6
Índice de Tablas	7
Agradecimientos.....	8
Acrónimos	9
I. Prólogo.....	10
II. Introducción	11
II.1. Diagrama Gantt del proyecto de tesis.....	12
II.2. Problema de investigación.....	13
II.3. Pregunta de investigación.....	13
II.4. Objetivos	13
II.5. Hipótesis	13
1. Satélite Quetzal	14
1.1. Misión científica	14
1.2. Descripción general del satélite	14
2. Metodología de Diseño del Subsistema de Potencia	16
2.1. Sistemas de potencia de satélites.....	16
2.2. Topología del subsistema de potencia.....	16
2.3. Celdas solares	21
2.4. Baterías.....	27
2.5. Sensores	32
2.5.1. Sensor de corriente.....	32
2.5.2. Sensor de voltaje.....	33
2.6. Regulador de voltaje	33
2.6.1. Tipos de fuentes	33
2.7. Interfaz y control	36
2.7.1. Interfaz para la distribución de los subsistemas y carga útil.....	36
2.7.2. Control del subsistema.....	38
2.7.2.1. Componentes comerciales.....	38
3. Diseño del Prototipo del Sistema de Potencia	42

3.1. Requerimientos del sistema de potencia del satélite	42
3.2. Definición de subsistema	43
3.2.2. Definición del algoritmo de administración de energía	46
3.2.3. Simulación del sistema	48
3.3. Realización del subsistema	48
3.3.1. Celdas solares	48
3.3.1.1. Requerimientos de energía	48
3.3.1.2. Tipos y criterios de selección de celdas solares	49
3.3.1.3. Pruebas de celdas solares	50
3.3.1.4. Potencia entregada	51
3.3.1.5. Capacidad de captación del panel	53
3.3.2. Baterías	54
3.3.2.1. Requerimientos de baterías	54
3.3.2.2. Selección de baterías	54
3.3.2.3. Pruebas para las baterías	57
3.3.2.4. Prueba de tiempo de carga y descarga	57
3.3.2.5. Prueba de corriente	59
3.3.3. Selección de componentes	60
3.3.4. Diseño de circuitos	63
3.3.5. Técnicas de tolerancia a fallas	72
3.3.6. Pruebas del sistema de potencia	75
3.3.7. Pruebas en sonda aerostática	79
3.3.8. Conclusiones y recomendaciones	90
Bibliografía	93
Apéndice	96
A. Fórmulas	96
B. Código	99
C. Hojas técnicas	101

Índice de Figuras

Figura 2.1.- Diagrama general del sistema de potencia.....	16
Figura 2.2.- Diagrama esquemático del sistema de potencia eléctrico digital flexible	17
Figura 2.3. - Diagrama esquemático del sistema de potencia topología Weinberg.....	18
Figura 2.4.- Diagrama esquemático del sistema de potencia topología de la misión a Marte	20
Figura 2.5.- Funcionamiento de un panel solar	22
Figura 2.6.- Evolución tecnológica de las celdas solares	23
Figura 2.7.- Curva de voltaje contra corriente de Si (Silicio) en diferentes niveles de iluminación	24
Figura 2.8.- Curvas de celdas de Si (silicio) bajo iluminación a diversas temperaturas	25
Figura 2.9.- Captación de energía.....	26
Figura 2.10.- Tipos de batería Aeroespacial.....	27
Figura 2.11.- Carga de la batería / Perfil de la tensión de descarga	29
Figura 2.12.- Profundidad de descargar (Depth of Discharge) vs. ciclos de vida para baterías secundarias	30
Figura 2.13.- Embobinado en el toroide	32
Figura 2.14.- Configuración básica del convertidor tipo Buck	34
Figura 2.15.- Comportamiento de la configuración Buck	35
Figura 2.16.- Conectores Backshell.....	36
Figura 2.17.- Conectores Backshell grado militar	37
Figura 2.18.- Conector Backshell	37
Figura 3.1.-Topología del sistema de potencia del satélite Quetzal	44
Figura 3.2.- Intensidad de radiación solar en la órbita del satélite Quetzal.....	45
Figura 3.3.- Algoritmo de administración de energía.....	47
Figura 3.4.- Caracterización del panel solar para sistema de potencia.....	51
Figura 3.5.- Especificaciones de la batería	55
Figura 3.6.- Banco de baterías	57
Figura 3.7.- Sistema de potencia	61
Figura 3.8.- Configuración Buck del convertidor LM3524N.....	63
Figura 3.9.- Configuración típica del sensor ACS712.....	64
Figura 3.10.- Acoplamiento de termopar.....	65
Figura 3.11.- Control de fuentes conmutadas.....	66
Figura 3.12.- Diagrama esquemático de la propuesta del sistema de potencial para el satélite Quetzal.....	68
Figura 3.13.- Diagrama del pcb de la propuesta del sistema de potencial para el satélite Quetzal.....	70
Figura 3.14.- Máquina CNC	71
Figura 3.15.- Votación en Hardware	73
Figura 3.16.- Diagrama Redundancia Duplicación con comparación.....	74
Figura 3.17.- Comportamiento compuerta XOR	74

Figura 3.18.- Pruebas en cámara de vacío, la plataforma Quetzal se encuentra en la parte inferior.....	81
Figura 3.19.- Extracción de datos, plataforma Quetzal.	82
Figura 3.20.- Prueba final de la plataforma completa en las instalaciones de la NASA en Fort Sumner.	84
Figura 3.21.- Banco de baterías que se nos proporcionó por parte de la NASA.....	85
Figura 3.22.- Prueba final antes del vuelo (Góndola NASA).....	85
Figura 3.23.- Góndola antes del vuelo.....	86
Figura 3.24.- Lanzamiento de la góndola donde va colocado nuestra plataforma.	87

Índice de Gráficas

Gráfica 3.1.- Tiempo estimado de captación de energía.	46
Gráfica 3.2.- Voltaje vs corriente en condiciones de nubosidad.	52
Gráfica 3.3.- Voltaje vs corriente en condiciones soleadas.	53
Gráfica 3.4.- Condiciones de carga de la batería.	56
Gráfica 3.5.- Descarga de la batería a diferentes temperaturas.	56
Gráfica 3.6.- Nivel de energía que se puede demandar del panel solar.	58
Gráfica 3.7.- Cantidad de descarga de la batería.	59
Gráfica 3.8.- Pruebas de corriente para baterías.	60
Gráfica 3.9.- Estimación de recubrimiento de aluminio.	75
Gráfica 3.10.- Ciclograma del sistema de potencia.	78
Gráfica 3.11.- Corriente vs tiempo.	88
Gráfica 3.12.- Temperatura vs tiempo.	89

Índice de Tablas

Tabla 2.1.- Ventajas y desventajas de topologías del sistema de potencia.....	21
Tabla 2.2.- Comparación de diferentes materiales expuestos a diferentes temperaturas y niveles de radiación.....	22
Tabla 2.3.- Comparación de resultados de eficiencia de paneles solares en el mundo	24
Tabla 2.4.- Principales características de las técnicas de MPPT (por sus siglas en inglés del seguimiento del punto de máxima potencia).....	26
Tabla 2.5.- Características de selección de baterías primarias	28
Tabla 2.6.- Características de ciertas baterías secundarias.....	29
Tabla 3.1.- Requerimientos energéticos propuestos para el diseño del primer prototipo del sistema de potencia.....	42
Tabla 3.2.- Requerimientos energéticos en órbita	49
Tabla 3.3.- Especificaciones de panel solar.....	50
Tabla 3.4.- Captación del panel solar	54
Tabla 3.5.- Misiones de la batería Panasonic CGR18650CG	55
Tabla 3.6.- Especificaciones de la batería Panasonic CGR18650CG	55
Tabla 3.7.- Caracterización del sensor ACS712.....	64
Tabla 3. 8.- Caracterización del termopar K	65

Agradecimientos

En primer lugar agradezco a mis padres, Luis y Socorro, por todo el apoyo incondicional que me han brindado a lo largo de toda mi formación académica. Les agradezco por todos los sacrificios que realizaron para que concluyera mis estudios universitarios.

A mis hermanos, Jorge y Omar, por brindarme su apoyo y confianza, a pesar de las peleas y disgustos siempre han estado a mi lado. Por todos esos momentos que hemos pasado juntos y por ser un gran ejemplo.

A mis primos por apoyarme en todo momento y por esos grandes momentos que hemos vivido juntos. A mis tíos que me apoyaron y creyeron en mí. A mis abuelitos, que son un gran ejemplo, aunque algunos ya no estén con nosotros siempre sus consejos me ayudaron para ser una mejor persona y cumplir mis metas.

A mis amigos de la carrera, con los cuales pase momentos divertidos. A mis amigos del equipo de futbol americano “Escorpiones Rojos de Ingeniería” de los que aprendí muchas cosas y con los cuales logre victorias y derrotas.

A la Universidad Nacional Autónoma de México, por brindarme una formación académica y así lograr una carrera profesional, dentro de la Facultad de Ingeniería. A todos mis profesores los cuales compartieron sus conocimientos para mí formación.

Al equipo de investigadores del Centro de Alta Tecnología por haberme brindado su apoyo y confianza para poder realizar este proyecto. Gracias por compartir su conocimiento, experiencia y por todo el tiempo que me dedicaron para resolver todas mis preguntas.

A mi director de tesis el Dr. Saúl de la Rosa Nieves, por su apoyo y orientación para poder llevar a cabo este proyecto

Al programa PAPIIT y a la Red de Ciencia y Tecnología Espacial por las becas que me otorgaron, las cuales me ayudaron para continuar con este proyecto hasta su finalización.

A esas personas que siempre me apoyaron y creyeron en mí para finalizar este proceso en mi vida.

Acrónimos

COTS	Commercial of the Shelf
CAT	Centro de Alta Tecnología
LEO	Low Earth Orbit
UNAM	Universidad Nacional Autónoma de México
MIT	Massachusetts Institute of Technology
FI	Facultad de Ingeniería
SPL	Space Propulsion Laboratory
SSL	Space Systems Laboratory
UV	Ultra Violeta
DC	Direct current
IF	Infra Roja
ASEC	Applied Solar Energy Corporation
MPPT	Maxim Power Point Tracking
GEO	Geostationary orbit
A/D	Analógico/Digital
PWM	Pulse-width modulation
DET	Direct Energy Transfer
ICN	Instituto de Ciencias Nucleares
NASA	National Aeronautics and Space Administration
MISTI	MIT International Science and Technology Initiatives
EMC	Compatibilidad electromagnética

I. Prólogo

El presente trabajo de tesis se realiza en el marco del proyecto satelital QUETZAL, proyecto en colaboración entre el Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT, por sus siglas en inglés) y el Centro de Alta Tecnología (CAT) de la Facultad de Ingeniería (FI) de la UNAM.

El proyecto satelital para su desarrollo sigue la metodología de diseño de sistemas espaciales “Análisis y Diseño de la Misión Satelital” (Larson W. J. (2005)). De acuerdo a la metodología referida se contempla el diseño de prototipos de los sistemas del satélite. En el caso específico del proyecto QUETZAL, los alumnos participantes desarrollaron los primeros prototipos de los sistemas del satélite.

Este trabajo de tesis presenta el diseño de un prototipo que permite evaluar una primera topología del sistema de potencia para el satélite QUETZAL, mediante este prototipo se busca iniciar la generación de experiencia en el desarrollo de sistemas de potencia para satélites dentro del grupo aeroespacial de la Facultad de Ingeniería. Un aspecto muy importante durante el desarrollo de este trabajo es que se tuvo la oportunidad de probar algunos módulos del sistema de potencia en las instalaciones de la NASA en Fort Sumner, Nuevo México, en su división de pruebas con globos aerostáticos.

El alcance del diseño que se presenta en la tesis cubre la metodología para el diseño del sistema en su aspecto funcional y su realización, y deja como trabajo a futuro su adecuación para soportar los efectos del ambiente espacial.

El trabajo que se presenta está estructurado de la siguiente manera:

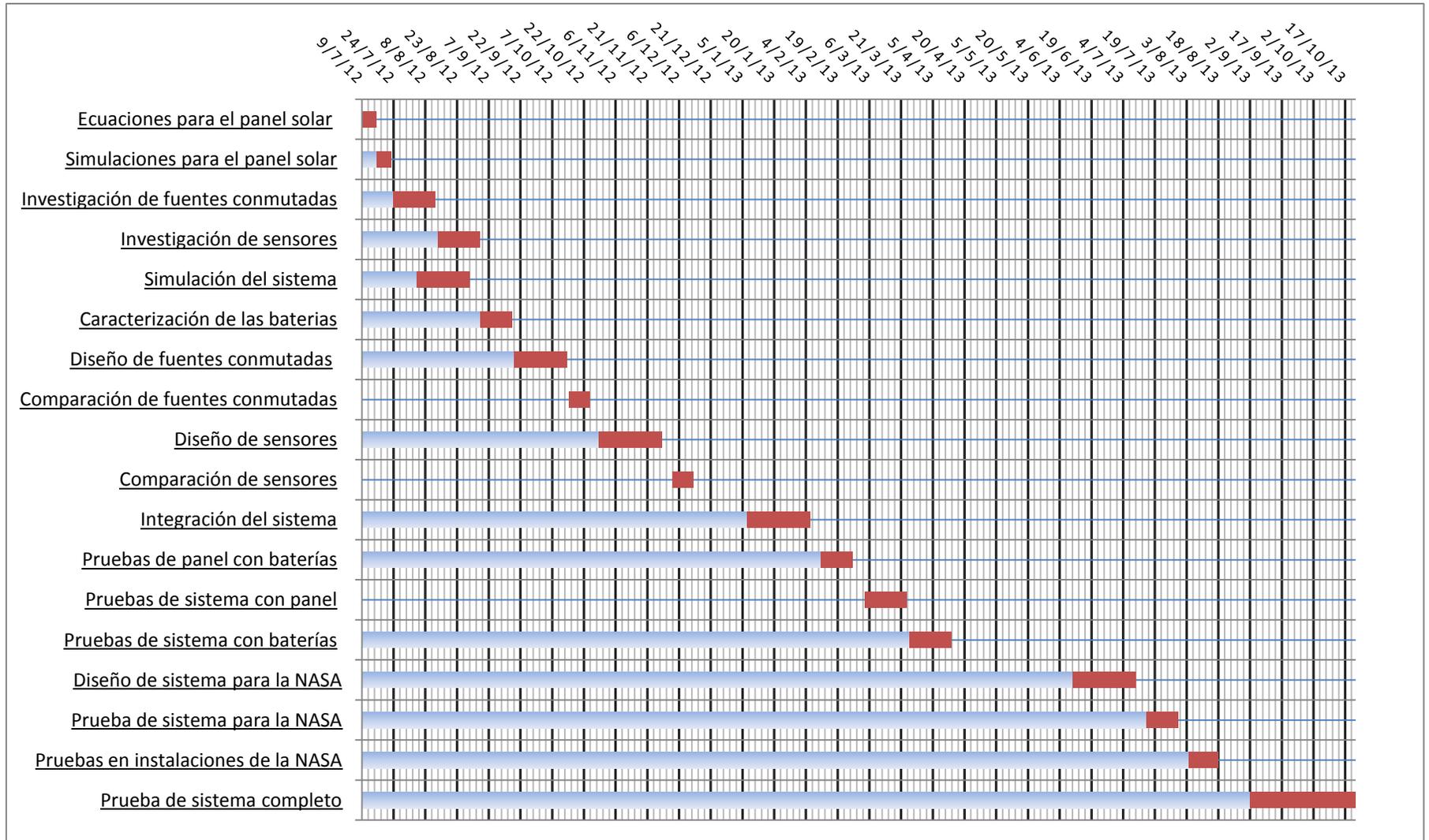
En el primer capítulo el lector se encontrará con la descripción general de la misión satelital Quetzal, de donde nace este proyecto y cuál es el objetivo principal de este satélite, así como su contribución a la sociedad.

En el segundo capítulo se presenta la metodología a seguir para el sistema de potencia, se muestran las diferentes topologías que existen para el subsistema mencionado. A su vez se encontrarán las diferentes partes que lo conforman y qué tipo de material se puede utilizar.

En el tercer y último capítulo, se muestra el diseño del primer prototipo del sistema de potencia, la topología que se utilizó para su realización, el proceso de selección de componentes que se utilizaron para su diseño, las pruebas a las que se sometió el prototipo dando un amplia descripción de las pruebas que se realizaron en las instalaciones de la NASA, y se plantea el trabajo a futuro para realizar el modelo de vuelo y su validación.

II. Introducción

II.1. Diagrama Gantt del proyecto de tesis



II.2. Problema de investigación

Diseñar y construir con componentes comerciales (*commercial of the shelf* –COTS-) el prototipo del sistema de potencia del satélite Quetzal que permita cumplir los requerimientos para el suministro y almacenamiento de energía, para el funcionamiento de la misión espacial.

II.3. Pregunta de investigación

¿Es posible definir una metodología para cumplir los requerimientos de diseño del sistema de potencia del satélite Quetzal con componentes COTS?

II.4. Objetivos

- Diseñar y construir el primer prototipo del sistema de potencia del satélite Quetzal con componentes COTS.
- Diseñar y construir una fuente conmutada controlada mediante un microcontrolador PIC.

II.5. Hipótesis

Es posible diseñar y construir mediante componentes COTS el prototipo del sistema de potencia de un satélite científico.

CAPÍTULO 1

Satélite Quetzal

1.1. Misión científica

La misión del satélite Quetzal se definió con base a las necesidades actuales para el monitoreo de contaminantes atmosféricos sobre ciudades mexicanas y de Latinoamérica. Se busca correlacionar las fuentes humanas y naturales en el impacto de la contaminación. El impacto social directo viene de acciones para mitigar las condiciones de contaminación debido a las emisiones generadas por los automóviles, volcanes, parques industriales, etc.

La misión consiste en vigilar las concentraciones de contaminantes del aire en las zonas urbanas de las ciudades latinoamericanas, especialmente sobre la ciudad de México, desde una órbita baja (LEO, por sus siglas en inglés).

La tarea principal del satélite propuesto es medir la columna vertical de contaminantes sobre la Ciudad de México y ciudades latinoamericanas, con el fin de complementar la información obtenida con la instrumentación ubicada en tierra. Las mediciones obtenidas nos permitirán definir las fuentes de contaminantes y establecer las estrategias ecológicas para tratar con ellas. Esto proporcionará a México de elementos para proponer nuevos enfoques para definir sus políticas de regulación de fuentes contaminantes a nivel local y apoyar en la definición de leyes internacionales sobre el cambio climático.

Existe una gran motivación para el desarrollo del satélite Quetzal dado que, en la actualidad hay diversos satélites que llevan a cabo misiones similares, con la particularidad, de que son demasiado grandes, costosos, complejos y que son prácticamente irrealizables por países emergentes en el área satelital. Es importante mencionar que esta misión de carácter científico se estableció con la colaboración del Centro de Ciencias de la Atmósfera de la UNAM. (Santillán S., 2012).

1.2. Descripción general del satélite

El proyecto de satélite Quetzal llega a través de la colaboración entre el MIT y el CAT de FI-UNAM. El proyecto se inició a finales de 2010 y sigue vigente hoy en día, comenzó como una iniciativa para la construcción de capacidad en el campo de la tecnología espacial y de establecer una relación a largo plazo entre las dos instituciones. La propuesta ha sido apoyada por el fondo semilla de Iniciativas de Tecnología y Ciencia Internacional del MIT (MISTI, por sus siglas en inglés).

Las instituciones coordinadoras del proyecto son: el CAT por la FI-UNAM, el Laboratorio de Propulsión Espacial (SPL, por sus siglas en inglés) y el Laboratorio de Sistemas Espaciales (SSL, por sus siglas en inglés) por el MIT. El Instituto de Geografía y el Centro de Ciencias de la Atmósfera de la UNAM son las instituciones que apoyaron la definición de la misión y la implementación de los subsistemas de la plataforma por satélite. (Santillán S., Proyecto satelital Quetzal UNAM-MIT, 2013).

El proyecto propuesto está relacionado con el desarrollo de una plataforma de un microsatélite (50-70 kg) para fines de investigación. Los parámetros iniciales en los que se colocara el satélite son: 98° de inclinación y 686 kilómetros de altitud.

Como carga útil principal se selecciona un espectrómetro en el rango de frecuencia de ultravioleta (UV) la cual nos permite la monitorización de dióxido de azufre (SO₂), las partículas dentro del rango de 305 a 315 nanómetros de longitud de onda. Otro instrumento que es considerado como una carga útil es una cámara multiespectral para la teledetección con resolución de 20-25 metros por píxel.

La plataforma satelital se compone de los siguientes subsistemas, que se desarrollarán bajo los requisitos y limitaciones de la carga seleccionada: navegación, determinación de posición control del subsistema, subsistema de regulación de energía, subsistema estructural, los subsistemas de control térmico, subsistema de telecomunicaciones, subsistema de procesamiento y manejo de datos, el subsistema de telemetría y comando y el subsistema de propulsión.

CAPÍTULO 2

Metodología de Diseño del Subsistema de Potencia

2.1. Sistemas de potencia de satélites

En general el subsistema de potencia eléctrica de un satélite basado en celdas fotovoltaicas se compone de varias etapas, como se observa en la figura 2.1, que se pueden identificar como: captación, fuente de regulación, almacenamiento y distribución de energía.

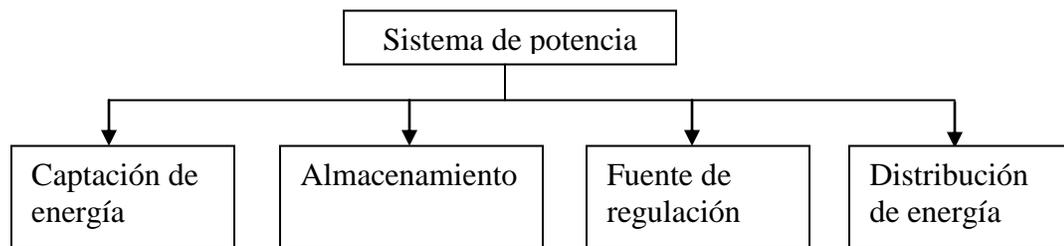


Figura 2.1.- Diagrama general del sistema de potencia.

Cada etapa realiza las siguientes funciones: la captación de energía se obtiene mediante el uso de arreglos de celdas fotovoltaicas, conocidas también como paneles solares, las cuales a partir de la captación de los fotones provenientes de la luz solar generan energía eléctrica; la etapa de almacenamiento permite acumular energía para compensar la posible falta de captación de energía y permitir la continuidad de operación del subsistema durante eclipses; las fuentes de regulación se encargan de proporcionar los niveles de voltaje requeridos por los subsistemas del satélite, a partir de la energía que proporcionan la etapa de captación o la de almacenamiento, y también se encargan de regular la carga y descarga de las baterías que forman la etapa de almacenamiento; la etapa de distribución de energía designa la cantidad del presupuesto energético disponible a cada uno de los subsistemas, garantizando la disponibilidad mínima de energía que permita la operación del satélite.

2.2. Topología del subsistema de potencia

Podemos encontrar diferentes configuraciones del sistema de potencia, éstos son unos ejemplos:

a) Sistema de potencia eléctrico digital flexible

En esta topología, figura 2.2, se puede observar que los paneles se conectan al módulo de carga de las baterías y este al banco de baterías con el fin de regular su carga y garantizar el almacenamiento de energía. Los paneles solares y el banco de baterías tienen líneas independientes que se conectan al módulo que contiene reguladores DC-DC. La salida de los reguladores se conecta a los demás subsistemas así como a la carga útil del satélite.

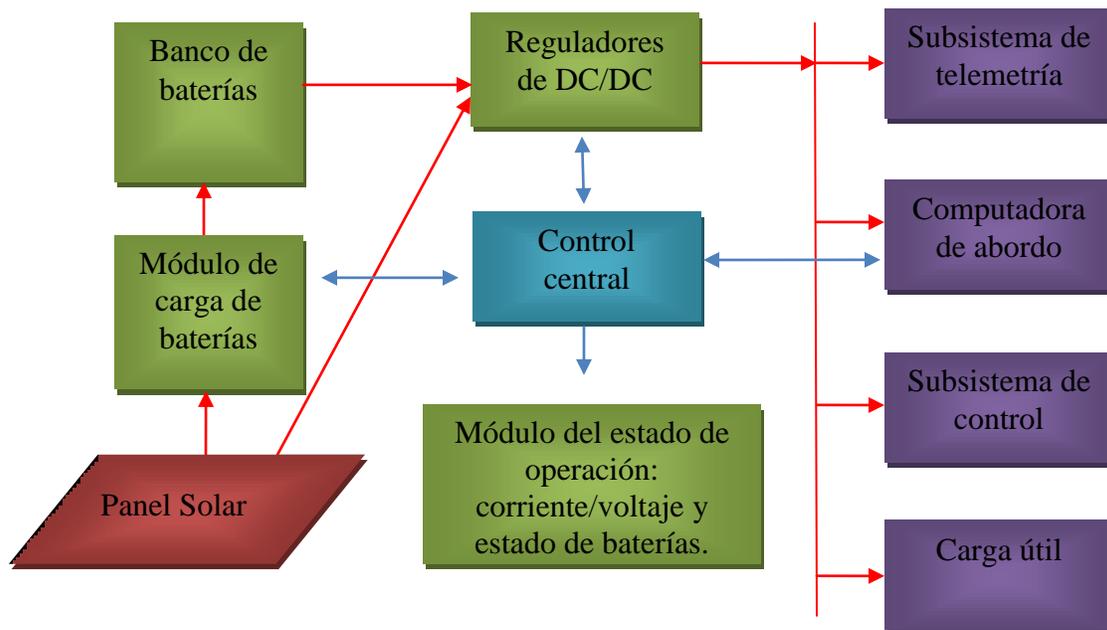


Figura 2.2.- Diagrama esquemático del sistema de potencia eléctrico digital flexible (Ramamurthy, A. (2009)).

Todos los módulos de esta topología son administrados por un módulo denominado control central, con el fin de garantizar la captación óptima de energía, su almacenamiento y distribución.

También podemos ver que hay un módulo que se encarga de revisar el estado de operación del sistema, el cual proporciona protección contra variación en los niveles de voltaje y corriente e indica también en qué estado se encuentran las baterías.

Esta topología presenta tres estados. El primero es cuando los paneles están en funcionamiento y ellos proporcionan toda la energía que utiliza el sistema para su regulación y la alimentación del satélite, incluyendo la carga de las baterías; un segundo ocurre cuando los paneles están en funcionamiento y el banco de baterías ya está cargado, entonces los paneles solo proporcionan energía para su regulación y alimentación del

satélite; el tercero se presenta cuando los paneles solares no están funcionando y el banco de baterías entra en función y suministra la energía al satélite, en este estado se monitorea el nivel de carga de las baterías ya que se debe garantizar un nivel de reserva energía para asegurar el funcionamiento del sistema, por lo anterior si el nivel de carga de las baterías baja de manera considerable el sistema de control puede suspender el suministro de energía a los demás subsistemas de acuerdo a criterios de prioridad funcional del satélite y llegar incluso a un mínimo de subsistemas operando con el fin garantizar la supervivencia del satélite en tanto los paneles solares reactivan su funcionamiento.

b) Sistema de potencia topología Weinberg

En la figura 2.3 se puede muestra la topología Weinberg, en donde se observa como los paneles se conectan a la entrada de los reguladores en serie y a una derivación. Para el almacenamiento de energía se conectan las baterías al módulo de los reguladores en serie, y para la salida de energía estas a su vez se conectan a un regulador de descarga, el cual también monitorea su tiempo de descarga con el fin de determinar si es necesario limitar la entrega de energía mediante la suspensión de algún subsistema. Todas estas partes son controladas y monitoreadas por el control de potencia el cual también va a regular la salida para alimentar a los demás subsistemas y a la carga útil.

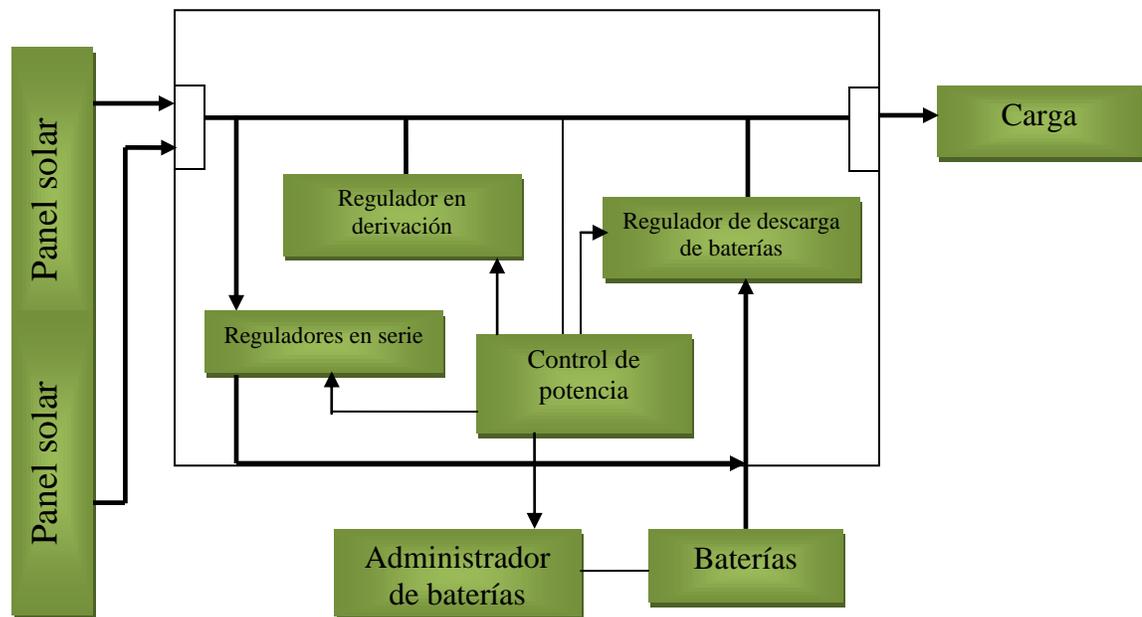


Figura 2.3. - Diagrama esquemático del sistema de potencia topología Weinberg (Yanjun L., Weijun L. (Enero 2009)).

En este diagrama se observa como los paneles se conectan a la entrada de los reguladores en serie y a una derivación. Para el almacenamiento de energía se conectan las baterías al módulo de los reguladores en serie, y para la salida de energía estas a su vez se conectan a un regulador de descarga, el cual también monitorea su tiempo de descarga con el fin de determinar si es necesario limitar la entrega de energía mediante la suspensión de algún subsistema. Todas estas partes son controladas y monitoreadas por el control de potencia el cual también va a regular la salida para alimentar a los demás subsistemas y a la carga útil.

Con respecto a los estados operativos del sistema, uno de los estados del sistema es cuando los paneles no están en funcionamiento, dejando al banco de baterías como el encargado para el suministro de energía, este a su vez se activa con el administrador de baterías. Las baterías se conectan al regulador de descarga ya que este nos indica el estado en que se encuentran y cuando comienza a disminuir la carga de las baterías empieza a suspender el suministro de energía de los subsistemas así como de la carga útil hasta que vuelvan a un estado adecuado de carga y esto servirá para no perder el nivel mínimo de reserva de energía que permita conservar la funcionalidad del satélite.

Otro estado es cuando están en funcionamiento los paneles solares y el administrador de baterías nos indica que están cargadas en su totalidad, esto hace que se suspenda el suministro de energía al banco de baterías para cargarlas o de lo contrario se conecta según la capacidad en que se encuentren las baterías.

c) Sistema de potencia topología de la misión a Marte

En esta configuración podemos ver que los paneles se conectan directo al control de voltaje y al módulo de carga y descarga de las baterías y de este módulo se va a las baterías.

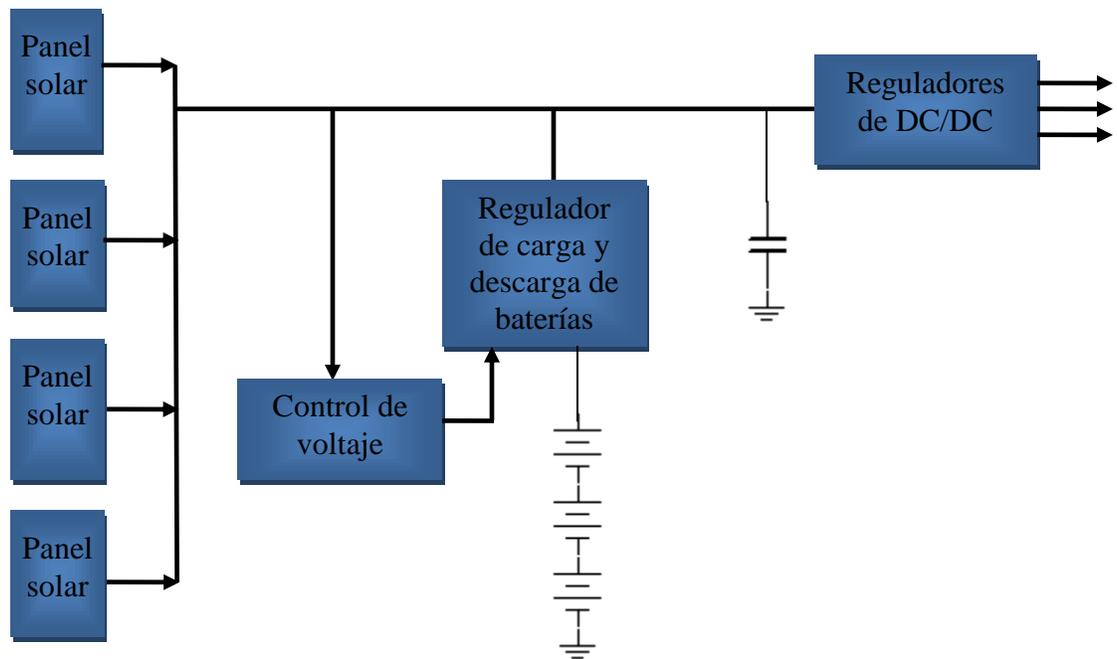


Figura 2.4.- Diagrama esquemático del sistema de potencia topología de la misión a Marte (Craig C. (2002)).

Después la línea de carga y descarga se conecta a los reguladores de DC-DC para que a la salida se obtenga el voltaje necesario para los demás subsistemas así como de la carga útil.

En esta configuración se puede determinar que uno de los estados del sistema es cuando los paneles no están en funcionamiento pero el módulo de carga y descarga se mantiene activo para abastecer de energía al sistema. El banco de baterías es monitoreado por el regulador de carga y descarga, este indica el estado de carga en que se encuentran las baterías y a partir de este estado el módulo donde se encuentran los reguladores puede suspender el suministro de energía para algunos subsistemas así como de la carga útil con el fin de garantizar un nivel mínimo de reserva de energía.

Otro estado es cuando están en funcionamiento los paneles solares y el regulador de carga y descarga nos indica que las baterías están cargadas en su totalidad gracias a este módulo podemos desactivar la carga o activarla según la capacidad en que se encuentren las baterías.

En conclusión podemos ver, en la tabla 2.1, que existen diferentes topologías para el sistema de potencia, en todas ellas podemos identificar las mismas etapas básicas pero desarrolladas con diferente grado de complejidad, el nivel de desarrollo dependerá de los requerimientos y de las características de la misión satelital en la cual se desempeñarán.

Tabla 2.1.- Ventajas y desventajas de topologías del sistema de potencia.

Configuración	Ventajas	Desventajas
Sistema de potencia eléctrico digital flexible	Es más eficiente ya que contiene el módulo de estado de operación	Tiene más bloques y puede ocupar mayor dimensión en el satélite
Sistema de potencia topología Weinberg	Es más eficiente en el módulo de almacenamiento de energía	Tiene más bloques y puede ocupar mayor dimensión en el satélite
Sistema de potencia topología de la misión a Marte	Tiene menos bloques	Puede ser menos eficiente

2.3. Celdas solares

Un panel solar es un módulo formado por arreglos de celdas fotovoltaicas (celdas solares) que aprovecha la energía de la radiación solar para convertirla en energía eléctrica. El Silicio (Si) cristalino y el Arseniuro de galio (GaAs) son la elección típica de materiales para celdas solares.

Los cristales de Arseniuro de galio son creados especialmente para uso fotovoltaico, presentan los valores más altos de eficiencia de conversión y su precio es elevado, mientras que los cristales de Silicio están disponibles en lingotes estándar y son más baratos. El Silicio policristalino tiene una menor eficacia de conversión, pero también menor costo.

Las celdas (llamadas células fotovoltaicas) captan la radiación luminosa (fotones procedentes de la radiación solar). Estos fotones impactan sobre la superficie de la célula y allí son absorbidos por materiales semiconductores, tales como el silicio, golpeando a los electrones y liberándolos de los átomos a los que pertenecían, así los electrones comienzan a circular por el material produciendo la electricidad en forma de corriente continua a baja tensión. La figura 2.5 ilustra la conversión de energía en las celdas.

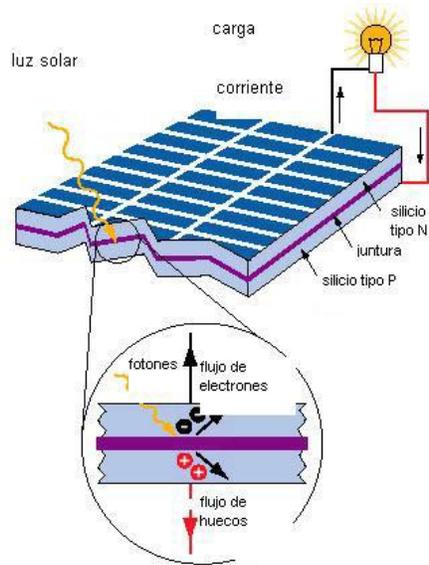


Figura 2.5.- Funcionamiento de un panel solar.

En la Tabla 2.2 podemos ver la comparación de materiales y configuraciones de celdas, para la variación de los parámetros de salida de diferentes tipos de materiales que existen. En ella podemos ver la variación que hay en la potencia que nos entregan ante la exposición de los materiales a diferentes flujos de radiación y a diferentes temperaturas. Se destaca una mayor estabilidad en las celdas de GaAs y una mayor pérdida de eficiencia en las basadas en Si ante los cambios de radiación y temperatura.

Tabla 2.2.- Comparación de diferentes materiales expuestos a diferentes temperaturas y niveles de radiación. (Polupan G. (2004)).

Type SC materials	Efficiency (%)	Power, W Un-Irradiated		Power, W 1MeV Electron Fluence			
		28 °C	50 °C	3 x10 ¹⁴ e/cm ²		1x10 ¹⁵ e/cm ²	
				28 °C	50 °C	28°C	50°C
Silicon	14.8	170.9	149.5	129.0	112.2	113.0	98.8
GaAs/Ge	18.5	218.1	208.2	188.1	179.6	166.8	159.3
GaInP/GaAs/Ge	21.5	253.5	242.8	223.0	211.9	192.7	183.0

El parámetro más importante para los paneles solares en el espacio es la eficiencia, entendiéndose como eficiencia la capacidad para convertir la energía solar en energía eléctrica. La eficiencia de las celdas solares en el espacio es afectada por la alta radiación de energía de partículas en la órbita, este efecto a lo largo del tiempo disminuye la eficiencia y puede ser un problema para la misión espacial.

La eficiencia también debe de cumplir con los requisitos de alimentación del satélite. Las características de la degradación de los paneles se da por la energía de electrones y la

irradiación de protones que afectan al panel solar y depende del tipo de semiconductor con el que se fabriquen y su estructura, por ejemplo, se sabe que el InP (Fosforo de Indio) presentan una resistencia a la radiación extremadamente alta, y por lo tanto, es utilizado como un material para fabricar los paneles solares que se utilizan en misiones espaciales donde se presentan altas densidades de partículas cargadas.

En 1996 Applied Solar Energy Corporation (ASEC) informó en una reunión de energía fotovoltaica en EE.UU., la célula GaInP / GaAs se recibió con mucho entusiasmo por la comunidad espacial. La fabricación y la experiencia de uso que acompaña a los grandes volúmenes de producción se van a un largo camino hacia la provisión de la industria con una fuente de alta eficiencia y bajo costo de las celdas. Aunque no ha alcanzado aún un significativo nivel de producción, la industria está avanzando con la instalación de nuevos sistemas, desarrollo de nuevos productos, y trabaja para establecer las normas para las pruebas de calificación (Friedman D.J. (1998)). En la figura 2.6 se muestra la eficiencia de las celdas solares conforme los años.

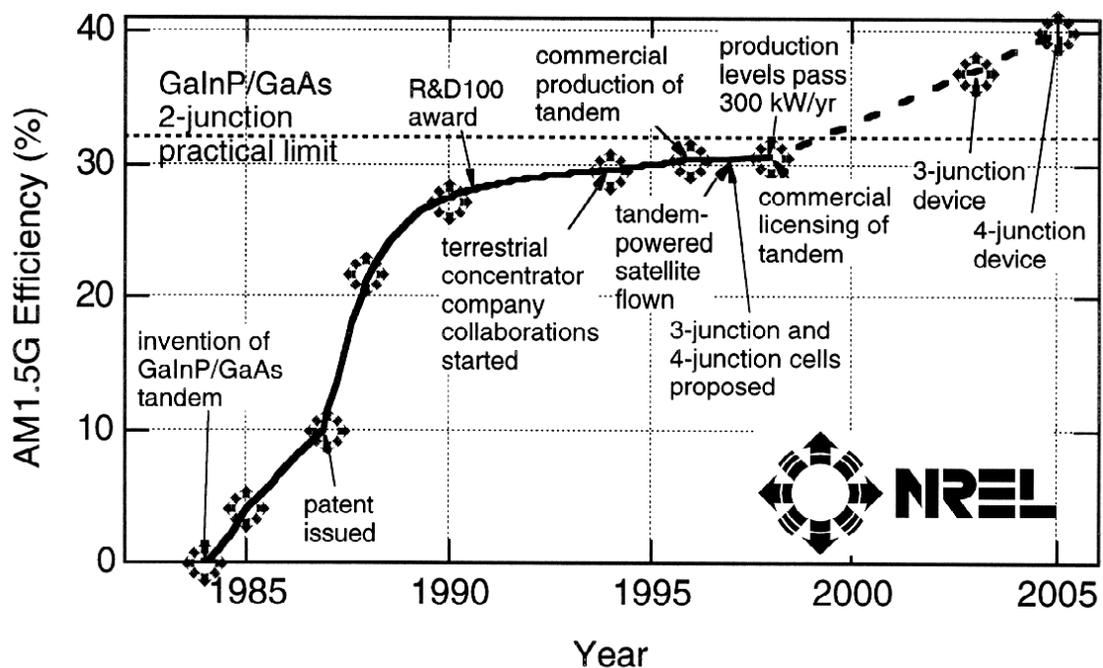


Figura 2.6.- Evolución tecnológica de las celdas solares. (Friedman D.J. (1998)).

En la tabla 2.3 se muestra resultados de eficiencia que han logrado algunos fabricantes en el mundo.

Tabla 2.3.- Comparación de resultados de eficiencia. (Polupan G. (2004)).

Structure	Efficiency	Production firms
InGaP / InGaAs / Ge	29-30% (AMO) 31-32% (AM1.5)	Toyota Technological Inst Japan Energy Corporation [17].
InGaP / GaAs / Ge	32.3%	Spectrolab, USA
GaAs / GaSb	Concentrator solar cell 31.4%	Nation. Renew. Energy Lab. [18]. Fraunhofer Inst. of Solar
InGaP / GaAs	C=100, AM 1.5 at 25°C 30.28% (AM1.5)	Energy Systems, Germany [2]. Jap. Energy Corporation [21].
GaAs / InGaAs	25.7% (AMO) 28% (AM1.5)	Sumitomo Electric Ind. Ltd. Japan [19].

Haciendo referencia a la figura 2.7, la relación entre la tensión V aplicada a través del Unión PN y la corriente I que fluye a través de ella.

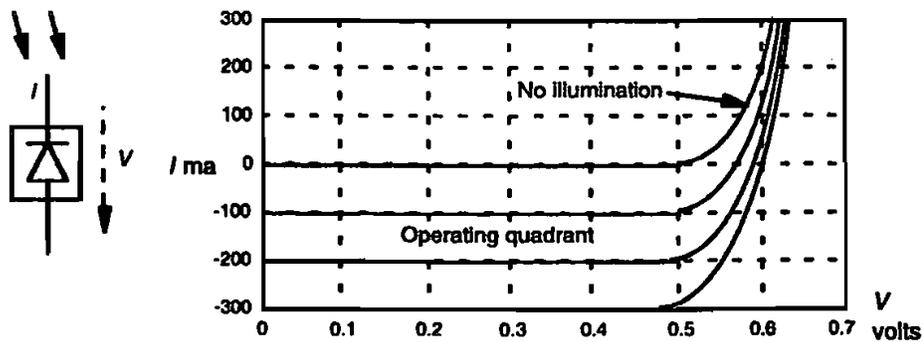


Figura 2.7.- Curva de voltaje contra corriente de Si (Silicio) en diferentes niveles de iluminación (Bowles J. A).

Bajo condiciones de no iluminación, viene dada por:

$$I = I_0 \left(e^{\frac{eV}{kT}} - 1 \right) \tag{2.1}$$

$$V = \frac{kT}{e} \ln \left(1 + \frac{I}{I_0} \right) \tag{2.2}$$

Donde I_0 representa la corrientes de difusión que fluyen en el diodo bajo condiciones de polarización cero, e es la carga del electrón 1.6×10^{-19} [C], k es la constante de Boltzmann de $1,38 \times 10^{-23}$ [J/K] y T es la temperatura absoluta en [K].

Si ahora se iluminará la unión, el voltaje de circuito abierto V_{oc} está dada por:

$$V_{oc} = \frac{kT}{e} \ln \left(1 + \frac{I_{pc}}{I_0} \right) \tag{2.3}$$

Donde I_{pc} es la corriente del fotovoltaico.

La variación de la curva característica de voltaje-corriente de una celda, y por tanto la producción de energía, en diferentes condiciones de temperatura, se ilustra en la figura 2.8.

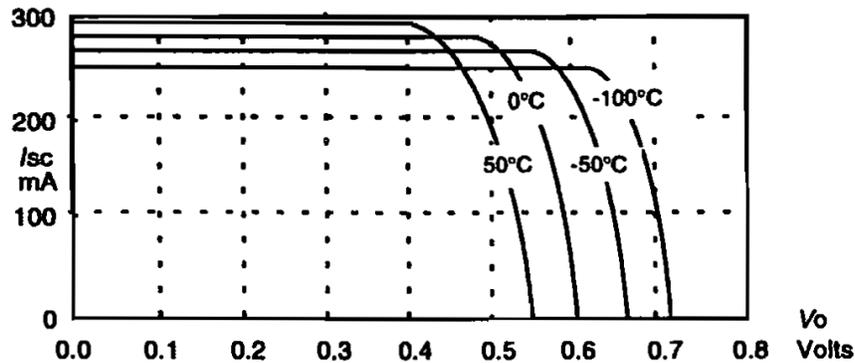


Figura 2.8.- Curvas de celdas de Si (silicio) bajo iluminación a diversas temperaturas (Bowles J. A.).

Estas curvas son para un área aproximada de 2 cm por 4 cm de células de silicio, cuando se recibe el flujo solar en una nave espacial en órbita baja (LEO, por sus siglas en inglés). La corriente I_o también aumenta con la temperatura, pero a un ritmo mucho más rápido. Por lo tanto la potencia máxima es disponible cuando las celdas acaban de salir de eclipse y están frías. Que es una característica importante cuando el perfil de la producción y el consumo de energía están siendo estimados para el diseño de la fuente de alimentación en general. Los diseños típicos producen temperaturas en el intervalo de + 50 a - 150 °C.

Mediante la ecuación 2.4 se puede determinar la cantidad de energía que se dispone de un módulo fotovoltaico:

$$\Phi = A\lambda\cos(\alpha) \quad (2.4)$$

Donde:

A= Es el área del módulo fotovoltaico

Φ = Es la cantidad de energía disponible del módulo fotovoltaico para la conversión

λ = Es el nivel de insolación

α = Es el ángulo del módulo fotovoltaico con respecto a la luz incidente

En la figura 2.9 se muestra la captación de energía, mediante la ecuación 2.4, en este caso para una celda en forma hexagonal.

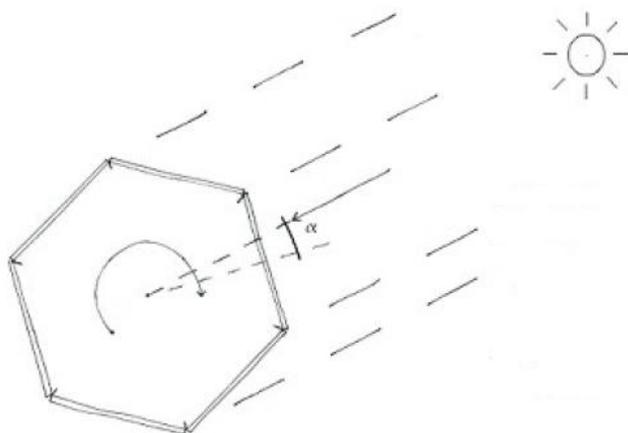


Figura 2.9.- Captación de energía. (Cooper S. (Abril 2008)).

Existen diferentes técnicas para poder obtener el punto de máxima potencia en los paneles solares. Estas técnicas se han tomado desde los primeros métodos de realización. Podemos encontrar al menos diecinueve métodos distintos, con muchas variaciones en la ejecución.

En la tabla 2.4 podemos observar las diferentes técnicas que se encuentran y observar sus características:

Tabla 2.4.- Principales características de las técnicas de MPPT (por sus siglas en inglés del seguimiento del punto de máxima potencia). (Esrám T).

MPPT Technique	PV Array Dependent?	True MPPT?	Analog or Digital?	Periodic Tuning?	Convergence Speed	Implementation Complexity	Sensed Parameters
Hill-climbing/P&O	No	Yes	Both	No	Varies	Low	Voltage, Current
IncCond	No	Yes	Digital	No	Varies	Medium	Voltage, Current
Fractional V_{OC}	Yes	No	Both	Yes	Medium	Low	Voltage
Fractional I_{SC}	Yes	No	Both	Yes	Medium	Medium	Current
Fuzzy Logic Control	Yes	Yes	Digital	Yes	Fast	High	Varies
Neural Network	Yes	Yes	Digital	Yes	Fast	High	Varies
RCC	No	Yes	Analog	No	Fast	Low	Voltage, Current
Current Sweep	Yes	Yes	Digital	Yes	Slow	High	Voltage, Current
DC Link Capacitor Droop Control	No	No	Both	No	Medium	Low	Voltage
Load I or V Maximization	No	No	Analog	No	Fast	Low	Voltage, Current
dP/dV or dP/dI Feedback Control	No	Yes	Digital	No	Fast	Medium	Voltage, Current
Array Reconfiguration	Yes	No	Digital	Yes	Slow	High	Voltage, Current
Linear Current Control	Yes	No	Digital	Yes	Fast	Medium	Irradiance
I_{MPP} & V_{MPP} Computation	Yes	Yes	Digital	Yes	N/A	Medium	Irradiance, Temperature
State-based MPPT	Yes	Yes	Both	Yes	Fast	High	Voltage, Current
OCC MPPT	Yes	No	Both	Yes	Fast	Medium	Current
BFV	Yes	No	Both	Yes	N/A	Low	None
LRCM	Yes	No	Digital	No	N/A	High	Voltage, Current
Slide Control	No	Yes	Digital	No	Fast	Medium	Voltage, Current

2.4. Baterías

La energía adquirida mediante los paneles solares es almacena en un banco de baterías, para utilizarse cuando los paneles solares no sean capaces de suministrar la energía necesaria para un buen funcionamiento del satélite y de esta forma evitar perder la misión.

Las baterías para aplicaciones espaciales deben ser capaces de operar en condiciones de vacío y deben resistir los entornos de lanzamiento (vibraciones, golpes, y la aceleración).

Las aplicaciones espaciales también requieren baterías que pueden proporcionar una energía máxima con un volumen y un peso mínimo. La resistencia a la radiación y la operación a cambios de temperaturas son esenciales para la misión.

Cualquier nave espacial que utiliza la energía fotovoltaica, como fuente de energía, requiere de un sistema para el almacenamiento de energía durante períodos de eclipses y para cuando hay grandes demandas de energía. Las tecnologías de almacenamiento incluyen las baterías, súper capacitores y células de combustible. En la figura 2.10 se presentan los principales tipos de baterías que hoy están disponibles, junto con el rendimiento esperado para los dos tipos de fuente de energía: primarias (no recargables) las cuales son para misiones de corta duración y secundarias (recargables) las cuales son utilizadas en las misiones de larga duración.

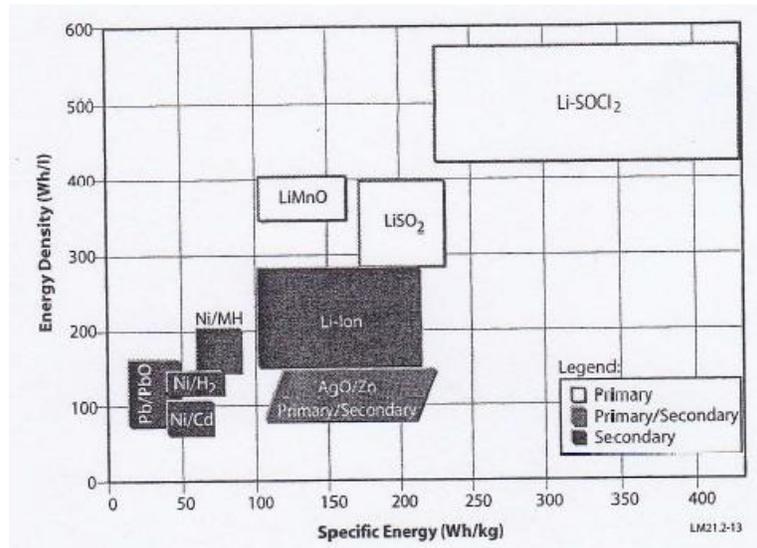


Figura 2.10.- Tipos de batería Aeroespacial. (Larson W. (2005)).

La densidad de energía y las características específicas de energía son los parámetros clave para la selección de la batería para soportar el almacenamiento de energía para una misión. Obsérvense las características de rendimiento que se muestran arriba están en el nivel celular, y el envase asociado con una batería puede reducir estos valores por 10-25%. Los avances tecnológicos de los tipos de batería que se muestra junto con los químicos en fase de desarrollo, deben ser monitoreados para evaluar adecuadamente los estudios de comercio para la selección del tipo de batería. (Larson W. (2005)).

Se puede encontrar baterías primarias o secundarias. Las células primarias de la batería convierten la energía química en energía eléctrica pero no puede revertir esta conversión, por lo que no se puede recargar. Las baterías primarias se aplican normalmente a misiones de corta duración (menos de un día) y cuando se usan en misiones de largo plazo se utilizan para alimentar dispositivos que utilizan muy poca energía, por ejemplo como alimentación para el respaldo de memorias. Las baterías primarias más comunes se destacan en la tabla 2.5, se observan amplios rangos de densidad de energía específica (energía almacenada por kg) destacándose de manera considerable las que contienen litio.

Tabla 2.5.- Características de selección de baterías primarias. (Larson W. (2005)).

Tipos de baterías primarias	Energía específica (Whr/kg)	Aplicación típica
Plata Zinc	60-130	Tasa alta, vida corta (minutos)
Litio Cloruro de Tionilio	175-440	Tasa media, vida moderada (<4 horas)
Litio de Dióxido de Azufre	130-350	Tasa baja/media, larga vida (días)
Monofluoride de Litio de Carbono	500-800	Tasa baja, larga vida (meses)
Térmico	30-60	Tasa alta, vida muy corta (minutos)

Una batería secundaria puede convertir la energía química en energía eléctrica durante la descarga y la energía eléctrica en energía química durante la carga. Se puede repetir este proceso durante miles de ciclos. Una batería secundaria proporciona energía durante los periodos de eclipse en las naves espaciales que emplean la energía fotovoltaica. Las baterías secundarias se recargan con luz solar y la descarga durante el eclipse. Los parámetros orbitales de la nave, sobre todo la altitud, determinan el número de ciclos de carga / descarga que las baterías tienen que soportar durante la vida de la misión. Las naves espaciales LEO se encuentran con alrededor de 15 periodos de eclipse por día, con un máximo de sombreado de aproximadamente 36 min. Por lo tanto, las baterías deben cargar y descargar alrededor de 5000 veces cada año, por lo que el promedio de profundidad de descarga se limita a ~30%, mucho menor que para la nave espacial geosíncrona. La tabla 2.6 nos muestra las características que destacan el rendimiento y el impacto del sistema de baterías aeroespaciales secundarias más comunes de hoy en día.

Tabla 2.6.- Características de ciertas baterías secundarias. (Larson W. (2005)).

Características de rendimiento de las baterías recargables	Ni-Cd	Ni-H2	Li-Ion
Densidad de energía (W-hr/Kg)	30	60	125
Eficiencia de energía (% por día)	72	70	98
Potencia térmica (escala de 1-10)	8	10	1
Auto descarga	1	10	0.3
Rango de temperatura [°C]	0-40	-20-50	10-25

A pesar de que las baterías secundarias tienen densidades de energía mucho menor que las baterías primarias, su capacidad de recarga las hace ideales como fuente de energía de respaldo en las naves espaciales dependientes de la energía solar. (Larson W. (2005)).

En la figura 2.11 se pueden apreciar las características de carga-descarga de un sistema normal de la batería. En el borde izquierdo, la tensión es baja debido a que la nave espacial acaba de salir de eclipse en el que utiliza energía de la batería. Cuando se encuentra en la fase de carga, hay corriente positiva del regulador, por lo que se eleva la tensión de la batería. En la fase de descarga (cuando se presenta un eclipse de nuevo), hay una corriente negativa, por lo que disminuye la tensión de la batería. La sobrecarga degrada rápidamente la mayoría de las baterías, y una clave para extender la vida de la batería es minimizar su sobrecarga. (Larson W. (2005)).

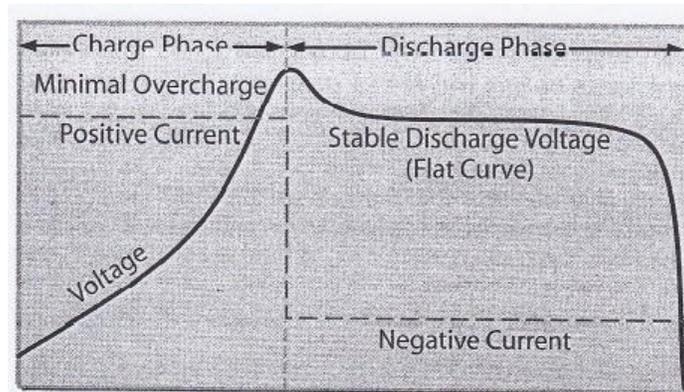


Figura 2.11.- Carga de la batería / Perfil de la tensión de descarga. (Larson W. (2005)).

No todos los sistemas de baterías pueden satisfacer todos los requisitos. Diferentes tipos de baterías, tales como de plata, zinc, níquel-cadmio, níquel-hidrógeno, y el litio, se han utilizado para satisfacer los requisitos de varias misiones.

Para poder mantener un buen funcionamiento es necesario estar monitoreando el banco de baterías ya que cuando los paneles solares no estén en funcionamiento por un eclipse entran de respaldo las baterías. Si el eclipse llega a durar mucho hay una caída de voltaje, cuando llega a suceder es necesario empezar a suspender algún subsistema para el ahorro de

energía para evitar llegar a un estado donde la baterías no puedan recargarse y garantizar que siempre se pueda llegar al voltaje adecuado para el funcionamiento de todo el satélite.

La profundidad de descarga es simplemente el porcentaje de la capacidad de la batería que se extrae durante un período de descarga. El estado actual de carga es la cantidad total de la batería en un momento dado. Por ejemplo, si una batería de 10 [Ah] tiene 1 [Ah] de descarga, la profundidad de descarga fue del 10% (1 [Ah]/10 [Ah]), mientras que el estado actual de carga es ahora del 90% (9 [Ah] restantes / 10 [Ah] totales). La figura 2.12 nos muestra que a mayor profundidad de descarga habrá ciclos de vida más cortos, esto es para las baterías de: níquel-cadmio (Ni-Cd), hidrógeno de níquel (Ni-H₂), iones de litio (Li-Ion). El ciclo de vida en comparación con las características de la profundidad de descarga que podemos apreciar en la figura 2.12 se basa en los datos de prueba para Ni-Cd y Ni-H₂. Para las baterías de Li-Ion los datos están disponibles cada vez que van evolucionando y se busca calificar sus características de ciclo de vida en función de la profundidad de descarga.

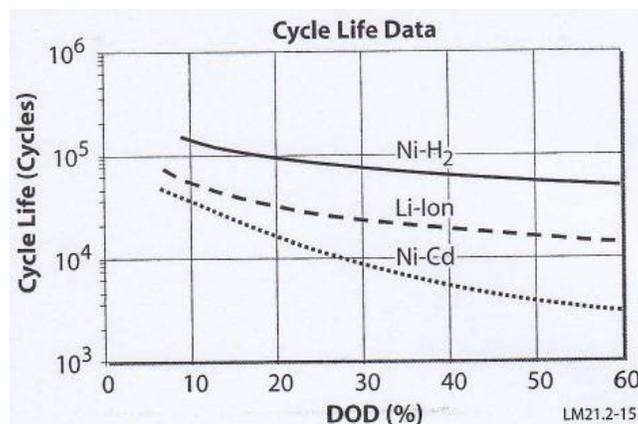


Figura 2.12.- Profundidad de descargar (Depth of Discharge) vs. ciclos de vida para baterías secundarias. (Larson W. (2005)).

El níquel-cadmio (Ni-Cd) era el tipo de batería más común para el espacio antes de 1980. Una batería espacial de Ni-Cd de 28 VDC por lo general se compone de 22-23 pilas conectadas en serie. Las baterías de Ni-Cd para las misiones aeroespaciales tenían las capacidades nominales de 5 a 100 [Ah]. En la actualidad las baterías de Ni-Cd son seleccionadas para naves espaciales basadas en una extensa base de datos, la cual nos da como resultado una misión de muy bajo riesgo para el sistema de almacenamiento de energía.

La batería de Níquel-Hidrógeno (Ni-H₂) se convirtió en el sistema de almacenamiento de energía más común para aplicaciones aeroespaciales durante los años 1980 y 1990. Existen tres tipos de configuraciones de diseño de Ni-H₂ para uso espacial que son: recipiente de presión individual, recipientes a presión común, y solo recipiente a presión. El recipiente de presión individual fue el primero de Ni-H₂ utilizada para la aplicación aeroespacial. Aquí, una sola célula electroquímica está contenida dentro de un recipiente a presión clave. Tiene un voltaje terminal de trabajo de 1.2 a 1.5 VCC dependiendo de las cargas y descargas. El banco típico de diseño de la batería de presión individual se compone de varias celdas o

recipientes a presión conectados en serie para obtener el voltaje de la batería deseada. Los diámetros de los bancos son normalmente de 9 a 12 cm, con rangos de capacidad desde 20 hasta más de 300 [Ah].

El recipiente de presión común de la batería de Ni-H₂ es muy similar a la tecnología de recipiente a presión individual, con la diferencia en la conexión del cableado de las pilas de los electrodos internos. En el recipiente de presión común los electrodos de las pilas están conectados en paralelo. En un recipiente de presión común, hay dos conjuntos de pilas dentro del recipiente de presión que están conectadas en serie, produciendo un voltaje de trabajo de terminal mínima de 2.4 a 3 VCC dependiendo de las cargas y descargas. El recipiente de presión común de Ni-H₂ ha sido configurado con un espacio entre los 6 cm y 9 cm de diámetro para la capacidad en los rangos de 12 a 20 [Ah].

El recipiente de presión individual de Ni-H₂ está diseñado de tal manera que una fuente de hidrógeno común es utilizada por tres o más baterías conectadas en serie con un solo recipiente a presión. Cada pila contiene su propia fuente de electrolito, que está aislado en contenedores individuales de las células de la pila. La característica clave de la operación de este diseño es permitir la libre circulación de hidrógeno dentro de las pilas. Estas baterías son actualmente disponibles en un diseño de 12.5 cm a 25 cm de diámetro.

La tecnología de las baterías de Ion de litio (Li-Ion) ofrece una significativa ventaja volumétrica y densidad de energía, sobre las baterías de Ni-Cd y Ni-H₂. Además, la eficiencia de recarga es más alta, requieren un sistema de control térmico menos complejo y menos costoso y tienen una tasa de auto descarga muy baja del orden de 5% por año. La tensión nominal de funcionamiento de una celda de Li-Ion es 3.6 a 3.9 VDC, lo que nos permite reducir el número de células en aproximadamente dos tercios en comparación con las de Ni-Cd o Ni-H₂. El sistema de batería Li-Ion secundaria ofrece una ventaja de volumen de un 65% y una ventaja de masa de 50% para la mayoría de las aplicaciones actuales aeroespaciales. Las baterías de Li-Ion se han clasificado para numerosas misiones GEO y LEO. El control térmico de una batería de Li-Ion es más sencillo que las demás baterías, para un buen funcionamiento y rendimiento se requiere un rango de temperatura de 10-25 [°C]. A medida que la base de datos de prueba se amplía, en los próximos años van a ser más útiles como consecuencia de un menor riesgo general de la misión, la baterías de Li-Ion probablemente se convertirán en la pila recargable preferida todas las misiones de naves espaciales.

Es difícil determinar cuándo una batería está completamente cargada, ya que el voltaje de la batería depende del estado de la carga actual, del número de carga y la temperatura. Un ejemplo es: la diferencia de tensión entre una batería que ha sido cargada al 75% de su capacidad máxima es de 70 [mV] y una batería completamente cargada es de 1.4 [V] y esta diferencia también podría ser causada por un cambio de temperatura de 10 [°C]. Debido a la temperatura y a la dependencia de las reacciones electroquímicas de las baterías que son cargadas a una velocidad dependiente de la temperatura. Si C es la capacidad en amperios-hora, a 40 [°C] la velocidad de carga óptima es entre 2C y C / 2, a 20 [°C], entre C / 2 y C/10 y en 0 [°C] entre C / 10 y C/30.

2.5. Sensores

2.5.1. Sensor de corriente

La medición de este parámetro nos implica una exigencia importante dado el gran rango de variación al que está sometida la corriente. Se distinguen dos tipos principales según la geometría del circuito magnético: transductor de geometría fija y transductor de geometría variable.

Los transductores de geometría fija tienen menos dependencia en su exactitud en función del conexionado o instalación, ya que su estructura física es constante y no varía entre una medida y otra. Se destacan los transformadores de intensidad de núcleo cerrado y los shunts. En ambos casos la principal desventaja es que requieren interrumpir el circuito para su instalación. El caso del shunt posee una desventaja adicional y es que queda vinculado eléctricamente a la red, constituyendo esto una verdadera limitación en sistemas trifásicos. En nuestro caso esa desventaja no entra, ya que nuestro sistema satelital no posee una red trifásica.

Los transductores de geometría variable también conocidos como transformadores de corriente de núcleo partido o abrible, son los preferidos para medición en terreno ya que reducen el riesgo operativo, agilizan la operatoria y permiten su instalación sin la interrupción del circuito eléctrico. Los de uso más difundido son los transductores tipo pinza de núcleo ferroso y los transductores flexibles de núcleo de aire.

Para el diseño del sensor de corriente se implementa un toroide en los puntos donde es necesario hacer mediciones. Para este sensor se realiza un embobinado alrededor del toroide, esto se puede observar en la figura 2.13.

Para realizar la medición se introduce una señal en el embobinado del toroide para generar un campo magnético, a través del toroide va a pasar un alambre que va a salir del punto que se quiere medir. La medición es a través del cambio que genera el campo magnético del embobinado con el del alambre.

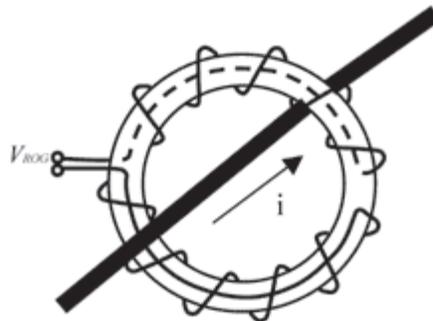


Figura 2.13.- Embobinado en el toroide.

2.5.2. Sensor de voltaje

Este tipo de sensor nos entrega un nivel de voltaje equivalente a la señal física que se mide, normalmente se realizan mediante acondicionadores, tales como Amplificadores de instrumentación y operacionales, comparadores, etc. Este tipo de sensores muchas veces incorpora resistencias variables que permiten ajustar el rango de voltaje que ellos entregan al rango que nuestro conversor necesita, esta es su gran ventaja, a su vez su desventaja es que la señal que ellos generan no puede ser transmitida mas allá de unos pocos metros sin que se produzcan pérdidas en la misma.

Es necesario realizar diferentes mediciones en diferentes puntos del sistema para saber en qué condiciones se encuentra, si está demandando más voltaje, si está suministrando el voltaje requerido etc.

Para poder implementar estos sensores es necesario tener un convertidor Analógico-Digital (A/D) ya que necesitamos convertir las señales analógicas para poderlas leer ya sea en un display o en cualquier otro tipo de lector.

2.6. Regulador de voltaje

2.6.1. Tipos de fuentes

A partir de los paneles solares se va a extraer la energía, la cual se regulará mediante convertidores de DC-DC de tipo Buck y Boost para cumplir los requerimientos de los demás subsistemas y de la carga útil del satélite.

Una fuente conmutada es un dispositivo electrónico que transforma energía eléctrica mediante transistores en conmutación. Mientras que una fuente lineal utiliza transistores polarizados en su región activa de amplificación, las fuentes conmutadas utilizan los mismos conmutándolos activamente a altas frecuencias entre corte y saturación. La forma de onda cuadrada resultante es aplicada a transformadores con núcleo de ferrita para obtener uno o varios voltajes de salida de corriente alterna que luego son rectificadas (Con diodos rápidos) y filtradas (Inductores y condensadores) para obtener los voltajes de salida de corriente continua (CC).

Las ventajas de este método incluyen menor tamaño y peso del núcleo, mayor eficiencia por lo tanto menor calentamiento. Las desventajas comparándolas con fuentes lineales es que son más complejas y generan ruido eléctrico de alta frecuencia que debe ser cuidadosamente minimizado para no causar interferencias a equipos próximos a estas fuentes.

Las fuentes conmutadas fueron desarrolladas inicialmente para aplicaciones militares y aeroespaciales en los años 60, por ser inaceptable el peso y volumen de las lineales, se han desarrollado desde entonces diversas topologías y circuitos de control.

Si los requerimientos de energía de los demás subsistemas, así como de la carga útil del satélite no demandan mayor voltaje que el de entrada solo se va a utilizar el convertidor tipo Buck ya que es un convertidor de bajada o reductor de voltaje, la figura 2.14 ilustra el convertidor Buck.

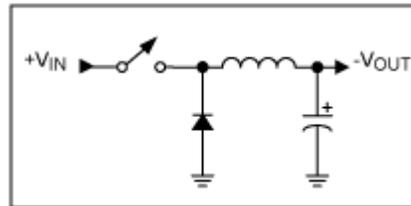


Figura 2.14.- Configuración básica del convertidor tipo Buck.

Un convertidor Buck está en la familia de los reguladores de conmutación, que emplean el uso de un capacitor, un inductor y de un diodo alimentados por una señal PWM (Pulse-width Modulator, por sus siglas en ingles), que es generalmente proporcionada por un transistor.

Para la configuración Buck si la carga acoplada al circuito se trata de una bobina, es el interruptor el que tendría que absorber o disipar la energía inductiva, lo que podría originar su destrucción. Este problema se soluciona mediante el empleo de un diodo. Así, durante el intervalo en que el interruptor controlable se encuentra cerrado, el diodo se encuentra polarizado en inversa, por lo que la energía proporcionada por la entrada se distribuye entre la carga y el inductor. En cambio, cuando el interruptor se encuentra abierto, la corriente acumulada por la bobina del filtro fluye a través del diodo, transfiriendo parte de esta energía a la carga.

Es necesario diferentes reguladores de DC-DC para poder satisfacer los requerimientos de los subsistemas así como de la carga útil de nuestro satélite. Para ello es forzoso saber los requerimientos de cada subsistema y de la carga útil ya que cada uno puede trabajar a diferente voltaje y corriente. También se deben de seleccionar los diferentes modos de funcionamiento para la regulación de energía ya que se debe de determinar cuándo se va a demandar una mayor cantidad de potencia y cuando no será necesario el funcionamiento de los demás subsistemas.

En la figura 2.15 podemos ver el comportamiento de la configuración Buck.

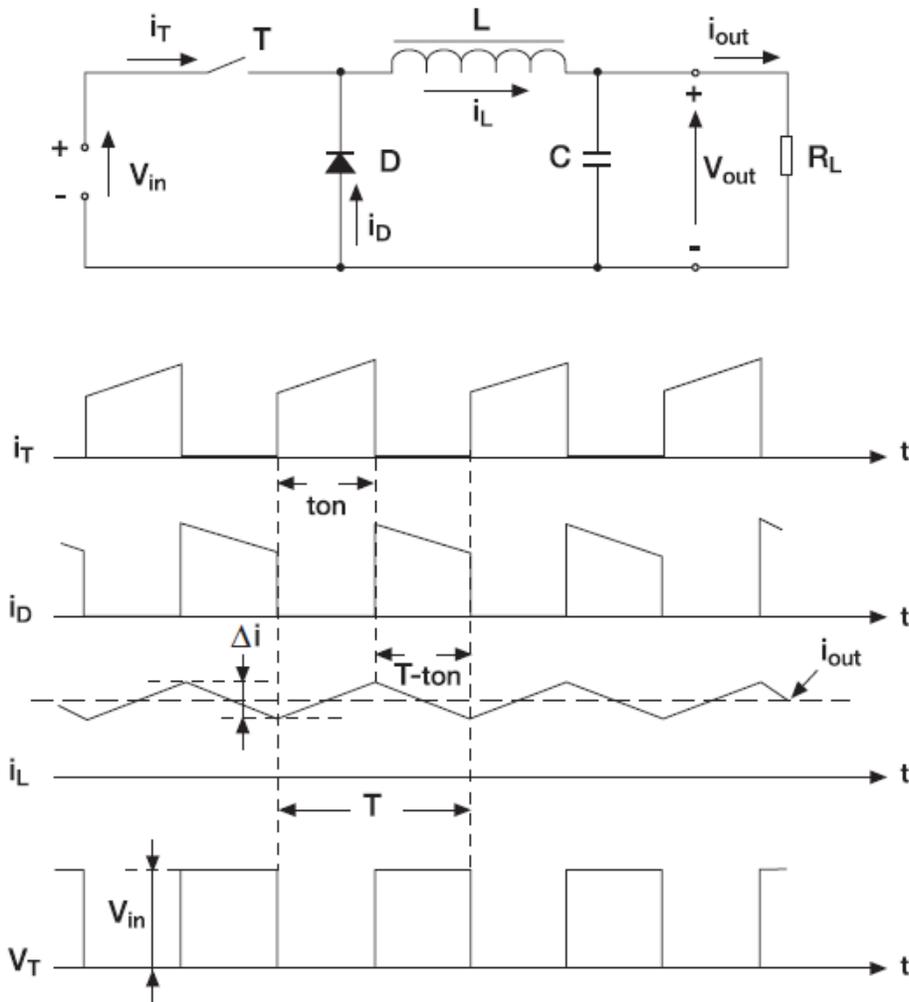


Figura 2.15.- Comportamiento de la configuración Buck.

Se puede ver que el dispositivo de alimentación se conecta a una frecuencia de $f = 1 / T$, con un ciclo de trabajo de, $\delta = ton / T$. La tensión de salida también puede expresarse como: $V_{out} = V_{in} * \delta$

Selección del equipo:

- Interruptor de encendido:

$\delta =$ Ciclo de trabajo.

V_{ceV} o $V_{DSS} > V_{in}$ máximo

I_{cmax} o $I_{Dmax} > I_{out} + \frac{\Delta I}{2}$

-

* Rectificador:

$$VRRM \geq V_{in \text{ máximo}}$$

$$IF (AV) \geq I_{out} (1-\delta)$$

2.7. Interfaz y control

2.7.1. Interfaz para la distribución de los subsistemas y carga útil

La distribución de energía será también realizada mediante fuentes conmutadas, dicha distribución de las fuentes es regulada mediante las señales de PWM. Para dicha distribución es necesario saber los requerimientos de los subsistemas así como de la carga útil.

Para poder asegurar las conexiones entre el sistema de potencia y los demás subsistemas así como de su carga útil podemos utilizar conectores backshell. En la figura 2.16 se observan los diferentes tipos de backshell que existen.



Figura 2.16.- Conectores Backshell. (TT electronics).

Para realizar las conexiones entre los subsistemas así como de la carga útil podemos utilizar el conector que mejor se adecue a nuestras necesidades. Es necesario utilizar conectores de diferentes tamaños para poder adaptarnos a los diferentes espacios ya que hay espacios reducidos y también algunos subsistemas utilizan diferentes conectores para su alimentación.

Como se menciona anteriormente existen diferentes conectores, pero existen unos en especial que son muy utilizados en satélites y para la distribución de la energía podemos utilizar conectores de grado militar, figura 2.17. Estos conectores ya están calificados para satélites y son muy utilizados para estos casos. Este tipo de conectores nos pueden brindar una seguridad al momento de conectar ya que están diseñados para aguantar los cambios de temperaturas drásticos que se pueden presentar, también están diseñados mecánicamente para poder soportar las vibraciones que se presentan al momento que despegamos el cohete en el que es lanzado.



Figura 2.17.- Conectores Backshell grado militar. (Kable).

El problema que podrían presentar estos conectores para la construcción de nuestro satélite es el adquirirlos, ya que son caros y el propósito de nuestra misión también es la construcción de nuestro satélite mediante componentes COTS.

En la figura 2.18 podemos observar el backshell de un conector DB9, que se utiliza para poder asegurar nuestras conexiones. Este tipo de conectores son útiles ya que no son caros y los podemos utilizar para hacer interconexiones en el satélite, también la ventaja de poder utilizar este tipo de conectores es que como ya lo había mencionado cuenta con backshell y esto nos ayuda al momento de conectar ya que son seguros y protege a las conexiones de vibraciones que se puedan presentar.

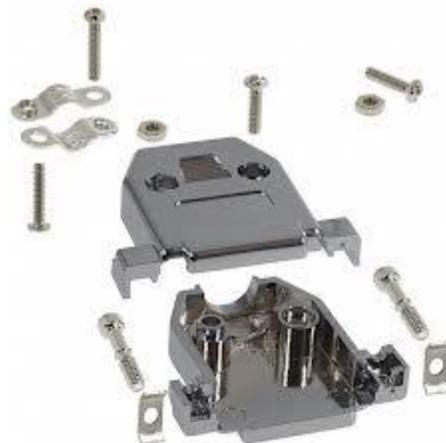


Figura 2.18.- Conector Backshell. (Digy-key).

2.7.2. Control del subsistema

Para tener el control de nuestro sistema debemos de tomar en cuenta muchas cosas: controlar el suministro de energía de los paneles solares, de las baterías y el control del suministro de energía para los demás subsistemas así como de la carga útil, de acuerdo a los criterios que han sido detallados en este trabajo.

Por lo tanto para realizar el control del sistema de potencia se requiere monitorear voltajes, corrientes y temperaturas específicas y a partir de esta información un módulo de control deberá realizar las acciones necesarias para garantizar la correcta operación del sistema de potencia. El módulo de control depende de cada topología y puede ser independiente al sistema de potencia ó puede estar integrado en él.

La serie de decisiones que puede tomar el módulo de control en el sistema de potencia dependiendo de la topología son:

- a) Controlar el punto de máxima potencia en la celda solar
- b) Carga y descarga de las baterías
- c) Ahorro de energía
- d) Suspensión de suministro de energía en estados críticos

Si el módulo de control está integrado al sistema de potencia este puede realizar la toma de decisiones para cuando se llega a presentar algún estado crítico mediante el propio monitoreo. Al monitorear sus propias variables, el sistema es independiente de la computadora central. Otra forma de poder realizar al módulo de control es mediante la computadora central del satélite la cual se encargará de realizar el monitoreo de las variables que son necesarias, dependiendo de la misión espacial esta computadora podrá tomar acciones autónomas o podrá enviar los datos de estado como telemetría a la estación terrena y en este caso las decisiones se tomarán desde el centro de control terrestre, las cuales se enviarán como comandos al satélite.

2.7.2.1. Componentes comerciales

COTS

Hay varias maneras de construir un instrumento para el espacio, se puede fabricar mediante componentes diseñados especialmente para el espacio (Rad-Hard), componentes militares o con COTS. Si se utilizan componentes especiales para aplicaciones espaciales, el costo será muy alto, además por lo general estos componentes están rezagados en desempeño con respecto a los componentes COTS.

La ventaja del uso de COTS es la posibilidad de utilizar lo último del estado del arte en electrónica. Sin embargo, la estandarización de los componentes COTS no cumple por lo general con los requerimientos de los componentes con calidad espacial o militar. El

principal riesgo para manejar componentes COTS es la radiación espacial, ya que no se especifica la tolerancia a la radiación para estos componentes.

Para poder construir instrumentos para el espacio mediante componentes COTS se requiere realizar pruebas de calificación, estas pruebas se basan en irradiar a cada componente entre otras.

Al diseñar un nuevo circuito o sistema para el espacio se tiene que elegir el mismo componente COTS pero de diferente fabricante. Las muestras de los componentes tienen que ser irradiados para ver si pueden sobrevivir a la radiación y se selecciona el mejor candidato. Si el componente ha pasado la prueba de la radiación, un nuevo lote se adquiere y más muestras se irradian para verificar el mismo resultado que a partir de las muestras de ensayo.

Cuando el nuevo lote ha pasado esta prueba de radiación, puede ser utilizado en el instrumento final, si no falla cualquiera de las otras pruebas más adelante (la radiación, EMC, vibraciones, ciclos térmicos, la desgasificación, la prueba de protones (30-300 MeV), choque, prueba de vida acelerada, etc.) Los componentes del circuito o sistema tienen que pasar todas las pruebas, antes de que se haya demostrado su fiabilidad y calidad para el espacio.

Cuando se adquieren componentes para poder realizar un instrumento, estos tienen que ser del mismo lote como los que ya han sido probados ante la radiación, para asegurar su calidad. Cuando los dispositivos llegan desde el fabricante, son inspeccionados y controlados para verificar que son los correctos y todas las unidades deben de tener el mismo código de fecha y número de lote.

Cuando se diseña un circuito mediante componentes COTS se deben de realizar con soldadura certificada y placas para la realización del circuito. Esto mejorará la calidad del instrumento.

Cuando un circuito o sistema se ha construido, la fase de prueba se inicia con el fin de calificarlos para el espacio (prueba de funcionamiento, vibraciones, golpes, ciclos térmicos, etc.). Para asegurarse de que el instrumento va a sobrevivir el curso de la vida en el espacio se prueban copias exactas del instrumento en una prueba de vida acelerada de acuerdo a estándares de pruebas. Durante las pruebas el sistema o circuitos son controlados regularmente para asegurarse de que las unidades están funcionando normalmente y que ninguno falló. Cuando el sistema o circuito han pasado todas las pruebas e inspecciones, el sistema o circuito construido con COTS está calificado para su uso en el espacio.

Microcontrolador

El módulo de control del sistema de potencia se puede realizar con un microcontrolador. Un microcontrolador es un circuito integrado programable, el cual es capaz de ejecutar las órdenes grabadas en su memoria. Están constituidos por varios bloques funcionales, los cuales cumplen una tarea específica, estos son algunos de ellos.

- Memoria ROM (Memoria de sólo lectura)
- Memoria RAM (Memoria de acceso aleatorio)
- Líneas de entrada/salida (I/O) También llamados puertos
- Lógica de control, Coordina la interacción entre los demás bloques

Los microcontroladores llegan a trabajar a velocidades de reloj con frecuencias tan bajas como 4 kHz y hasta frecuencias de 200 MHz, estos dispositivos pueden tener un consumo de potencia bajo. Tienen la capacidad para mantener la funcionalidad a la espera de un evento, el consumo de energía durante espera puede ser muy pequeño lo que hace que muchos de ellos sean adecuados para aplicaciones de bajo presupuesto energético ..

Podemos utilizar un microcontrolador como sistema de control para los diferentes sistemas que componen al satélite, por lo que se puede manipular para el sistema de potencia, al manejar este dispositivo nos ayuda a realizar el procesamiento que es necesario para el monitoreo y toma de decisiones para los sistemas. En el caso de los microcontroladores COTS estos tiene que cumplir el proceso de certificación que se menciona en el punto anterior. Estos dispositivos son utilizados para el procesamiento de control de subsistemas de satélites así como de carga útil, la mayoría de los sistemas satelitales especialmente micro y nano satélites utilizan microcontroladores para funciones de control de a bordo.

PIC

Los PIC (Peripheral Interface Controller, por sus siglas en inglés) son microcontroladores los cuales son circuitos integrados programables, fabricados por Microchip Technology Inc.

El propósito original de un PIC era para ser usado con la nueva CPU de 16 bits CP16000. En la actualidad podemos encontrar una gran variedad de PICs que vienen con varios periféricos incluidos (módulos de comunicación serie, UARTs, núcleos de control de motores, etc.) y con memoria de programa desde 512 a 32000 palabras (una palabra corresponde a una instrucción en lenguaje ensamblador, y puede ser de 12, 14, 16 ó 32 bits, dependiendo de la familia específica de PICmicro).

Se pueden utilizar PICs para diferentes propósitos para este caso es posible utilizarlo para sistemas de control ya que se pueden realizar diferentes tareas al mismo tiempo. Al utilizar estos dispositivos, ya que cuentan con diferentes puertos de entrada/salida, podemos utilizar los diferentes puertos podemos monitorear variables físicas y hacer que nuestro dispositivo tome decisiones referente a estas variables. Al utilizar PICs podemos comunicarnos con ellos para adquirir datos o enviar datos mediante el puerto serial de una computadora.

Podemos utilizar diferentes PICs para realizar tareas más complejas, o para muchos casos la comunicación con dispositivos de almacenamiento. En algunos casos, almacenamiento de variables, las cuales se pueden convertir mediante los diferentes conversores analógicos/digitales con los que puede contar un PIC. Estos conversores pueden variar dependiendo de la familia con la que se desea trabajar.

Los microcontroladores PICs se han utilizado con éxito en misiones como por ejemplo: Delfi-n3Xt, PRISM, UOSAT-12, por lo que se puede proponer un PIC como un sistema de control para un satélite o un subsistema.

Por sus características y versatilidad los microcontroladores PICs son muy atractivos para realizar tareas de control a bordo de satélites, especialmente para la realización del módulo de control de un subsistema de potencia.

CAPÍTULO 3

Diseño del Prototipo del Sistema de Potencia

3.1. Requerimientos del sistema de potencia del satélite

Para los requerimientos de nuestro sistema es necesario saber cuál es la cantidad de potencia que va a necesitar todo nuestro satélite y las condiciones que se tendrán para captar y almacenar energía.

Como primera aproximación podemos contar con los datos del tamaño y peso del satélite Quetzal. Para el tamaño se estipularon las medidas de 50(l) cm X 50(a) cm X 60(h) cm y el peso en 50 kg. Para el subsistema de potencia se asignará 30 cm X 30 cm X 5 cm y una masa de 5 kg.

El diseño del sistema de potencia debe de cumplir con los requerimientos para poder suministrar energía a todo el satélite, para ello es necesario saber el consumo de cada subsistema para determinar la cantidad de energía que se tiene que suministrar y en su caso almacenar.

El sistema de potencia que se propone en esta tesis, cumple la función de ser un primer prototipo operativo, ya que durante su desarrollo las especificaciones del satélite Quetzal se encuentran en proceso de definición, por lo que no se cuenta con los requerimientos energéticos finales del satélite. Por lo tanto para la realización de este primer prototipo se proponen unos requerimientos iniciales, tabla 3.1, dejando abierto el ajuste para los requerimientos finales de la misión. Esta propuesta se basa en sistemas ya diseñados y probados para otras misiones.

Tabla 3.1.- Requerimientos energéticos propuestos para el diseño del primer prototipo del sistema de potencia.

Sistema	Potencia Requerida
Computadora de abordo [CA]	1.5 [W]
Sistema de telemetría [ST]	2.5 [W]
Sistema de control [SC]	4 [W]
Carga útil [CU]	1 [W]

Todas las actividades para el diseño las podemos ordenar de la siguiente forma:

- Estimación de intensidad promedio de energía solar en órbita:
La estimación se realiza mediante el software de simulación “SPENVIS”.
- Tiempos de exposición de radiación solar y eclipse:
Estos tiempos también se realizan mediante el software de simulación “SPENVIS” en el cual indica las horas a las que se expone a radiación solar y a las que se expone a un eclipse.
- Modos de operación que se requieren de los subsistemas del satélite:
Este punto indica la forma de operar del sistema de potencia, en qué casos tiene que suspender el suministro y en qué casos se puede utilizar todo el sistema.
- Modos de operación de los subsistemas con luz solar:
Indica cual es su forma de distribución de energía cuando se encuentra con radiación solar, que sistemas pueden estar trabajando al mismo tiempo pero sin “tirar” el punto máximo de energía del panel solar.
- Modos de operación de los subsistemas en eclipse:
Indica su forma de distribución de energía cuando no recibe radiación solar el panel, por lo que trabajan las baterías, para ello se debe de determinar su forma de trabajo para el ahorro de energía, por salud de las baterías, esto debe de ser capaz de mantenerse hasta que el panel solar reciba radiación solar y se establezca el nivel de energía.
- Determinación de capacidad energética requerida de las baterías:
La energía que se requiere en las baterías debe de ser similar a la que entrega el panel solar ya que por la topología utilizada se debe de acoplar el voltaje del panel al de las baterías por utilizar.

3.2. Definición de subsistema

3.2.1. Definición de topología

Ya visto que existen diferentes tipos de topologías podemos proponer nuestra propia topología.

Como se puede ver en el punto 2.2 existen diferentes tipos de topologías para el sistema de potencia, en base a ellas es posible determinar nuestra topología, figura 3.1. Este primer prototipo del sistema de potencia se basa en la topología de Transferencia de Energía Directa, (DET, por sus siglas en inglés), ya que ésta es una de las topologías más simples que se puede encontrar.

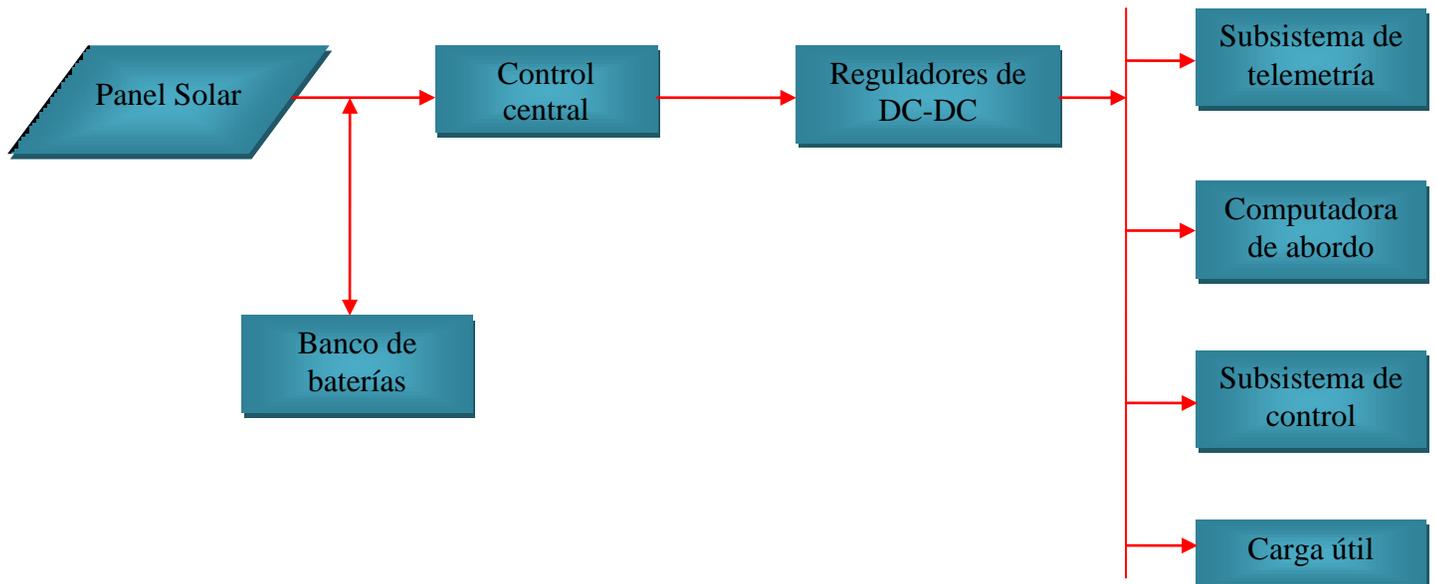


Figura 3.1.-Topología del sistema de potencia del satélite Quetzal.

Esta topología es muy utilizada para satélites pequeños, debido a que brinda beneficios en el volumen y la masa, esto se debe a que el panel solar se conecta directamente con las baterías, por lo cual se debe de acoplar el voltaje del panel solar con el voltaje de las baterías. Esta topología se seleccionó para esta primera propuesta ya que se pretende tener una masa y un volumen no muy grande. En esta topología se conecta una fuente principal de 5 [V], la cual es encargada de alimentar al sistema de control y a los sensores para la medición de las variables, esta fuente siempre se encontrará encendida durante toda la vida útil del sistema, también se cuentan con otras fuentes de 5 y 3.3 volts para alimentar a los sistemas del satélite, las cuales son controlables. Para la lectura de las variables de voltaje, corriente y temperatura se colocan multiplexores analógicos, los cuales se conectan a las entradas A/D de un PIC, el cual funciona como control del sistema de potencia y mediante las variables censadas puede realizar toma de decisiones.

Dimensionamiento de celdas solares y baterías

La fuente de energía primaria (panel solar) capta una potencia máxima de 25 [W], con base en esta condición, es necesario que la fuente de energía secundaria (baterías) durante su ciclo de carga no demande más potencia de la que proporciona el panel. Con base en ello se definen los valores de las fuentes de alimentación para los demás subsistemas, para ello se puede definir que la potencia de las fuentes de alimentación entreguen 5 [W] cada una, ya que no se puede demandar más potencia de la que entrega el panel solar, también se

debe de tomar en cuenta la potencia que consumen las baterías ya que ellas se cargan mediante el panel solar.

Mediante el software de simulación “SPENVIS” se realizó la estimación de la intensidad de radiación y el tiempo en que el satélite estará expuesto a la luz solar durante su órbita. En la figura 3.2 se muestra la intensidad de radiación solar que percibe el satélite al pasar por su órbita, representándose por marcas de color. En ella se puede observar cuándo se encuentra en eclipse mediante las marcas de color negro.

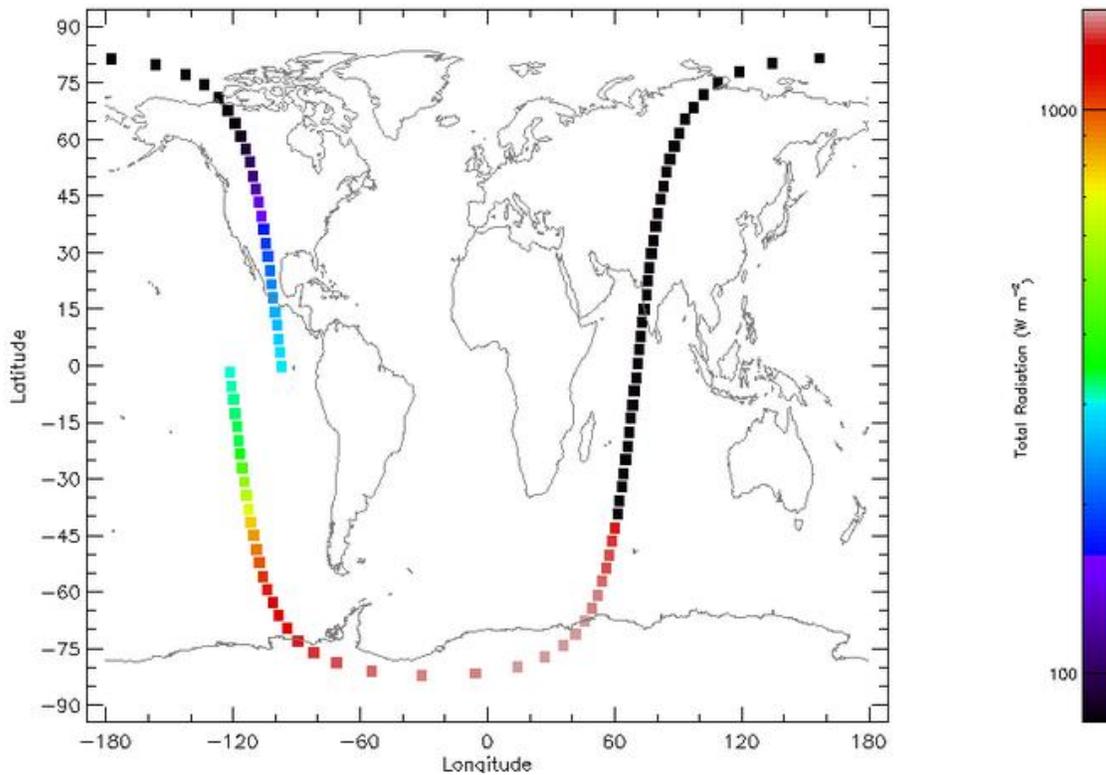
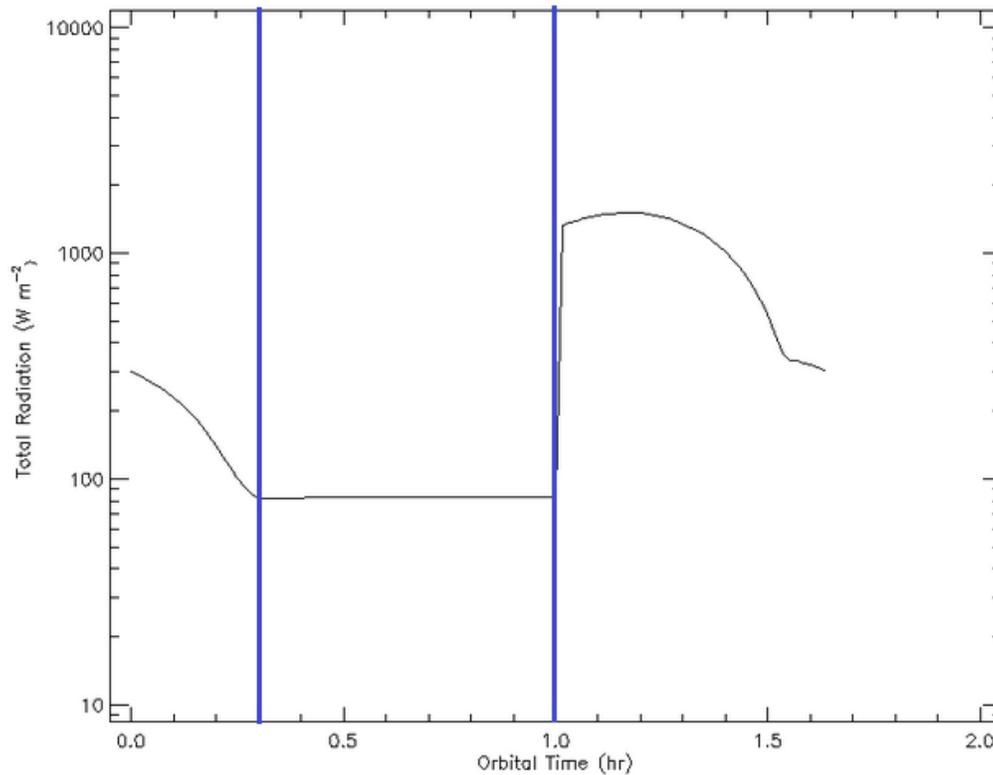


Figura 3.2.- Intensidad de radiación solar en la órbita del satélite Quetzal.

En la gráfica 3.1 se observa el tiempo estimado al cual va a estar expuesto el satélite a la radiación solar así como al tiempo de eclipse, en esta gráfica se observa el tiempo que va a estar expuesto a la radiación solar a la cual los paneles solares tienen la función de alimentar a todo el sistema, el tiempo promedio estimado es de 54 min., por órbita.

De acuerdo a la estimación de radiación solar es necesario acondicionar el panel solar con las baterías para que soporte la etapa de eclipse. En esta parte entra la etapa de control ya que nuestra fuente primaria no entregará energía, y en este caso el control no debe permitir una descarga mayor al 15 % para que nuestro panel sea capaz de recargar las baterías, de no ser así, se puede correr el riesgo de “tirar” el máximo punto de potencia de los paneles.



Gráfica 3.1.- Tiempo estimado de captación de energía.

En la gráfica se observa que el tiempo estimado en el que nuestro satélite se va a encontrar en eclipse es de 42 min., pero desde antes podemos ver el descenso de tiempo de exposición a la radiación solar.

3.2.2. Definición del algoritmo de administración de energía

Para definir el algoritmo de administración de energía, es necesario saber cuáles son los requerimientos energéticos de la misión Quetzal y así detectar las acciones necesarias del sistema para mitigar cualquier riesgo de fallo.

Con la teoría ya vista con anterioridad se observa que podemos presentarnos con problemas en la captación de energía, esto debido a que en la órbita que se colocara el satélite se encontrara con periodos de eclipses.

Cuando nuestros paneles están recibiendo energía solar, toda la energía que es capaz de transformar el panel solar pasa directo por el sistema, para poder hacer las conversiones energéticas necesarias y realizar la distribución a los demás subsistemas así como a la carga útil. La energía del panel solar pasa directamente a una fuente fija, la cual es encargada de alimentar a toda la circuitería con la cual cuenta el subsistema.

Si en la órbita en la cual se va a encontrar el satélite se llega a presentar un eclipse, es necesario el almacenamiento de energía en un banco de baterías, debido a que el sistema primario de energía, que es el panel, no recibe la suficiente radiación solar por lo que el sistema es capaz de distribuir energía mediante en el banco de baterías.

Cuando se presenta este tipo de casos y la fuente de energía son las baterías, es necesario estar monitoreando su voltaje, porque si las baterías llegan a bajar más del 70% de su voltaje, éstas pueden llegar a sufrir un deterioro y la misión se puede perder. En la figura 3.3 se muestra un diagrama de funcionamiento del sistema.

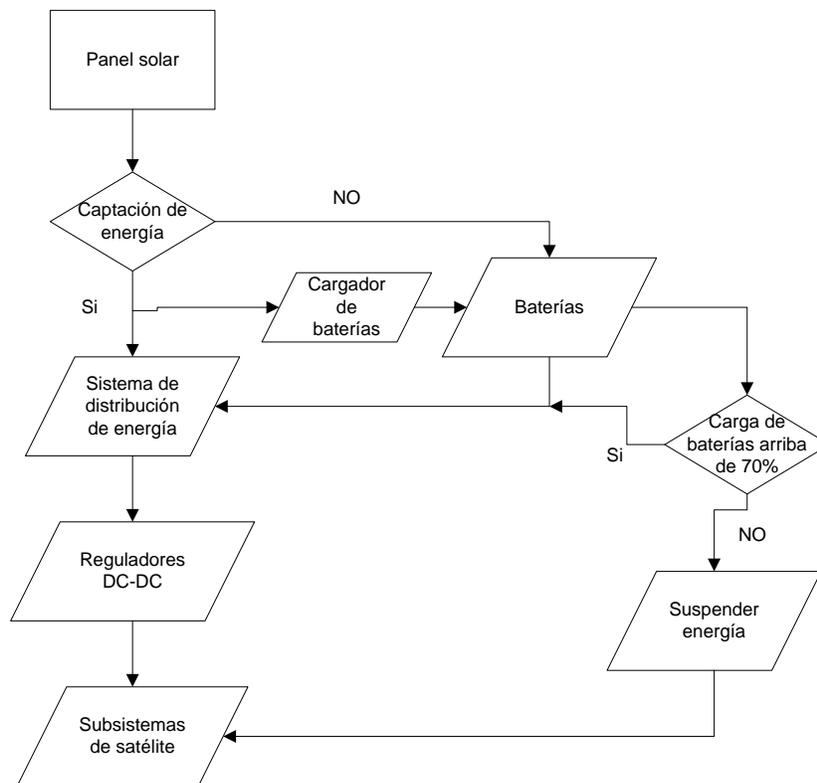


Figura 3.3.- Algoritmo de administración de energía.

Para mantener a las baterías con una vida larga y no sufran una degradación rápida, es necesario el ahorro de energía, esto lo vamos a lograr suspendiendo los subsistemas y encendiendo la carga útil sólo cuando sea necesario para que realice su trabajo. La interrupción de energía se va a dar mediante prioridades, esto quiere decir, que los subsistemas deben de tener prioridad para su funcionamiento. Esto se realiza mientras el satélite se encuentra en eclipse y cuando salga de él se tiene que comenzar la distribución mediante la fuente primaria (paneles solares).

Algunos subsistemas como la computadora de abordo no se pueden apagar, ya que si se apaga se pueden perder datos adquiridos o en el peor de los casos la comunicación con la estación terrena.

3.2.3. Simulación del sistema

Para la simulación del sistema, se decidió realizar pruebas directas sobre los módulos ya que las herramientas en software disponibles no ofrecían todas las condiciones de simulación requeridas. Para ello fue necesario diseñar, construir y probar cada módulo y al final integrar todos los módulos y obtener el sistema funcional y de esta forma hacer simulaciones directamente en el hardware del subsistema. Ya que en esta etapa aun no se cuentan con los demás subsistemas del satélite, se procedió a colocar cargas equivalentes a las que tendrán los subsistemas con el fin de poder simular el consumo de energía que se tendrá en todo el satélite.

Colocando cargas equivalentes a las de los subsistemas se observa el comportamiento del sistema, así mismo es posible simular el comportamiento de las fuentes de energía primaria y secundaria. Se puede ver el comportamiento del panel cuando hay luz y de las baterías cuando no hay energía del panel. Una vez que se simulan las fuentes, primaria y secundaria, con el sistema es necesario conectar las fuentes de energía y exponerlo a luz solar y simular la etapa de eclipse y así poder ver el comportamiento de las baterías, ya que si se presentan problemas es necesario identificarlos y solucionarlos. Los resultados de las simulaciones en hardware se presentan más adelante en el punto de pruebas.

3.3. Realización del subsistema

3.3.1. Celdas solares

3.3.1.1. Requerimientos de energía

El sistema de potencia de este trabajo es un primer prototipo para el satélite Quetzal, ya que aun no se tienen requerimientos energéticos, se propusieron algunos requerimientos para poder realizar nuestro sistema.

Para la propuesta de requerimientos energéticos se debe de tomar en cuenta el panel con el que se va a trabajar, en este caso se cuenta con un panel solar que genera 25 watts cuando tienen la máxima captación de radiación solar. Por lo que se propone una distribución de potencia para los tiempos cuando se encuentra en sol y eclipse.

Estos niveles de energía, se definieron con base en la propuesta de requerimientos de cada subsistema. El tiempo de captación de luz solar es de 60 minutos; durante este tiempo se realizan combinaciones de requerimientos energéticos, para ello se dividen en tres partes cuando se encuentra en captación de energía y una cuando se encuentra en eclipse: la

primera es de 10 [W], es cuando se presenta mayor captación solar y cuando se va a demandar más energía, la segunda es de 8 [W] se presenta cuando la demanda no es muy grande y la captación de energía comienza a ser menor y por último 5 [W] que es cuando la captación es menor y no se tiene que demandar mucha energía para que el sistema pueda sobrevivir en la etapa de eclipse. Estas combinaciones se pueden mostrar en la tabla 3.2.

Tabla 3.2.- Requerimientos energéticos en órbita.

Tiempo	Sistemas	Potencia
Con sol	CA,B,ST	10 [W]
Con sol	CA, SC,ST	8 [W]
Con sol	CA,ST,CU	5 [W]
Eclipse	CA	1.5 [W]

Con estos requerimientos propuestos (tomando en cuenta el material con el que se cuenta) se puede comenzar con la realización del sistema de potencia el cual debe de cumplir con estos consumos energéticos.

3.3.1.2. Tipos y criterios de selección de celdas solares

Para la selección del panel solar, como ya se mencionó con anterioridad, se tienen que tomar en cuenta algunos factores como el material del cual están compuestos, esto influye en su eficiencia de captación de energía solar y en su capacidad de transformación en energía eléctrica que puede entregar.

Otro factor que se debe tomar en cuenta es la temperatura, debido a que si la temperatura varía afecta al voltaje entregado. Para ello, es necesario estar monitoreando la temperatura del panel, esto también afecta en el rendimiento del panel.

El panel que se escogió para este prototipo es de silicio, ya que es un material más fácil de conseguir y más económico y sirve para un primer prototipo de prueba en la tierra, en la tabla 3.3 se observan las especificaciones del panel seleccionado. A pesar que la eficiencia del panel no es muy alta, para el prototipo es adecuado, debido a que no se expone a variaciones de temperaturas muy drásticas.

Tabla 3.3.- Especificaciones de panel solar.

Especificaciones del panel solar seleccionado	
Voltaje óptimo de operación	17.5 [V]
Corriente óptima de operación	1.45 [A]
Corriente en corto circuito	1.58 [A]
Voltaje en circuito abierto	21.6 [V]
Potencia Máxima	25 [W]
Prueba en condición estándar	25 [°C]

Se puede seleccionar este tipo de material debido a que en las primeras misiones espaciales se utilizó para los paneles solares. Esto trae ventaja al momento de realizar las pruebas para el prototipo, ayuda al trabajar con este material debido a ya ha sido probado y utilizado en el espacio. El utilizar este material para las pruebas en tierra ayuda para poder ver su comportamiento y su eficiencia y con ello poder proponer otro tipo de material para la misión de vuelo y así obtener una mejor eficiencia. El panel que se menciona nos ayuda para realizar las pruebas a una escala menor a la que se está estimando para la misión. Para el panel de vuelo es necesario que contenga un recubrimiento especial y que todas sus conexiones puedan soportar el ambiente espacial.

3.3.1.3. Pruebas de celdas solares

Al caracterizar el panel se puede saber el comportamiento y con ello determinar la potencia máxima y mínima con la que se va a trabajar.

Al no contar con equipo de laboratorio para la caracterización, ésta se realizó mediante la exposición directa del panel al sol a la hora de máxima intensidad solar, para poder obtener la mayor captación de energía y así poder determinar la máxima potencia. Para las mediciones del panel se utilizaron diferentes valores de carga y con ellas se hicieron mediciones a diferentes ángulos de incidencia de luz solar sobre el panel, con el fin de caracterizar su comportamiento.

Este proceso se realizó para condiciones de cielo nublado y soleado, este caso para determinar el comportamiento en condiciones de atenuación de iluminación solar. En la figura 3.4 se ve el proceso de caracterización.

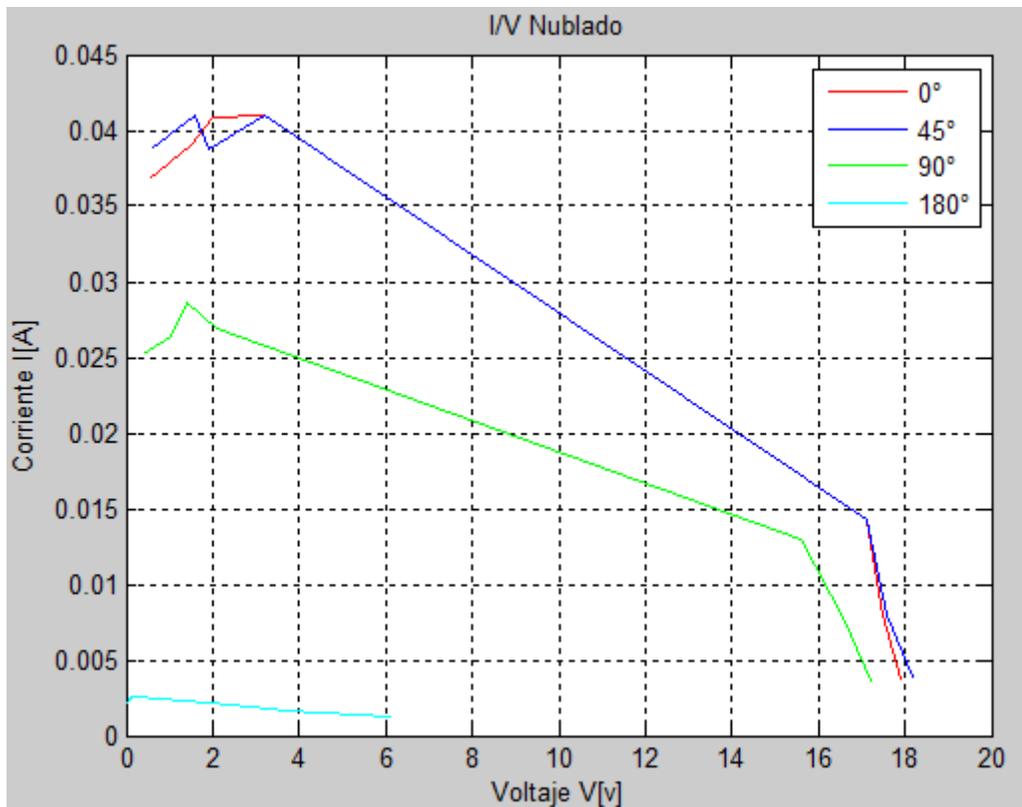


Figura 3.4.- Caracterización del panel solar para sistema de potencia.

3.3.1.4. Potencia entregada

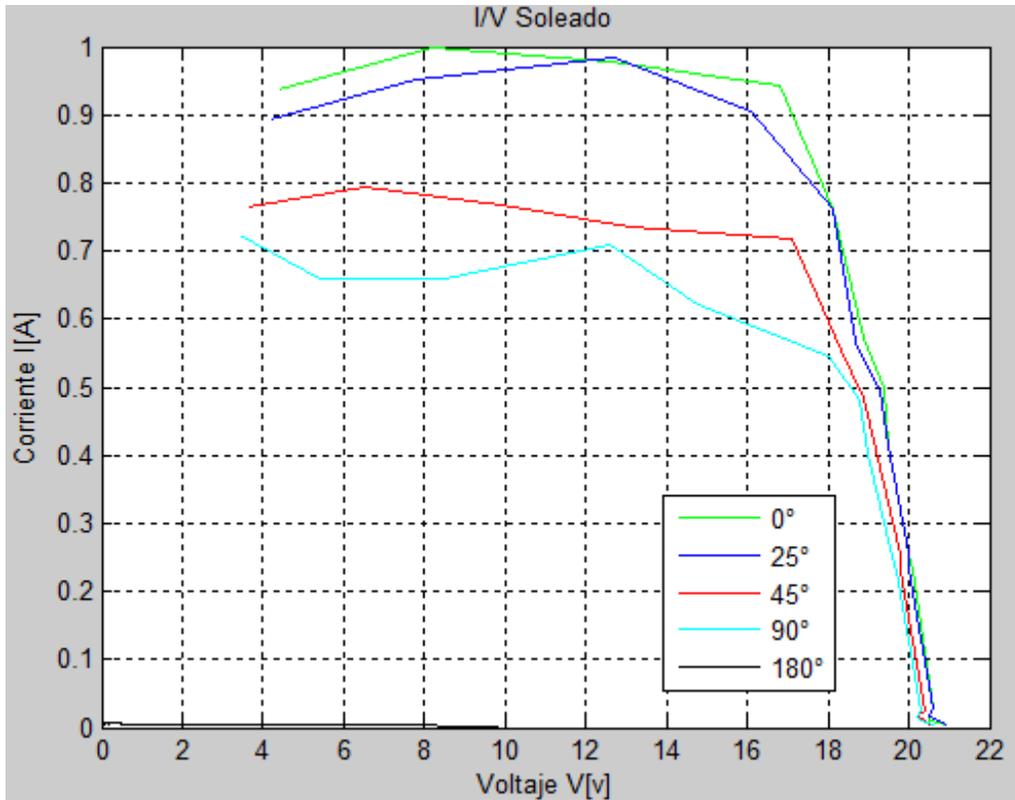
Para obtener las potencias entregadas se realizaron las pruebas que se mencionaron con anterioridad, esto para los dos casos mencionados: cuando se encuentra nuboso y soleado. Con las mediciones que se obtuvieron, fue posible adquirir las potencias y con ello determinar el punto de máxima potencia en donde es posible trabajar.

A partir de los datos adquiridos se realizaron sus graficas correspondientes; en la grafica 3.2 se observa el comportamiento en condiciones nubosas.



Gráfica 3.2.- Voltaje vs corriente en condiciones de nubosidad.

En la gráfica 3.3 se observa el comportamiento en condiciones soleadas.



Gráfica 3.3.- Voltaje vs corriente en condiciones soleadas.

A partir de las gráficas se puede obtener el factor de atenuación por cielo nublado, el cual para el momento en que hicimos la prueba fue de 0.6235 con respecto a los valores de exposición a luz solar sin nubosidad los cuales dan los valores de mayor potencia. De la misma forma se observa que en las pruebas el valor de máxima potencia se ubica en el punto en donde se demanda al panel 0.94 [A], siendo esta corriente el límite que se puede tomar del panel para no perder eficiencia, y dando en este punto una potencia máxima de 15.85 watts.

3.3.1.5. Capacidad de captación del panel

Para determinar la capacidad de captación de energía del panel solar, se utiliza la fórmula 2.4. Los resultados que se obtuvieron se muestran en la tabla 3.4.

Tabla 3.4.- Captación del panel solar.

A [m ²]	λ [W/m ²]	α [°]	Φ [W] Total	Teórico Φ [W]	Práctico Φ [W]
0.14536	1000	0°	145.36	14.536	12.28
		25°	131.74	13.174	13.76
		45°	102.78	10.278	13.76
		90°	0	0	9.2
		180°	-145.36	-14.536	0

La λ es el nivel de irradiación que se encuentra a nivel de la tierra y α son los ángulos con los que se trabajó para poder obtener el punto máximo en donde se puede trabajar.

El área se determinó con respecto a las medidas del panel con el que se está trabajando. Con ello podemos determinar cuánta energía podemos obtener con nuestro panel para ello podemos hacer una comparación de la cantidad que obtenemos experimentalmente con la cantidad que teóricamente podemos obtener. Para la parte teórica es necesario multiplicarlo por la eficiencia del material del panel con el que se trabaja en este caso es de 10% su eficiencia.

3.3.2. Baterías

3.3.2.1. Requerimientos de baterías

Para la selección de baterías es necesario que tengan un adecuado factor de densidad de energía que permita ahorro en volumen y peso, otro requerimiento que se debe de tomar en cuenta son: el voltaje, corriente y temperatura a las que trabajan.

Estos requerimientos son tomados en cuenta para el sistema, porque se debe de cumplir con el acoplamiento adecuado de voltaje, entre el panel y las baterías. Las baterías que se seleccionarán además de que cumplan con el requerimiento energético, se busca que su peso y volumen sea bajo, además de deben tener un comportamiento adecuado al cambio de temperaturas. Con estas características se buscarán las baterías adecuadas para este sistema; se pueden utilizar diferentes tipos de baterías como son: cilíndricas o planas (como las de celular), abriendo así un infinito de posibilidades, para cumplir con peso y volumen, sin olvidar que la característica principal es que deben cumplir con un voltaje equivalente al del panel solar para poder acoplarlos.

3.3.2.2. Selección de baterías

Existen diferentes tipos de baterías que se pueden encontrar pero se debe de ver cuál es la mejor opción para dicha misión, la que cumpla con los requerimiento.

El tipo de baterías que se seleccionó para el sistema de almacenamiento fueron unas baterías de Li-Ion, ya que en la actualidad son las baterías que entregan un alto voltaje y tienen menor volumen, lo cual es muy importante porque se reduce el peso del sistema y así poder cumplir con las especificaciones del satélite. Otra ventaja de utilizar baterías de Li-Ion es que su comportamiento ante el cambio de temperatura no es muy drástico, por lo tanto el voltaje no se sale del rango de operación, además no es necesario un sistema de regulación de temperatura.

Con base en una investigación de las baterías Li-Ion utilizadas en misiones espaciales de nanosatélites, tabla 3.5, se seleccionó el modelo de baterías Panasonic CGR18650CG, figura 3.5, debido a que este tipo de baterías fueron utilizadas con éxito en el espacio.

Tabla 3.5.- Misiones de la batería Panasonic CGR18650CG.

Satélite	Fecha de lanzamiento	Procedencia
AAUSAT-2	28-abril-2008	Universidad de Aalborg (Dinamarca)
ESTcube-1	2012	Universidad de Tartu (Estonia)



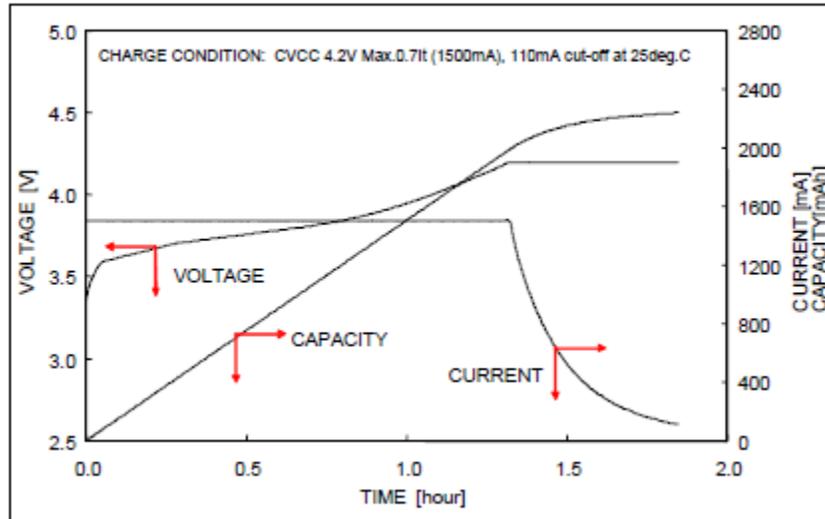
Figura 3.5.- Especificaciones de la batería.

La batería Panasonic CGR18650CG tiene las siguientes especificaciones, tabla 3.6.

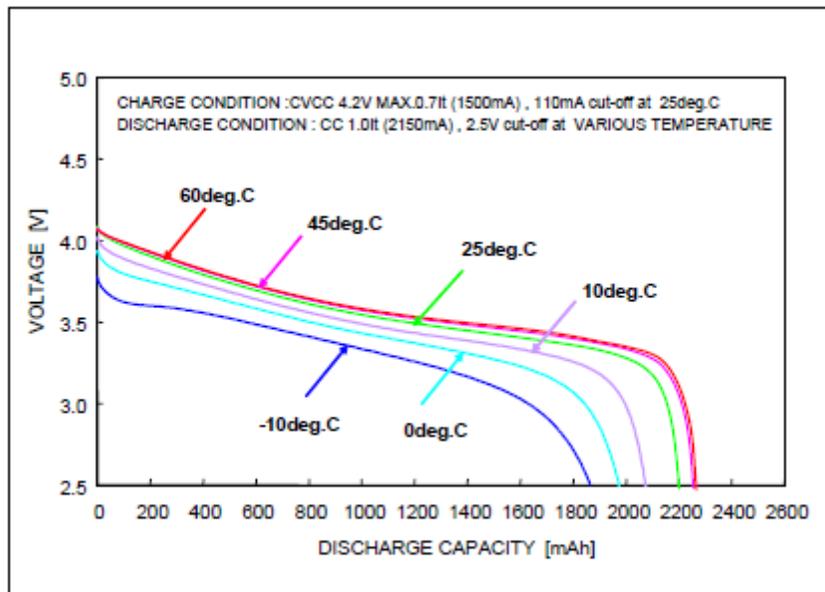
Tabla 3.6.- Especificaciones de la batería Panasonic CGR18650CG.

Voltaje nominal		3.6 [V]
Capacidad nominal	Mínimo	2150 [mAh]
	Típico	2250 [mAh]
Dimensiones	Diámetro	Max. 18.6 [mm]
	Altura	Max. 65.2 [mm]
Peso aproximado		44 [g]

En las gráficas 3.4 y 3.5 se muestra el comportamiento de las baterías, en la gráfica 3.4 se observa bajo qué condiciones es necesario cargar las baterías para poder determinar la energía que le va a demandar al panel para su carga. En la gráfica 3.5 indica la forma de descarga a diferentes temperaturas, esto sirve para poder determinar el tiempo de descarga y utilizar estos criterios para el diseño del sistema.



Gráfica 3.4.- Condiciones de carga de la batería.



Gráfica 3.5.- Descarga de la batería a diferentes temperaturas.

Se construyó un banco de baterías para el acoplamiento con el panel, esto debido a que se debe de tener el mismo nivel de voltaje del panel para llevar a cabo este proceso, figura 3.6.

El banco realizado consta de 5 baterías conectadas en serie, de este modo se suman los voltajes; cada batería entrega un voltaje de 3.6 [V], con ello se logra un voltaje de 18 [V].

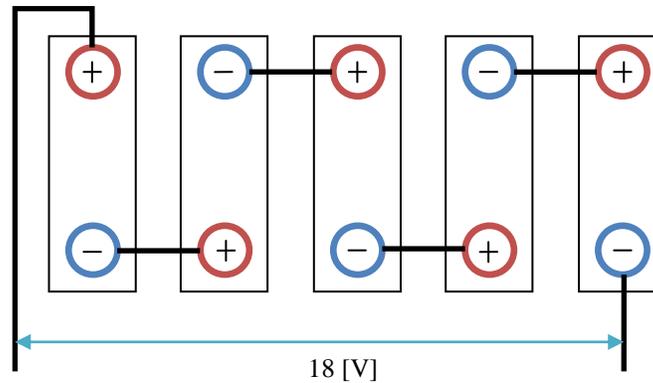


Figura 3.6.- Banco de baterías.

3.3.2.3. Pruebas para las baterías

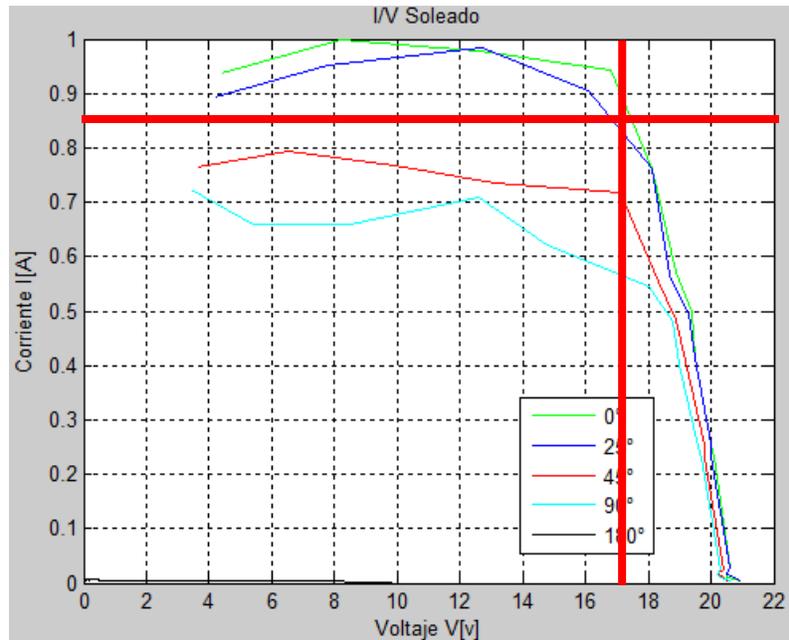
Las pruebas que se realizan a las baterías son tiempo de carga y descarga. Todas las pruebas se realizaron a temperaturas ambiente, lo ideal es realizar todas las pruebas en el vacío para ver su comportamiento y poder verificar que soportarán el ambiente espacial, continuación se describen las pruebas realizadas.

3.3.2.4. Prueba de tiempo de carga y descarga

Las pruebas de tiempo de carga y descarga varían, ya que el tiempo de descarga varía dependiendo de la demanda de corriente a la que se somete. Para las pruebas de descarga como ya se mencionó se simuló consumos de subsistemas para descargar las baterías, para ello se colocó un arreglo de resistencias de 13.2 [Ω] para descargar nuestras baterías. Con ello pudimos verificar que nuestras baterías nos entregaban 1.4 [Ah]. Esta carga se seleccionó para poder tener una descarga rápida, también fue seleccionada ya que con una corriente más pequeña la descarga iba a ser más lenta, toda esta descarga se lleva solo al 70% de carga de la batería para no dañarla.

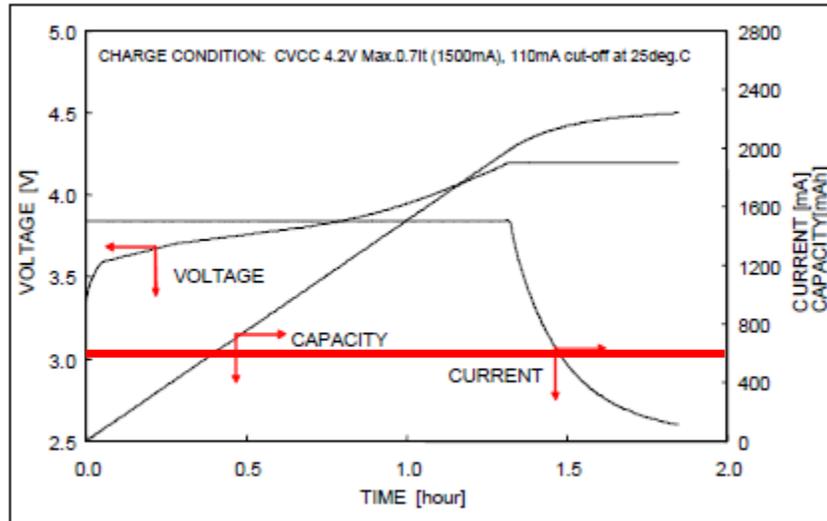
Para el tiempo de carga se debe de saber cuántos amperes (en nuestro caso) nos entrega el panel solar ya que es el que va a cargar a nuestras baterías. Supongamos, si hemos consumido 2 [Ah] y nuestro panel nos entrega 0.5 [A], por lo tanto nuestras baterías deben de ser cargadas por un lapso de tiempo de $\frac{2[\text{Ah}]}{0.5[\text{A}]} = 4[\text{h}]$, para poder restablecer el nivel de carga inicial.

En la gráfica 3.6 se observa la cantidad de energía que se le puede demandar al panel, debido a que si se le demanda más energía, este no podrá cumplir con los requerimientos energéticos para la misión.



Gráfica 3.6.- Nivel de energía que se puede demandar del panel solar.

Con base en la gráfica 3.7 se puede determinar el nivel de descarga de las baterías, porque si la descarga es muy grande las baterías demandarían mucha energía al panel, por lo consiguiente este no será capaz de soportar toda la demanda energética del sistema. Debido a estas condiciones las baterías no deben de rebasar una descarga de 16.2 [V], esto equivale al 10% de la descarga, porque a esta cantidad la demanda de corriente es de 0.64 [A] y con ello no se provocaría una caída del máximo punto de potencia.



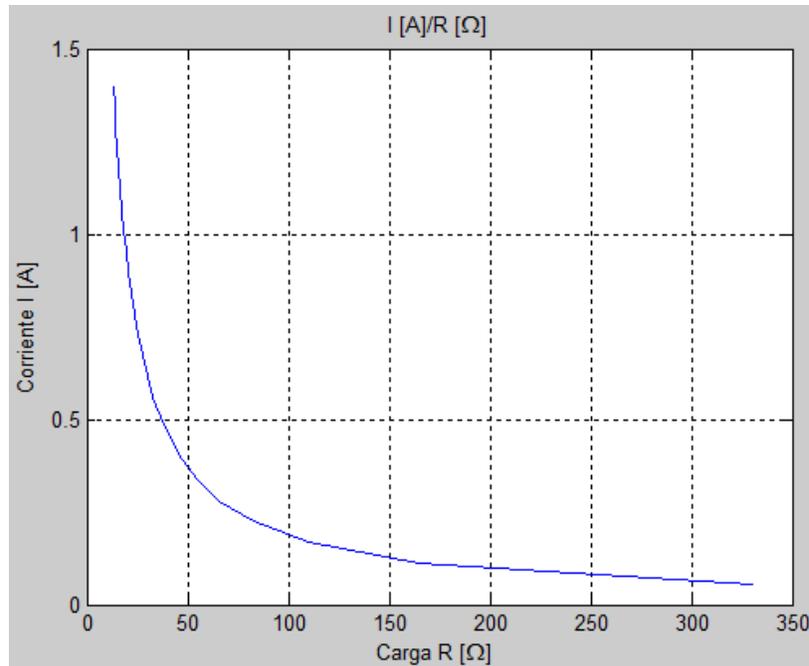
Gráfica 3.7.- Cantidad de descarga de la batería.

En ella se observa la cantidad de corriente de la batería que va a poder demandar al panel al momento de la carga y como ya se mencionó si la demanda es mayor a esta cantidad se va a provocar que el punto de máxima potencia se caiga.

3.3.2.5. Prueba de corriente

Para las pruebas de corriente, en el banco de baterías se colocaron diferentes cargas para poder medir la corriente que entregan, estas cargas fueron resistencias de 330 $[\Omega]$ y cada vez se aumentaron más resistencias del mismo valor, colocadas en paralelo con ello los simulando subsistemas. Con estos arreglos se midieron los valores hasta llegar a 13.2 $[\Omega]$.

Los valores medidos se presentan en la gráfica 3.8 en donde podemos ver como la corriente aumenta al momento que se agregan más resistencias en paralelo.



Gráfica 3.8.- Pruebas de corriente para baterías.

El voltaje de la batería no se mantuvo constante, esto ocurre al momento de colocar las cargas, la batería por ende se ve que comienzan a descargarse, cabe mencionar que esta prueba se realizó a temperatura ambiente, si se realizan a diferentes temperaturas la descarga puede ser muy variante como se puede ver en la gráfica 3.5.

3.3.3. Selección de componentes

Para la selección de componentes, de los que está compuesto el sistema de potencia, figura se revisó cuidadosamente que componentes habían sido utilizados en otras misiones y que pudieran estar al alcance para poder adquirirlos, debido a que uno de los objetivos de la misión del satélite Quetzal es la construcción del satélite mediante componentes COTS.

Sin embargo el estudio de los componentes ya utilizados en otras misiones no es suficiente, debido a que nos podemos encontrar aun fuera de los límites para poder adquirirlos, algunos componentes que se llegan a encontrar son con calidad militar o espacial.

El encontrar componentes COTS que sea fácil su adquisición es muy satisfactorio para la misión, lo que conlleva utilizar tecnología que ya haya sido probada para otras misiones, tal es el caso para los sensores de corriente, los cuales fueron aprobados para la misión CASTOR, dicha misión realizada por el MIT.

Como el propósito de esta tesis es la propuesta del sistema de potencia mediante componentes COTS, se seleccionaron componentes que se llegaron a utilizar en la escuela o que sabemos que nos son útiles para poder cumplir con los requerimientos del sistema y su costo no es muy elevado. En la figura 3.7 se observa un diagrama de las partes de las cuales se compone el sistema de potencia y de los componentes a seleccionar.

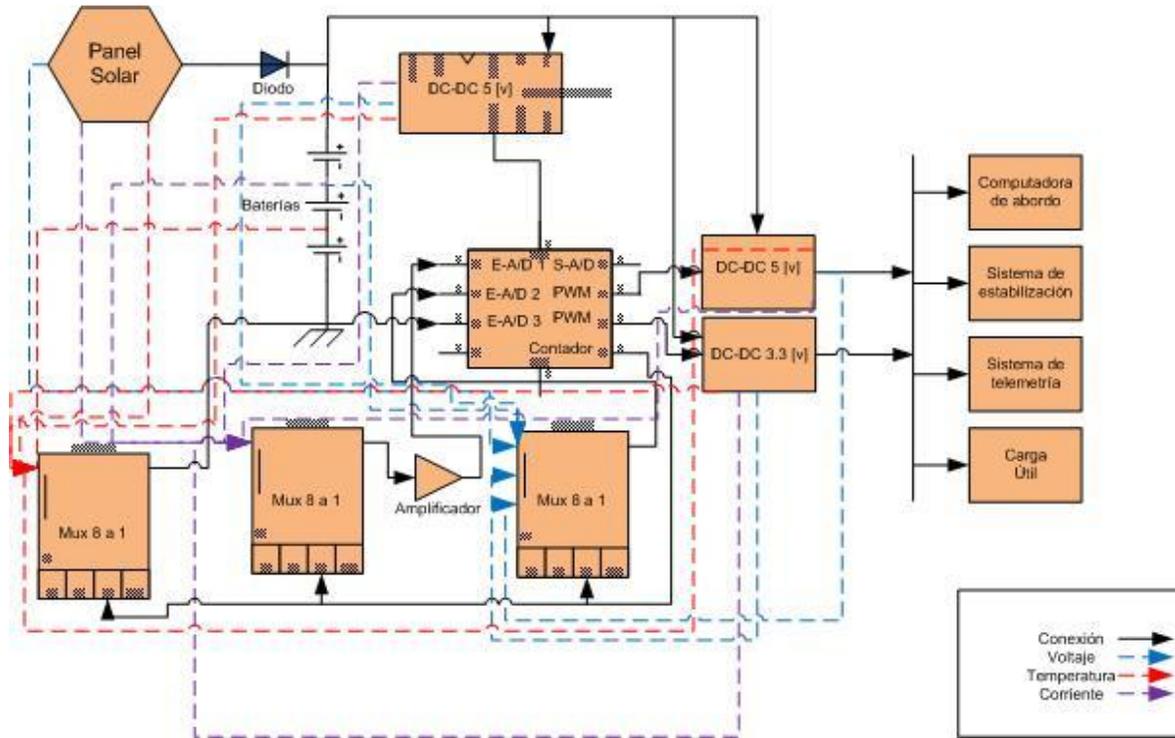


Figura 3.7.- Sistema de potencia

Módulo de control

Para el módulo de control se seleccionó el PIC 16F877 ya que este chip ya se había utilizado con anterioridad en otros proyectos escolares y se conoce su funcionamiento. La selección de este componente se fundamentó también en que tienen dos salidas de PWM y diferentes entradas analógicas/digitales así como de otras entradas para poder conectar el dispositivo con la computadora central y lograr el envío de datos o para el almacenamiento de los mismos y así poder cumplir con los requerimientos de monitoreo y para tomar decisiones en los casos del ahorro de energía.

La señal de PWM es creada mediante este microcontrolador, dicha señal es regulada automáticamente ya que para mantener un voltaje adecuado para nuestras salidas se necesita monitorear nuestro voltaje y corriente, ya que si existe una variación en estos elementos cambia nuestras salidas y se pueden presentar fallas en los demás subsistemas así como de la carga útil.

Para evitar dichas fallas como caídas de voltaje, algún corto o sobre demanda de corriente, el PIC es el encargado de monitorear estos factores. Este componente, tiene la función de monitorear las variables que son indispensables para saber el estado de salud de nuestro sistema las cuales son los voltajes, corrientes y temperaturas.

Para todas las mediciones son necesarias las entradas analógicas-digitales (A/D) de nuestro PIC, para ello es necesario acondicionar nuestras entradas.

Sensores

Para el censado de corriente se utiliza el sensor ACS712, dicho sensor se está utilizando ya que este se propuso para el proyecto satelital Castor. Este sensor reduce aun más el tamaño del sistema ya que el encapsulado con el que se cuenta es de montaje superficial.

Las mediciones de voltaje están siendo tomadas directamente, no es necesario el uso de un sensor, solo se hace un divisor de voltaje para que el convertidor analógico/digital sea capaz de leer los voltajes de las baterías y del panel solar. Esto se realiza por que el convertidor solo puede hacer lecturas máximas de 5 V.

Para realizar las mediciones de temperatura se utilizan termopares de tipo k, aunque su sensibilidad no es muy buena se pueden utilizar para nuestro prototipo, si se necesita de una sensibilidad mayor se pueden utilizar otro tipos de termopares. Para este tipo de sensores es necesario acondicionar esta señal ya que para nuestro sistema de monitoreo la señal que nos entrega es demasiado pequeña.

Para realizar las mediciones de nuestras variables es necesario hacer un barrido de las señales, debido a que el sistema no tiene muchos convertidores analógicos/digitales es necesario realizar la lectura mediante multiplexores. Ya que las variables son analógicas los multiplexores son analógicos así se puede realizar la lectura directa con los convertidores.

Convertidores

Se seleccionó el convertidor de DC-DC LM3524N para que sea una fuente fija para poder alimentar a toda nuestra circuitería. Es necesario tener esta fuente ya que nuestros sensores así como nuestro sistema de control se alimentan con un voltaje de 5 [V], voltaje indispensable para no dañar a nuestro sistema.

Para nuestros convertidores de DC-DC se seleccionaron transistores de potencia para poder soportar la carga que se va a manejar, para los inductores de nuestros convertidores se seleccionó ferritas como material para ellos, para este material es necesario saber sus especificaciones para poder tener un diseño más exacto y también nos puede ayudar a reducir el tamaño de nuestros convertidores.

Todos los componentes seleccionados trabajan adecuadamente en la tierra pero se tienen que someter a rigurosas pruebas para poder ver si sufren cambios o si llegan a dejar de funcionar. Algunos componentes tienen que ser sometidos a tratamientos de

endurecimiento para que puedan soportar las condiciones que se pueden presentar en el espacio.

Esta selección se hace para que nuestro satélite cumpla con todos sus requerimientos y la utilización de componentes COTS nos ayuda a validar componentes para poder utilizar en futuras misiones. Con todo esto podemos reducir la utilización de componentes con calidad espacial o componentes militares, como ya se había mencionado estos componentes son muy caros.

3.3.4. Diseño de circuitos

Para diseñar los circuitos se utilizaron componentes con los que ya se había trabajado (como se mencionó con anterioridad) para ello ya se conocían las configuraciones adecuadas de cada componente que se utiliza.

Para el diseño de los circuitos que no se conocían sus configuraciones fue necesario armarlas por separado y ver que configuración era la adecuada para cumplir con nuestros requerimientos. Esto se hizo para cada circuito del sistema de potencia y poder caracterizarlo.

Como ya se mencionó es necesario armar las diferentes configuraciones de los diferentes componentes que se mencionan, uno de ellos es el convertidor DC-DC LM3524N, el cual se arma la configuración buck (fuente de bajada), esta configuración nos ayuda a mantener un voltaje fijo ya que debe de alimentar a toda la instrumentación del sistema, esta configuración se puede observar en la figura 3.8.

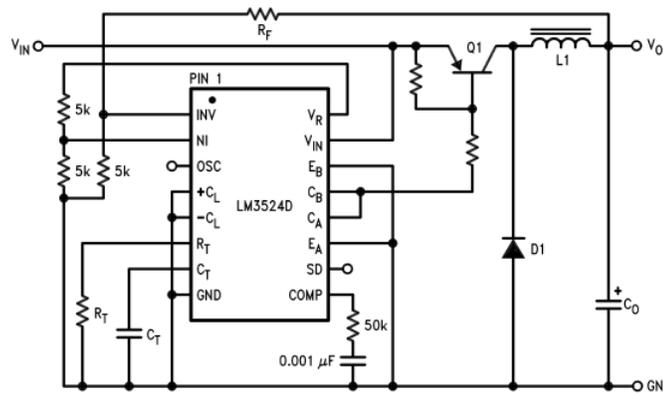


Figura 3.8.- Configuración Buck del convertidor LM3524N.

Para los sensores de corriente se selecciono el sensor ACS712, figura 3.9, del cual solo se tomó su configuración típica ya que a su salida si es posible registrarla con el convertidor analógico/digital del sistema de control. Esta configuración se colocó en los puntos que se requiere hacer mediciones como lo son en el panel solar, las baterías, y las fuentes de regulación para saber si existe alguna variación en nuestro sistema.

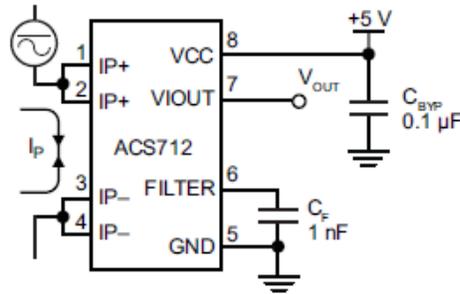


Figura 3.9.- Configuración típica del sensor ACS712.

Este sensor de corriente es capaz de medir las corrientes que se van a manejar en los sistemas, para ello fue necesario caracterizar al sensor, tabla 3.7, para acondicionarlos a las necesidades del proyecto.

Tabla 3.7.- Caracterización del sensor ACS712.

Voltaje entregado [V]	Corriente [A]
2.528	0
2.560	0.5
2.592	1
2.624	1.5
2.656	2
2.688	2.5
2.719	3

Con estos valores pude definir una ecuación para poder obtener la corriente que se quiere estar monitoreando:

$$x = \frac{y - 2.528}{0.064} \quad (3)$$

En donde y es el voltaje entregado por el sensor y x el valor real en el sistema que nos va a entregar el circuito de medición.

Como sensores de temperatura se utilizan termopares, como ya se menciono con anterioridad es necesario hacer un acoplamiento para estos sensores ya que la señal que nos entrega es muy pequeña, y como el sensor de corriente es necesario realizar su caracterización, tabla 3.8.

Tabla 3.8.- Caracterización del termopar K.

Voltaje entregado [mV]	Temperatura [°C]
485	20
900	30
1315	40
1730	50
2145	60
2560	70
2975	80

Obteniendo estos valores se pudo obtener una ecuación para poderla introducir en nuestro sistema de monitoreo y este nos puede entregar un valor real:

$$x = \frac{y+0.345}{0.0415} \quad (4)$$

En donde “y” es el voltaje entregado por el termopar y “x” el valor en grados Celsius que se está midiendo y que nos va a entregar nuestro sistema de medición.

Para este tipo de sensor es necesario amplificar la señal antes de entregarla al convertidor analógico/digital, para esta amplificación se utilizó un amplificador lm324, figura 3.10, este amplificador tienen una ganancia de 1001, esto es porque se trata de una configuración no inversora del amplificador y la señal del termopar es muy pequeña.

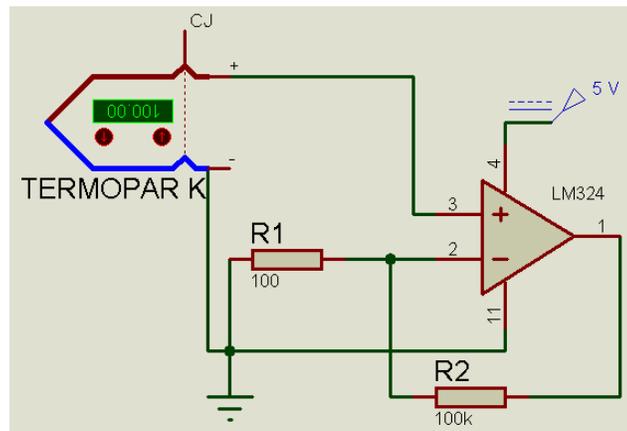


Figura 3.10.- Acoplamiento de termopar.

El PIC 16F877 es el encargado del control en el sistema de potencia, es el encargado de recibir las señales analógicas para el monitoreo de las variables de interés a su vez se encarga de la regulación de las fuentes de alimentación para los demás subsistemas, se toman 2 señales de PWM de este componente para realizar el control de nuestras fuentes,

figura 3.11. Ya que el sistema por el momento es autónomo tienen que saber tomar sus propias decisiones, mediante señales obtenidas de los sensores ya mencionados, son introducidas a los convertidores analógicos/digitales para realizar la conversión necesaria y poder controlar a nuestro sistema a voluntad.

Una de las tareas del PIC es el control de las salidas de PWM, esto lo realiza al monitorear los sensores ya mencionados y al encontrar alguna anomalía el PIC suspende estas salidas. Algunas anomalías que se pueden presentar en el sistema son: altas demandas de corriente; temperaturas fuera del rango de operación del panel solar y las baterías; el nivel de las baterías se encuentra al límite de descarga.

El último caso se puede presentar durante un periodo de eclipse. Este caso es crítico para la misión debido a que si la descarga de la batería es mayor al 10 %, la demanda de corriente, en el periodo de carga, será mayor al porcentaje permitido para el funcionamiento de este sistema, lo cual tiene como consecuencia la inactividad de los demás subsistemas. Otra consecuencia es la disminución del ciclo de vida de las baterías si el porcentaje de descarga es mayor al 30 %.

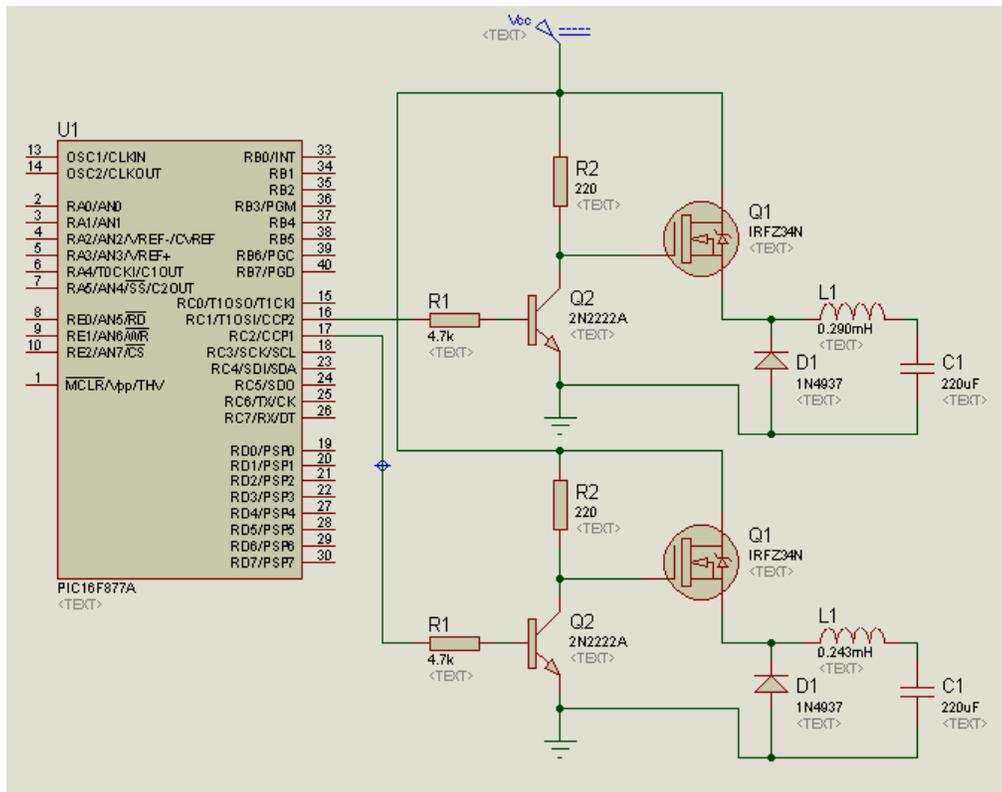


Figura 3.11.- Control de fuentes conmutadas.

Mediante el PIC se realiza un contador, para el funcionamiento de los multiplexores analógicos, esto es implementado ya que las entradas analógicas/digitales del PIC no son

suficientes para monitorear los puntos más importantes de nuestro sistema. Este contador se implementa para poder realizar un barrido de las señales a monitorear, este barrido se implementa cada 6 minutos para que el sistema trabaje a menor velocidad y no tenga un consumo de energía mayor. Este tiempo se aplica, como podemos observar en la gráfica 3.1, cuando el satélite entra en eclipse el sistema hace la lectura de las variables así como al momento en el que termina el eclipse. Esta última lectura se realiza para poder verificar el estado de las baterías, ya que si la descarga llega al límite permisible no se podrán habilitar las salidas de energía hasta que se restablezca el voltaje de las baterías.

Una vez que se armaron, probaron y fueron caracterizados se procede al probar todos los circuitos para poder formar uno solo. Al realizar esto se pueden generar problemas para el funcionamiento porque algunos circuitos generan ruido sobre otros.

Al conectar todos los circuitos es necesario verificar que todo siga funcionando adecuadamente y poder realizar las pruebas necesarias del sistema. Una vez que ya se tienen todos los circuitos funcionando adecuadamente podemos pasar al diseño de la tarjeta del sistema de potencia, en donde todos los circuitos se colocan en una sola tarjeta ya que para realizar las configuraciones y probar nuestro circuito es necesario primero probar en tarjetas de prueba proto-board.

Para pasar el diseño de las tarjetas de pruebas a la tarjeta fenólica se utilizó el software EAGLE. Se manejó este software ya que se tenía conocimiento previo durante el transcurso de la carrera y fue útil para realizar proyectos escolares. Este programa facilita el diseño debido a que muchos de los componentes que se utilizan se encuentran en este software. Para los componentes que no se pueden encontrar se pueden colocar componentes con el mismo encapsulado, o en el peor de los casos cuando no se pueden encontrar el programa tienen la opción de generar su propio encapsulado y así poder hacer el componente a la medida que se necesita.

En la figura 3.12 podemos observar el diagrama esquemático de la topología que se va a utilizar (DET) para esta propuesta del sistema de potencia para el satélite Quetzal, en él podemos observar una fuente después del acoplamiento del panel solar con las baterías, la cual se va a mantener fija para poder alimentar a nuestro sistema de control así como a nuestros sensores de corriente y los circuitos de acoplamiento para los sensores de temperatura.

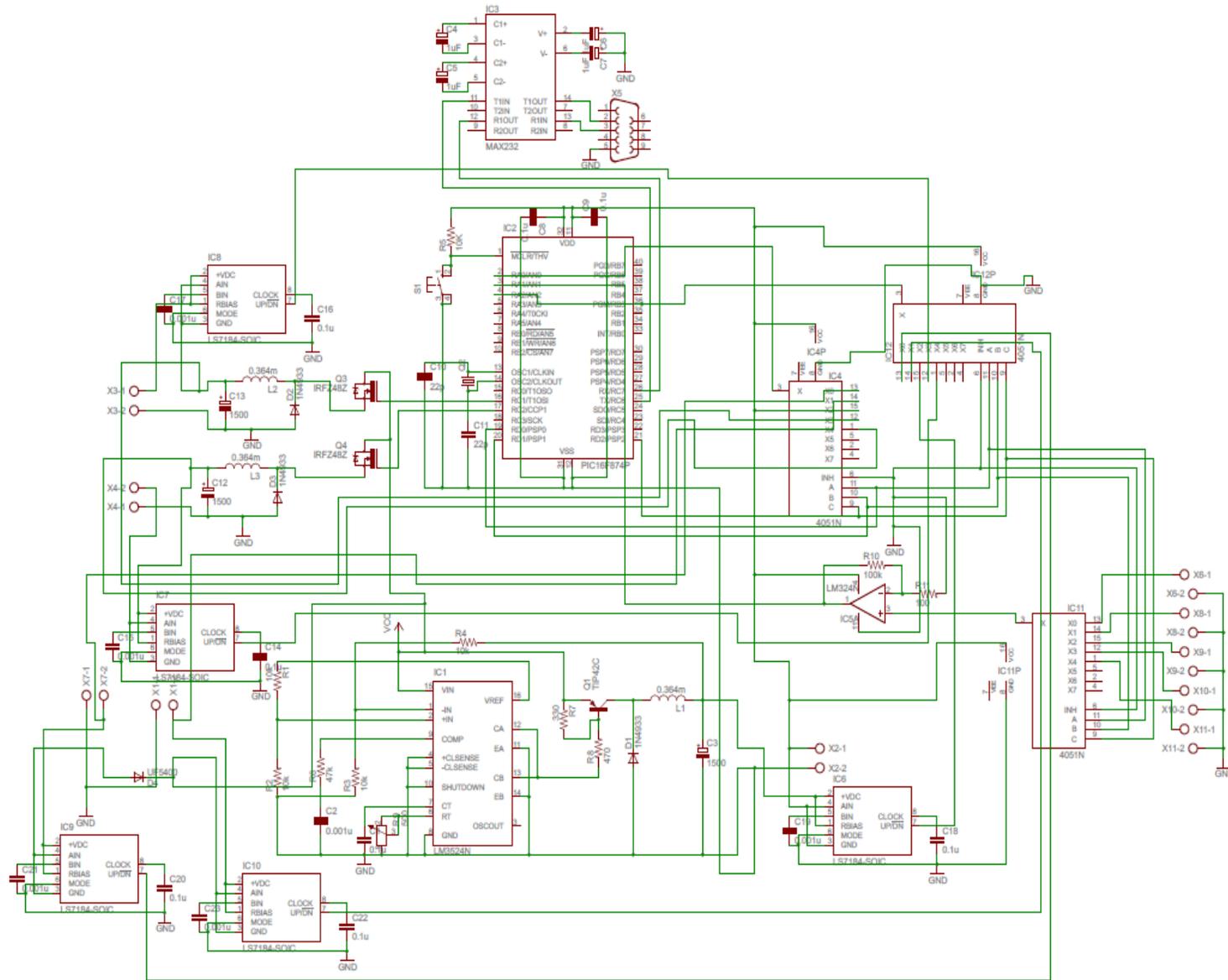


Figura 3.12.- Diagrama esquemático de la propuesta del sistema de potencial para el satélite Quetzal.

Como se menciona con anterioridad el software (Eagle) es de gran utilidad porque una vez que se tiene el diagrama en esquemático podemos importarlo para poder crear el PCB, figura 3.13, y realizar la tarjeta fenólica. Este mismo software es capaz de importar el esquemático para la realización del PCB, esta herramienta también nos ayuda al realizar las conexiones entre los componentes. También sirve para poder realizar circuitos de doble cara, esto quiere decir poder hacer una tarjeta fenólica que tienen cobre por ambos lados de la tarjeta.

Al realizar la tarjeta con doble cara beneficio al efectuar las conexiones entre los diferentes componentes y esto ayuda reducir de tamaño del circuito y así poder reducir el espacio para la colocación de la tarjeta en el satélite.

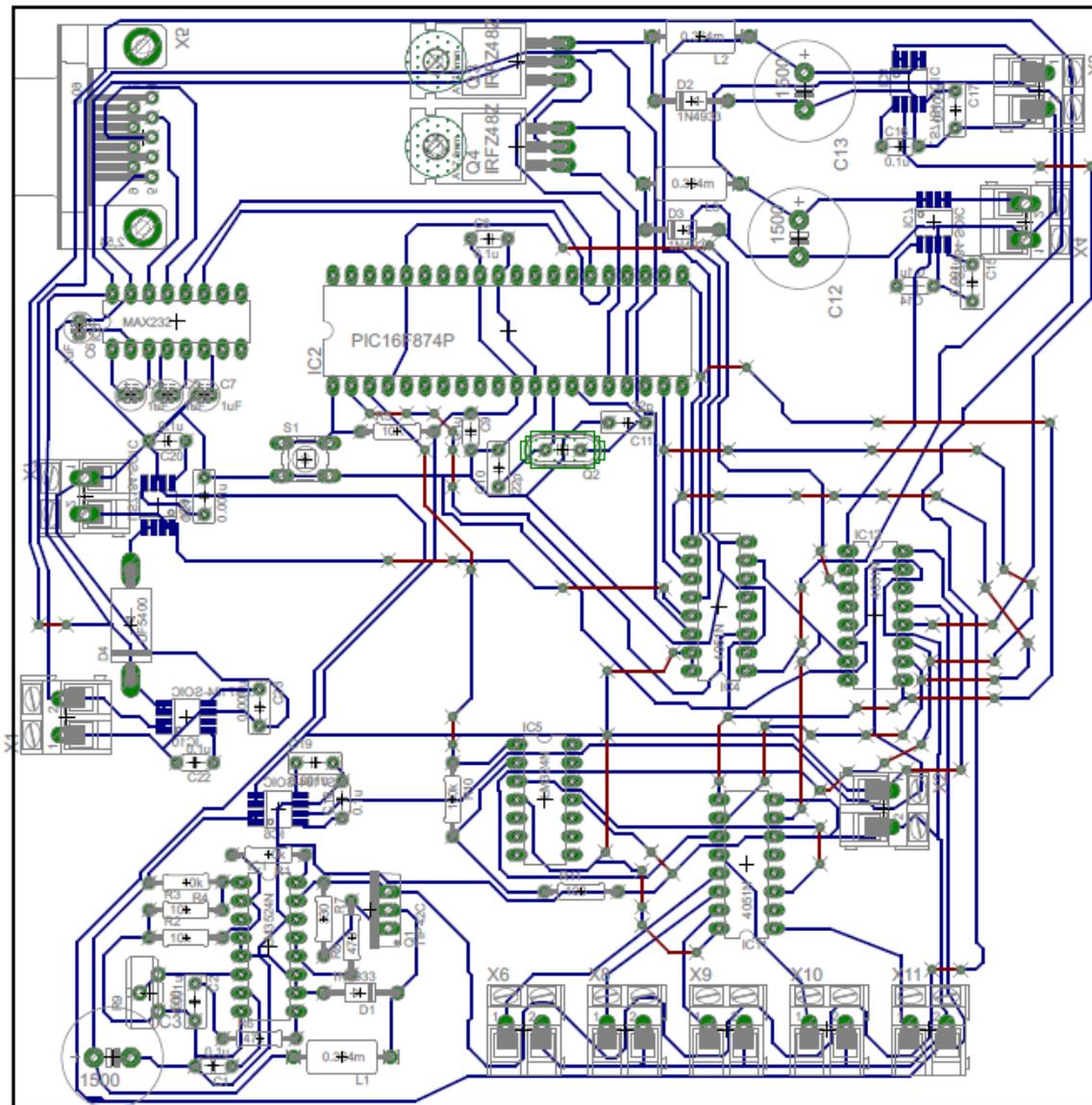


Figura 3.13.- Diagrama del pcb de la propuesta del sistema de potencial para el satélite Quetzal.

En esta figura se observa el diseño para la PCB de del sistema, una vez que se tiene el diseño para la PCB se procede a la realización de la tarjeta. Existen diferentes métodos para la realización de la tarjeta los cuales son:

- Método de planchado
- Máquina CNC (control numérico computarizado)
- Método de serigrafiado
- Método de Dry-film Photoresist

Todos estos métodos que se mencionan se han utilizado con anterioridad y se tuvo que decidir que método se iba a utilizar. Se escogió el método de la máquina CNC esto debido a que ya se cuenta con esta máquina, figura 3.14.



Figura 3.14.- Máquina CNC.

La ventaja de utilizar este método es de que esta máquina se puede programar y esto facilita su trabajo ya que teniendo el circuito diseñado en el software Eagle, se puede programar la máquina CNC y esta a su vez comienza con el trabajo haciendo trazos sobre la tarjeta fenólica hasta terminar de formar nuestro circuito así como se puede observar en la figura 3.14.

Una vez que la máquina CNC termina de realizar nuestro diseño se tiene que proceder a limpiarla ya que al momento de realizar el trazado de las pistas va dejando residuos de cobre y esto nos puede provocar algún corto circuito al momento de comenzar a soldar los componentes.

La desventaja al utilizar este método es que al momento que la máquina genera las pistas, deja muchos residuos de cobre el cual puede causar que las pistas se junten y producir cortos. Otra desventaja se presenta cuando al momento de realizar circuitos de dos caras puede que no coincidan los orificios de los componentes o al unir pistas.

3.3.5. Técnicas de tolerancia a fallas

La tolerancia a fallas hace que un sistema pueda continuar con su trabajo o tarea ante cualquier falla que se pueda presentar. Para el sistema de potencia, así como de los diferentes subsistemas es necesario tener un método para la tolerancia a fallas, esto se realiza mediante redundancia en los sistemas, esto es porque se exponen a diferentes condiciones a las de la tierra. Las condiciones del ambiente espacial son muy diferentes a las de la tierra y nos podemos encontrar con diferentes medios los cuales son los siguientes:

- Termósfera neutral.
- Ambiente térmico.
- Plasma.
- Meteoritos y basura espacial.
- Ambiente solar.
- Radiación de ionización.
- Campo geomagnético.
- Campo gravitacional.

Este ambiente tiene diferentes efectos sobre todo el satélite, por lo cual se debe de tener previsto las fallas que podremos encontrar, para ello es necesario prevenirla mediante redundancia. También podemos encontrar diferentes tipos de redundancia:

- Redundancia en Hardware.
- Redundancia en Software.
- Redundancia en Información.
- Redundancia en Tiempo.

Estos tipos de redundancia nos ayudan para prevenir errores en nuestro sistema, para nuestro sistema podemos utilizar redundancia en hardware para la detección de errores y tolerancia a fallas. Podemos encontrar diferentes tipos de redundancia en hardware:

- Redundancia pasiva:
 - Redundancia modular N
 - Redundancia modular triple
 - Replica de votantes
 - Múltiple “Redundancia Modular Triple” con replica de votantes

- Redundancia activa:
 - Duplicación con comparación
 - Repuesto de reserva
 - Par y repuesto
 - Temporizador “watch dog”

- Redundancia Híbrida:
 - Redundancia de auto purga
 - Redundancia N-modular con repuestos
 - Arquitectura triple-duplex

Para la parte de control del sistema de potencia se pueden proponer 2 tipos de redundancia: pasiva, de la cual se puede utilizar modular N; activa, se puede utilizar duplicación con comparación. Solo se aplican a la parte digital del sistema.

Para esta configuración los N módulos son independientes y reproducen la misma función en paralelo, sus resultados son votados y su requerimiento es que $N \geq 3$. Para poder tener mayoría en votación N siempre tiene que ser impar y solo se tolera $\lfloor N/2 \rfloor$ de fallas.

En la configuración de la figura 3.15 se observa si 2 de 3 entradas son 1 a la salida vamos a obtener 1 y si 2 de 3 entradas son 0 a la salida vamos a obtener 0.

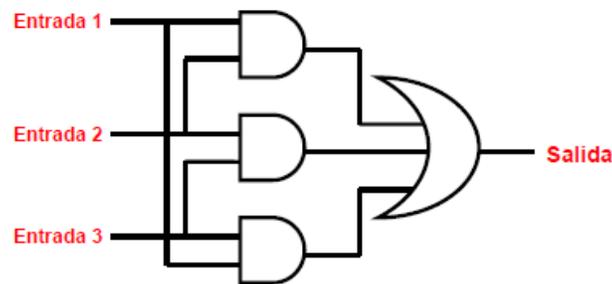


Figura 3.15.- Votación en Hardware.

Para la configuración de duplicación con comparación, se puede observar en la figura 3.16 un esquema de conexión. Con este tipo de redundancia solo es posible detectar la falla, pero no es capaz de tolerarla, a su vez si se encuentra un problema en la línea de entrada, en los dos módulos se presentara el mismo error. Para realizar la comparación se puede realizar utilizando dos entradas de una compuerta XOR, figura 3.17, de la cual si a la entrada las dos son iguales a la salida se obtiene un nivel bajo y si las entradas son diferentes se tiene un alto en la salida:

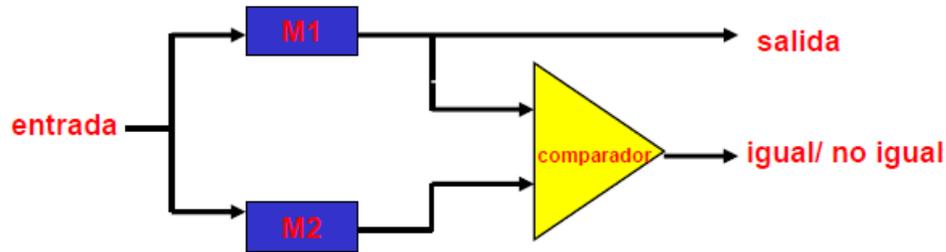


Figura 3.16.- Diagrama Redundancia Duplicación con comparación.

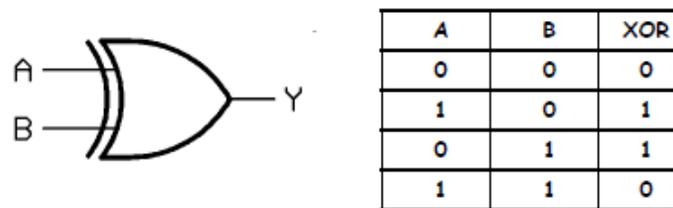
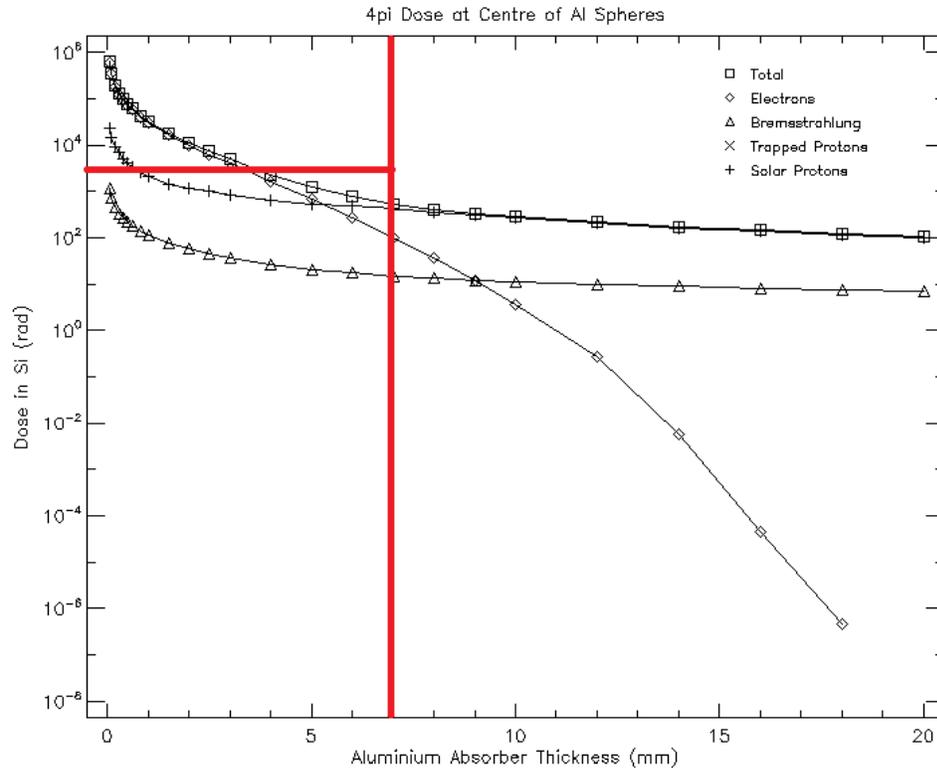


Figura 3.17.- Comportamiento compuerta XOR.

Para que el sistema pueda soportar el ambiente espacial, también es necesario un blindaje para reducir los problemas por radiación espacial, esto ayuda para determinar el tiempo de vida del sistema.

Para el silicio se hace una estimación del nivel de dosis de ionización total al que se someterá el sistema en órbita con ayuda de la plataforma SPENVIS, y se asume una tolerancia a la radiación de 5 krad para los componentes semiconductores que se utilizarán, valor recomendado por SURREY satellite technology para componentes COTS, para lo cual se tiene en cuenta que a partir de los 10-12 krad comienza a ser un valor de mucha importancia para la misión, esto por si se utilizan componentes COTS. Con la estimación de los niveles de radiación obtenidos con SPENVIS, grafica 3.9, o se determina el blindaje requerido para la misión con un factor de seguridad de 2, para lo cual en nuestra gráfica podemos ver que para 5 [krad] su blindaje es de 3.5 [mm] y con el factor de seguridad será de 7 [mm].



Gráfica 3.9.- Estimación de recubrimiento de aluminio.

3.3.6. Pruebas del sistema de potencia

Para las pruebas de operación del sistema de potencia, como se mencionó con anterioridad fue necesario armar y probar por separado cada una de las configuraciones de los diferentes circuitos que componen al sistema de potencia para saber cuáles eran los que cumplían con los requerimientos para la misión.

Para ello fue necesario primero hacer pruebas en tarjetas para prototipos (protoboards) para verificar sus configuraciones, comportamiento y funcionamiento. Una vez que son probados todos los componentes se procede a realizar la integración que conforma el sistema de potencia. Esta primera integración también se realiza primero en las tarjetas protoboards.

Una vez teniendo resultados del comportamiento y funcionamiento de todo el sistema integrado se procede a pasar el sistema a la tarjeta fenólica, dicho procedimiento se menciona el punto 3.3.4.

Una vez teniendo todo el sistema integrado en nuestra tarjeta fenólica y verificando que no se produzca ningún corto circuito se procede a realizar la prueba de funcionamiento.

Prueba de carga de baterías

Para esta prueba se conecta el banco de baterías al panel solar, esto para verificar que el panel con el que se trabaja es capaz de soportar la demanda de energía de las baterías al momento de su carga. Para ello las baterías se colocan con una descarga del 10 % ya que este porcentaje de descarga es el máximo que puede soportar el panel solar al conectar todo el sistema. Al conectar el panel solar con las baterías se midió la demanda de corriente del banco de las baterías, esta demanda de corriente fue de 0.58 A, con lo que verifica que el panel solar es capaz de soportar la demanda de energía del banco de baterías al momento de su carga.

Prueba de tarjeta del sistema de potencia

Con los circuitos funcionando, probados por separado, por último fue necesario probar todos los circuitos del sistema de potencia en conjunto. Cuando la tarjeta del sistema de potencia se encontraba completamente armada se verificó que no se produjeran cortos circuitos, para ellos se probó la tarjeta por partes, primero se realizó la prueba de la fuente fija de 5 [V], para todas las pruebas de esta tarjeta se utilizó una fuente de poder antes de conectar el panel solar o las baterías, al realizar la prueba de esta fuente se presentaron varios cortos circuitos, esto fue provocado por la rebaba que aun se encontraba en la tarjeta, este problema se solucionó cepillando la tarjeta varias veces. Cuando se resolvió el problema de los cortos circuitos se verificó que la fuente fija nos entregara el voltaje deseado, cuando se corroboró que el voltaje de la fuente fuera el adecuado se colocó el PIC el cual es el encargado del sistema de control de este sistema.

Para las pruebas del sistema de control se verificó que el contador para los multiplexores realizara su trabajo y los convertidores Analógicos/Digitales realizaran las conversiones correctas para las variables a medir.

Prueba del sistema completo

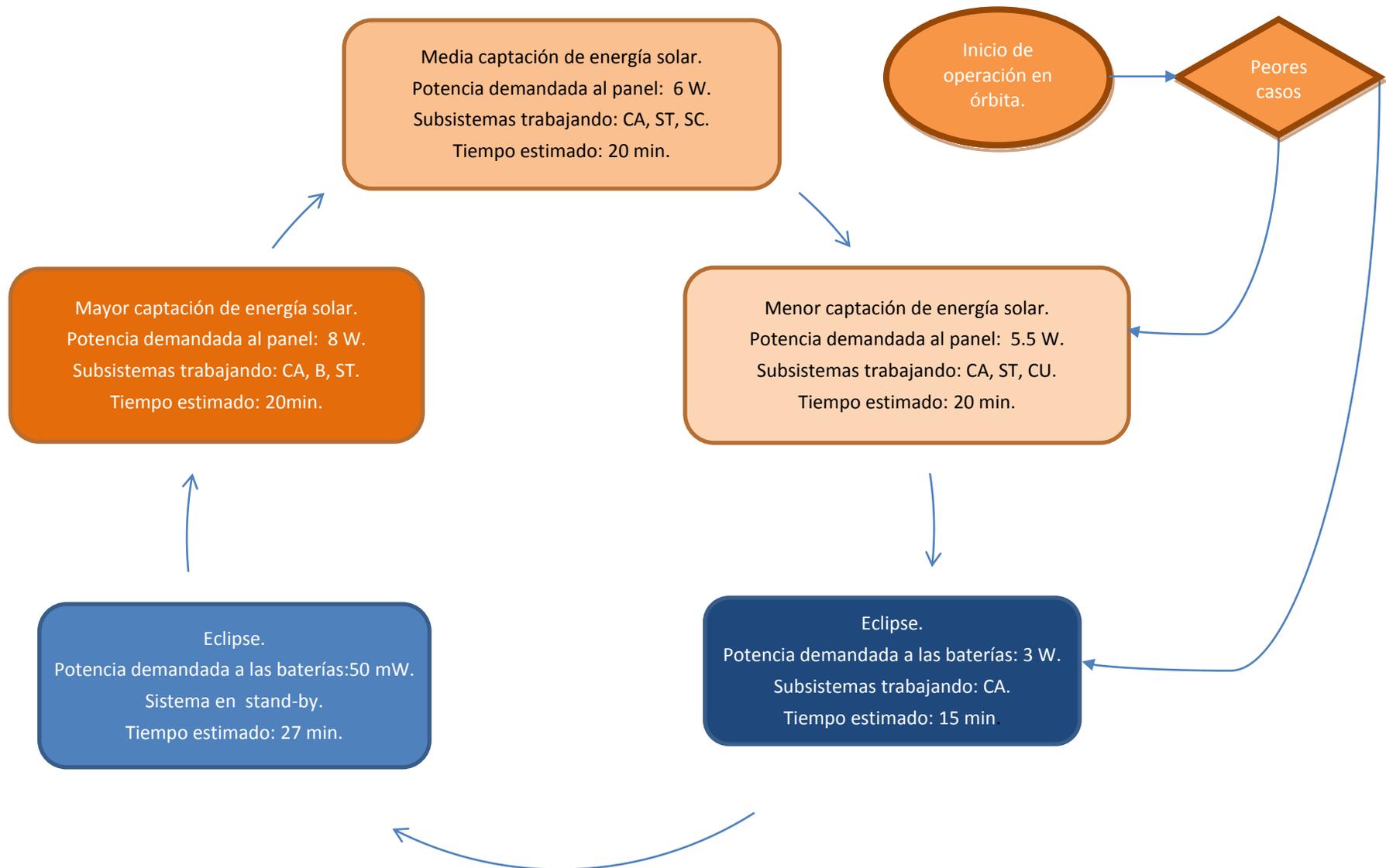
Para las pruebas del sistema completo se colocó el panel solar en un lugar en donde recibiera en su totalidad los rayos del sol, se conectó el banco de baterías y el panel solar a la tarjeta del sistema de potencia para polarizar la tarjeta. Una vez polarizando la tarjeta con el panel solar se verificó que la fuente principal entregara el voltaje adecuado para alimentar a todos los demás circuitos de esta tarjeta.

Teniendo la tarjeta funcionando se midió el voltaje de las fuentes reguladas mediante el PIC, una vez medido el voltaje y corroborado que fuera el voltaje adecuado se procedió a colocar diferentes resistencias simulando la carga de los demás subsistemas, a los cuales tiene como tarea la tarjeta de potencia proporcionar energía. Para esta prueba se colocó el banco de baterías con una descarga del 10 %, como ya se había mencionado esta descarga es la que puede soportar el panel solar, al mismo tiempo se colocaron las diferentes cargas simulando los requerimientos energéticos mencionados en el punto 3.3.1.1., se fueron variando estas cargas hasta que las baterías se encontraron totalmente cargadas. Una vez que las baterías tuvieran su carga completa se dejó trabajando el sistema y se observó que el panel solar soportaba toda esta demanda de energía.

Después de que se probó el funcionamiento del panel con la demanda energética de las baterías y de los demás subsistemas se procedió a simular un eclipse, para lo cual se desconectó el panel solar de todo el sistema. Para este periodo solo trabajaron las baterías, en este periodo se colocaron las diferentes cargas para ver el periodo de tiempo en el cual el sistema puede trabajar normalmente hasta llegar al porcentaje límite de descarga que ya se mencionó. Se observó que el tiempo en que las baterías llegaban a un nivel de descarga del 6 % era de 15 min, después de este porcentaje de descarga el sistema se puso en estado de ahorro de energía, esto fue la suspensión del suministro de energía a las cargas que atendía. Se colocó en estado de ahorro de energía para que en el momento en el cual el panel regresara a ser la fuente de energía principal fuera capaz de alimentar a todo el sistema de nuevo. Para el ahorro de energía no fue posible suspender del todo el suministro ya que como se tienen que tener el sistema de control activo para monitorear las variables, el consumo de este sistema es de 0.01 A, por lo cual no afecta en gran tamaño a la descarga de la batería por ende se suspende el suministro de energía cuando la descarga de las baterías llega al 6 %.

Después de probar el periodo de eclipse se volvió a colocar el panel solar para volver a cargar las baterías y para que el sistema de control volviera a suministrar energía a las cargas utilizadas.

En la gráfica 3.10 se observa un ciclograma en el cual se muestra el comportamiento del sistema de potencia; en él se observa: el nivel de potencia requerida por los demás subsistemas, el nivel de captación de energía solar, y el tiempo que pueden operar cada una de las configuraciones de potencia. Esto se diseñó para el peor de los casos que se pueden presentar al momento del lanzamiento: cuando se encuentra con una captación de energía mínima o cuando se presenta el periodo de eclipse.



Gráfica 3.10.- Ciclograma del sistema de potencia.

3.3.7. Pruebas en sonda aerostática

Se tuvo la oportunidad de realizar las pruebas del módulo de regulación del sistema de potencia en condiciones reales, esto se llevo a cabo en las instalaciones de la NASA en Fort Sumner, Nuevo México en su división de pruebas con globos aerostáticos en el periodo de 4 al 18 de agosto del 2013.

Las pruebas solo se realizaron al módulo de regulación ya que se tuvieron varias restricciones: la primera de ellas fue el no utilizar nuestro panel solar para poder alimentar a nuestro sistema ya que fuimos usuarios de la plataforma Pixqui. Esta plataforma proporcionaba el suministro de energía, la cual se obtienen mediante unas baterías que el grupo de NASA nos proporciona.

La segunda restricción era que no se podía transmitir nada por telemetría ya que se podía llegar a interferir en la comunicación del experimento de NASA. La última de ellas fue que si en algún momento el equipo de NASA detectaba algún tipo de interferencia se suspendería el suministro de energía para plataforma Pixqui, donde se colocaría la plataforma Quetzal, esto para buscar el origen de la interferencia y poder solucionar el problema.

Por lo tanto no se pudo probar el funcionamiento de todo el sistema de potencia ya que si nos suspendían el suministro de energía no podíamos tener nuestras baterías como respaldo. También se colocaron el sistema de telemetría y una cámara pequeña para probar su funcionamiento para otra misión en un futuro. Estos dos sistemas fueron los que el módulo de regulación tenía la tarea de suministrar la energía necesaria para su buen funcionamiento. Otra de las restricciones fue la potencia que nos entregaron en la plataforma en la que se colocaron los subsistemas a probar. La potencia que nos entregaron fue de 6 [W], la cual proporcionan 12 [V] y 0.5 [A], por lo cual se rediseño los rangos de regulación del módulo para poder cumplir con los requerimientos necesarios para los subsistemas que se colocaron.

El diseño que se modifico se acondiciono para poder recibir 12 [V] de DC para la entrada de DC-DC del convertidor principal, los módulos de regulación fueron acondicionados para los requerimientos del sistema de adquisición de imágenes y el sistema de telemetría. Los cuales se alimentan con 5[V], 7 [V] y 12 [V], 12 [V] se toman directo de la entrada y los demás voltajes se toman de las fuentes que se diseñaron para el sistema de potencia.

Otra de las modificaciones que se realizaron, fue el cambiar un transistor MOSFET por un TBJ, se modificó ya que al momento de realizar pruebas con las fuentes de alimentación el transistor MOSFET no se puso en corte y saturación ya que el PIC no era capaz de polarizarlo por la corriente que nos entrega la salida de PWM por lo que se optó por utilizar un TBJ ya que como se polariza con voltaje y la salida del PIC fue capaz de polarizarlo y ponerlo en corte y saturación.

Teniendo los requerimientos de energía y los cambios necesarios se procede a la elaboración de la tarjeta para el sistema de regulación, para ello se utilizó la máquina CNC para el rediseño de la tarjeta. Teniendo la tarjeta lista se realizó el ensamblaje de los componentes.

Una vez teniendo todo el módulo de regulación funcionando, este se probó colocando los sistemas de telemetría y el sistema de adquisición de imágenes y así poder medir el nivel de consumo de potencia general, el cual fue de 4.8 [W] que representa el consumo total de nuestra plataforma para pruebas.

Una vez teniendo lista nuestra plataforma para pruebas se conectó a la plataforma que nos suministraría la energía necesaria para nuestro módulo y los sistemas que alimentará. Se realizó el siguiente procedimiento:

- Teniendo listas las dos plataformas conectadas, primero se realizaron pruebas de funcionamiento para verificar que no se produjera ningún corto circuito y que todo funcionara correctamente.
- Teniendo las dos plataformas funcionando correctamente se realizaron pruebas de termo-vacío, figura 3.18, en una cámara especial la cual nos ayudó a verificar que los componentes utilizados pudieran soportar los cambios de temperaturas extremos así como de vacío.

Se expusieron a las siguientes condiciones en una cámara de termo-vacío ubicada en el Instituto de Ciencias Nucleares ICN:

- La presión máxima a la que se expuso fue a presión ambiente y la más baja a la que se sometió fue a 3 milibares.
- El plato de la campana sin la estructura alcanzó una temperatura mínima de -26 °C.
- El plato de la campana con la estructura alcanzó una temperatura mínima de -10 °C y máxima de 40 °C.
- La estructura dentro de la campana alcanzó una temperatura de -9 °C en su punto más bajo aunque muchas partes no bajaron de 15 °C.
- Uno de los chips de la plataforma que nos brinda energía alcanzó temperaturas de 80 °C, con un disipador llegó a temperaturas de 65 °C.

Los valores obtenidos en las pruebas no fueron los más adecuados, ya que no fue posible tener condiciones similares a las que la plataforma iba a experimentar en condiciones reales.

Para el sistema de telemetría, por las restricciones mencionadas se tuvo que adecuar para que en lugar de transmitir datos solo los pudiera almacenar en una memoria SD. La cual almacenaba datos de temperatura y corriente, estos eran importantes para posteriormente

evaluar el comportamiento del sistema. El sistema de telemetría además se encargó de medir y almacenar otras variables más.

El sistema de potencia no puede almacenar los datos que se están midiendo ya que el PIC con el que se trabaja no cuenta con la suficiente memoria para poder almacenar toda la información de los sensores, por lo que el sistema de adquisición de datos se encargó del almacenamiento de los sensores del sistema de potencia.

Al momento de realizar las pruebas en la cámara de termo-vacío se presentaron problemas en la plataforma Quetzal, esto se presentó al momento de recabar la información de la plataforma.

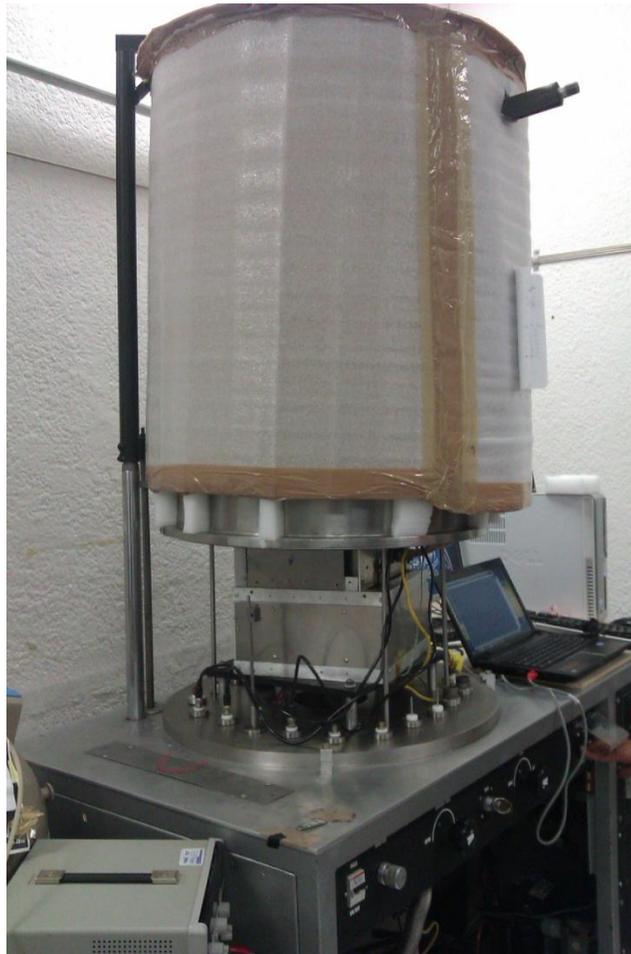


Figura 3.18.- Pruebas en cámara de vacío, la plataforma Quetzal se encuentra en la parte inferior.

Este problema sucedió al momento de montar toda la plataforma de prueba, esto se encontró después de realizar la prueba ya mencionada, ya que al momento de revisar los datos, figura 3.19, que se midieron se vio que la memoria no creó ningún archivo con la información necesaria.

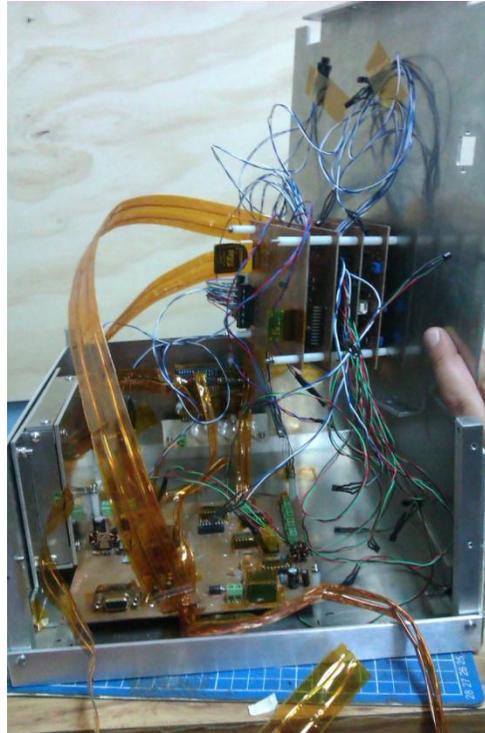


Figura 3.19.- Extracción de datos, plataforma Quetzal.

Como resultado no pudimos guardar datos de temperatura ni corriente durante las pruebas de termo-vacío. Al finalizar esta prueba la cual duró aproximadamente 1 día nos pudimos percatar del problema que presentaba y se trató de arreglar este error, nos percatamos que al mover el conector de las tarjetas no hacían muy buen contacto con la tarjeta donde se encontraba la memoria SD, por lo que se sustituyó el conector.

Otra prueba de las cuales se expuso el sistema de potencia así como la plataforma Quetzal fueron a unas pruebas de compatibilidad electromagnética (EMC por sus siglas en inglés) las cuales eran requeridas para poder saber si toda la plataforma unida no emitía ruidos electromagnéticos para no interferir con los experimentos de NASA. Estas pruebas se realizaron en la cámara anecoica ubicada en la Facultad de Ciencias de la UNAM

Al realizar las pruebas de EMC se presentó el mismo problema que en las pruebas de termo-vacío, la memoria SD no almacenaba ningún dato. Este problema no afectó a las pruebas generales de EMC ya que se pudieron tener resultados de dicha prueba. Esta prueba se realizó para la plataforma en general, Pixqui y Quetzal. El problema del sistema de adquisición de datos se solucionó cambiando de nuevo el conector de la tarjeta.

El equipo fue probado mediante el estándar EN 55022, esto para la caracterización de las emisiones electromagnéticas. Lamentablemente no se aprobó la prueba, los resultados quedaron inconclusos ya que el CPU de la plataforma principal dejó de funcionar. Los resultados muestran que el campo eléctrico fue mayor a los definidos por el estándar con el

cual se trabajó, esto quiere decir que si el CPU de la plataforma principal hubiera estado trabajando hubiéramos sobrepasado aún más los resultados del estándar.

Las recomendaciones dadas por los expertos fueron:

- Primero forrar la caja completamente de papel aluminio pegado con el Kapton. Segundo forrar la caja con Mylar pegado con Kapton.
- Cubrir todas las orillas o filos de cada caja con de cinta de cobre o papel aluminio pegado con Kapton.
- Rellenar todos los orificios y ranuras que se observen con papel aluminio pegado con Kapton.

Todas estas recomendaciones se llevaron a cabo en las instalaciones de NASA en Fort Sumner, Nuevo Mexico ya que se tuvo que mandar la plataforma a Estados Unidos para sus respectivas pruebas.

Una vez teniendo todas las tarjetas se dio a la tarea de verificar el funcionamiento de las dos plataformas. Al momento de verificar el funcionamiento, el sistema de potencia y el sistema de adquisición de imágenes seguían funcionando correctamente, al momento que se revisó el sistema de adquisición de datos se observó que no podía almacenar en la memoria SD. Se observó que el sistema de adquisición de datos presentaba algunos problemas. El primero se presentó en los conectores entre tarjetas, por lo que se optó por realizar las conexiones directas. El segundo se presentó en los multiplexores con los que se hacía el barrido de los sensores. Para solucionar este problema se improvisó un circuito con otra tarjeta de pruebas, Arduino, la cual se agregó al sistema de adquisición de datos.

Al realizar pruebas de funcionamiento de la plataforma Quetzal, se presentó un corto circuito en el sistema de potencia, para ubicar el problema se probó por partes. El problema se identificó en la fuente principal, en el transistor de switcheo, este se había quemado por lo que se reemplazó.

Después de realizar los cambios y ajustes necesario para la plataforma de pruebas se probó todo en conjunto de nuevo para su ensamble, teniendo todo funcionando nos dimos a la tarea a ensamblar la plataforma en general para las respectivas pruebas con la góndola de NASA. Para la primera prueba, NASA nos facilitó un banco de baterías ya que la plataforma se alimentaría a este banco. Al realizar las pruebas se verificó el consumo de energía primero con la fuente, figura 3.20, para saber el consumo total y así poder solicitar el número de baterías necesarias para poder cumplir con los requerimientos de 10 horas de vuelo.

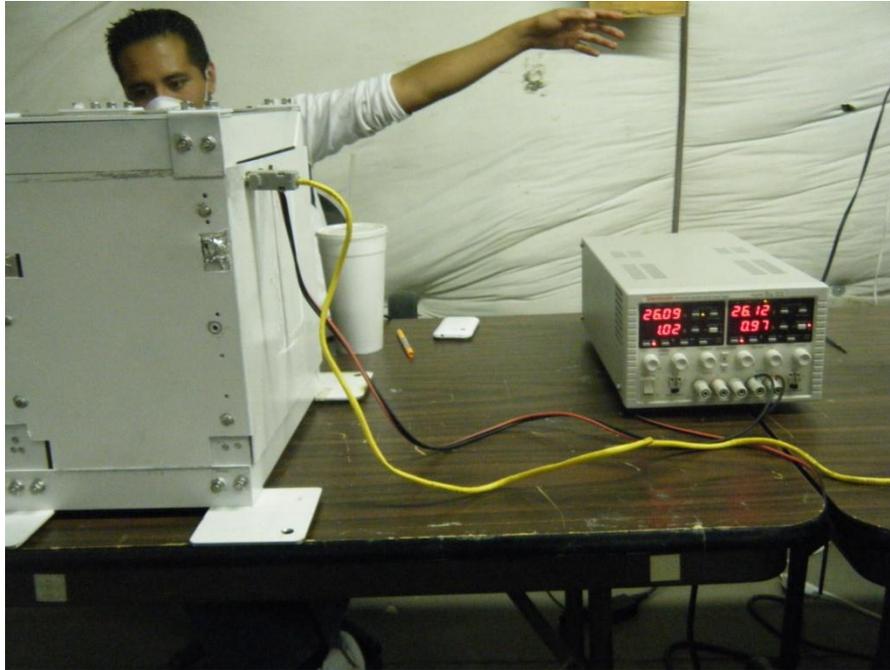


Figura 3.20.- Prueba final de la plataforma completa en las instalaciones de la NASA en Fort Sumner.

Después de realizar las pruebas con la fuente de alimentación procedimos a realizar pruebas con un banco de baterías que nos proporciono la NASA, figura 3.21, este banco constaba de dos celdas que nos entregaban 29.89 [V] y con una carga de 1 [A] desciende hasta 26.1 [V]. Toda la plataforma está consumiendo 0.98 [A] cuando el voltaje de entrada es de 26 [V]. Para las pruebas nos proporcionaron otro banco de baterías que nos entrega 32 [V] con lo que pudimos realizar las pruebas necesarias para verificar el funcionamiento de la plataforma.

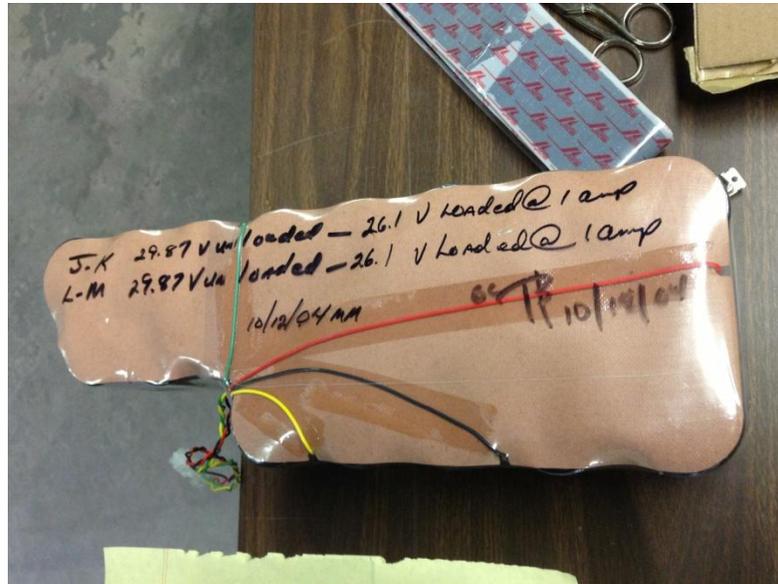


Figura 3.21.- Banco de baterías que se nos proporcionó por parte de la NASA.

Para ver si toda la plataforma funcionaba solo se podía verificar con el consumo de corriente ya que no se podía verificar nada una vez teniendo la caja cerrada.

Teniendo toda la plataforma funcionando correctamente se esperó la autorización para conectarnos a la góndola. Una vez teniendo la autorización procedimos a conectar la plataforma para realizar la última prueba ya que se iba a verificar que la plataforma no interfiriera con los experimentos de la NASA. Cuando se realizó la última prueba se colocó la góndola en la parte exterior del hangar de donde se ubicaba, figura 3.22. Esto se realizó para verificar la comunicación de la góndola con la estación terrena para poder realizar el vuelo.



Figura 3.22.- Prueba final antes del vuelo (Góndola NASA).

El día que se realizó el vuelo, figura 2.23 y 2.24, lo pudimos monitorear mediante su ubicación ya que la góndola contaba con GPS (por sus siglas en inglés Global Positioning System). Gracias a este pudimos observar su ubicación y el tiempo de duración del vuelo. Este duró aproximadamente 8 horas y se pudo alcanzar una altura de aproximadamente unos 32 km.



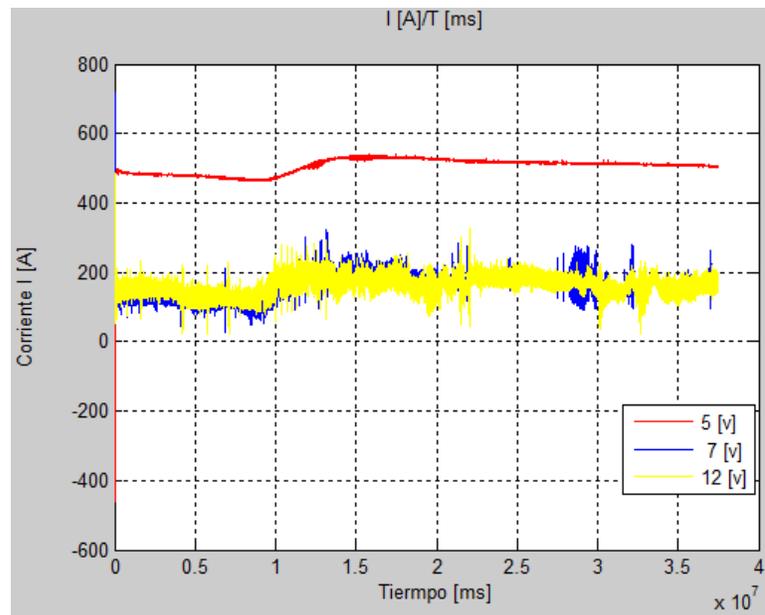
Figura 3.23.- Góndola antes del vuelo.



Figura 3.24.- Lanzamiento de la góndola donde va colocado nuestra plataforma.

Cuando se recuperó la góndola la gente de la NASA empaquetó y envió la plataforma a México, cuando obtuvimos de regreso se desconectó, de la plataforma Pixqui, que nos brindaba energía para poder analizar los resultados en nuestro laboratorio. Cuando abrimos la caja de la plataforma de pruebas se analizaron los resultados del sistema de telemetría. Para el sistema de potencia como ya se había mencionado se monitoreó la temperatura y la corriente.

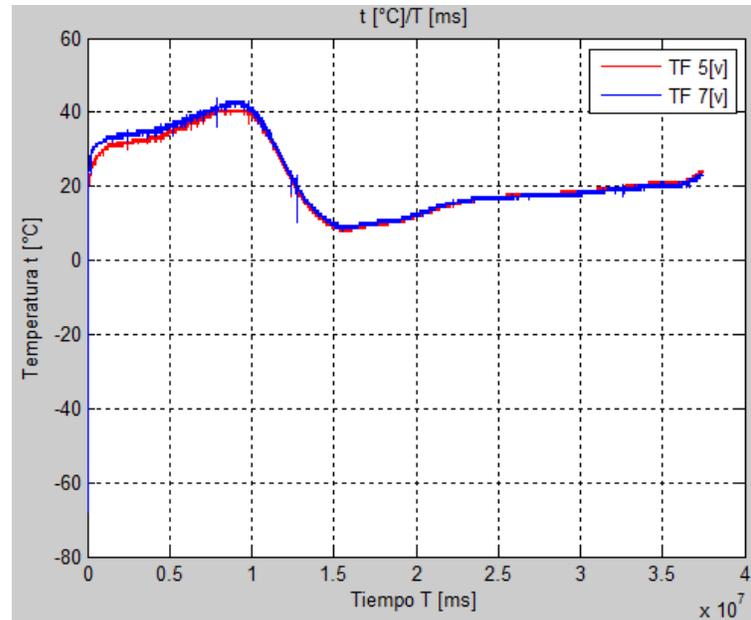
En la gráfica 3.11 se puede observar la variación de la corriente con respecto al tiempo, en la línea roja que representa la corriente demandada por la fuente de 5 [V], en ella no se observa mucha variación ya que a esta fuente solo se conectó el PIC de la tarjeta del sistema de potencia, algunos sensores y una tira de leds que nos ayudó para el sistema de adquisición de imágenes. La línea azul y amarilla representa la corriente demandada por las fuentes de 7 y 12 [V], en estas líneas se observa que sí hay algo de variación ya que se conectaron las tarjetas de adquisición de datos y la tarjeta de adquisición de imágenes. En las gráficas se observa que se tienen pequeños picos de corriente, esto debido a que las tarjetas hacen un procesamiento de almacenamiento de información y esto presenta una pequeña demanda de corriente. Se observa que los voltajes suministrados por el sistema son los adecuados, de lo contrario alguno de los sistemas hubiera dejado de funcionar y los datos obtenidos hubieran sido recortados.



Gráfica 3.11.- Corriente vs tiempo.

A su vez se colocaron sensores de temperatura en las paredes de la caja y en ciertos componentes para ver su comportamiento. Para la tarjeta del sistema de potencia se colocaron sensores en dos transistores de las fuentes que se utilizaron, estos transistores son los transistores de switcheo en nuestras fuentes conmutadas.

En la gráfica 3.12 se puede observar el comportamiento de los transistores de las 2 fuentes conmutadas que se utilizaron que fueron las de 5 [V] y 7 [V], el voltaje de 12 [V] que se utilizó se tomó directo de la plataforma que nos brindaba energía.



Gráfica 3.12.- Temperatura vs tiempo.

En la gráfica se pueden ver las temperaturas en las que estuvieron trabajando los dos transistores, se observa que cuando empiezan a trabajar se encuentran a temperatura ambiente, pero conforme va subiendo la góndola llega a un punto que alcanza temperaturas de un poco más de 40 [°C] y una temperatura mínima de 9 [°C].

Este incremento de temperatura se pudo ocasionar por el uso de la cinta kapton, la cual se utilizó para fijar los sensores de temperatura, esta cinta ayuda como aislante térmico, por lo que el uso de ella pudo haber provocado este incremento de temperaturas, se llegó a este resultado ya que se compararon las temperaturas de los sensores que se colocaron en las paredes de la plataforma y los resultados no fueron similares.

Cuando obtuvo de regreso la plataforma Quetzal se verificó que todos los sistemas siguieran funcionando, esto nos sirve para verificar si el material utilizado para su construcción es capaz de soportar estos cambios de temperatura y el ambiente al que se expuso. Estos resultados ayudan para que en un futuro se tome en cuenta este tipo de materiales para otras misiones.

3.3.8. Conclusiones y recomendaciones

En esta tesis se generó una propuesta para un primer prototipo del sistema de potencia para el satélite Quetzal el cual es capaz de almacenar y suministrar la energía necesaria para los demás subsistemas así como de la carga útil. Este diseño cumple con los requerimientos ya mencionados en el punto referente a la realización del subsistema:

Tiempo	Sistemas	Potencia
Con sol	CA,B,ST	10 [W]
Con sol	CA, SC,ST	8 [W]
Con sol	CA,ST,CU	5 [W]
Eclipse	CA	1 [W]

Con ello cumplir con el objetivo de su construcción mediante componentes COTS.

Para el diseño de este sistema se propuso una topología DET. Se concluye que esta topología es adecuada para el funcionamiento del satélite; siempre y cuando las baterías, en el acoplamiento, no demanden más energía de la que puede entregar el panel al momento de trabajar.

El conjunto de sensores de corriente es capaz de detectar las corrientes de interés para que el PIC tome la decisión de suspender el suministro cuando se presenten picos de corriente o sobredemandas. Cabe mencionar que los sensores seleccionados ya han sido probados para misiones anteriores.

En el caso del sensor de temperatura, termopar, se presentó una desventaja: las señales de salida que genera son demasiado pequeñas para que las detecte el PIC por lo que es necesario agregar un circuito de acoplamiento para este tipo de termopar. Debido a esto no son adecuados para estos casos, por lo tanto se recomienda utilizar termistores, los cuales ayudan a reducir el circuito de acoplamiento y la señal que generan pueden detectarse en las entradas del PIC.

Los convertidores DC-DC utilizados en esta primera propuesta, tuvieron un desempeño conforme a lo esperado, tanto en las pruebas realizadas en el laboratorio como en el vuelo en globo estratosférico realizado en las instalaciones de la NASA. Es decir, en ambos casos el voltaje proporcionado fue el requerido para el funcionamiento de los sistemas a los cuales había que suministrar energía. Al principio, se presentó una caída en el voltaje de salida al conectar una carga a los convertidores debido a un inadecuado acoplamiento entre la parte digital y el circuito analógico. Esto se resolvió compensando el ciclo de trabajo de la señal proporcionada por el PIC. De esto se concluye que para tener un mejor desempeño del sistema de regulación, es necesario buscar el acoplamiento adecuado para no tener ajuste de carga al sistema; este ajuste solo es necesario cuando se tienen caídas de voltaje en el panel o baterías y los sistemas tienen que seguir en operación.

El PIC16F877A cuenta con resolución capaz de detectar las variaciones de las variables de interés, medidos por el conjunto de sensores ya mencionados. Estas variables influyen en la

toma de decisiones como: compensar la salida de las fuentes, suspenderlas cuando se encuentren problemas con alguna de las variables a medir, y cuando es necesario su suspensión y activación en tiempo de eclipse; a través de la manipulación de las señales de PWM que controlan a las fuentes de DC-DC. Por todos los resultados mostrados en este trabajo y por su desempeño en otras misiones espaciales este microcontrolador puede ser considerado como un elemento COTS apto para misiones espaciales de bajo presupuesto.

Para el caso de las pruebas de tierra, el panel utilizado fue suficiente para la demanda energética, sin embargo, debe tomarse en cuenta que no es un panel de calidad espacial. Además el material del cual está hecho tiene una eficiencia del 14% lo cual no es pertinente para la aplicación. Debido a esto se recomienda la utilización de paneles con eficiencia de 25%, el aumento de eficiencia tiene como consecuencia el aumento del costo.

Al finalizar las pruebas de funcionamiento del sistema se puede observar que el PIC utilizado está sobrado para las funciones que desempeña, por lo cual se puede utilizar un PIC16F873A, otra ventaja es el tamaño comparado al utilizado. Como la memoria del PIC no es suficiente para almacenar todos los resultados se propone el uso de una memoria micro SD, solo para prototipos terrestres, la cual servirá para el almacenamiento de los datos a medir. Para el sistema de vuelo, es necesaria la búsqueda de una memoria que sea capaz de soportar el ambiente espacial para este caso. Otro caso es utilizar el PIC como una computadora secundaria y toda la información adquirida mandarla a la computadora central, para su almacenamiento o envío de datos a la estación terrestre.

Para las pruebas realizadas en la NASA, primero se probaron todos los sistemas en el laboratorio de las cuales no todas fueron satisfactorias, debido a que en las pruebas de termo-vacío no se obtuvieron datos del sistema y en las pruebas de EMC los resultados de la plataforma fueron negativos, debido a que emitía más ruido de lo que el estándar permite. Una vez estando en las instalaciones de la NASA, con las modificaciones necesarias, las pruebas fueron satisfactorias. Con las pruebas de EMC se concluye que es necesario mitigar la interferencia electromagnética, esto para no interferir con otras plataformas satelitales, al momento del lanzamiento, o entre los mismos sistemas.

También se concluye que las recomendaciones ya mencionadas en este documento:

- Primero forrar la caja completamente de papel aluminio pegado con el Kapton. Segundo forrar la caja con Mylar pegado con Kapton.
- Cubrir todas las orillas o filos de cada caja con cinta de cobre o papel aluminio pegado con Kapton.
- Rellenar todos los orificios y ranuras que se observen con papel aluminio pegado con Kapton.

Sirven para corregir problemas de disipación electromagnética para pruebas como las realizadas.

Los datos recabados arrojaron información del comportamiento de los sistemas a probar, en este caso el sistema de regulación cumplió con el objetivo de suministrar la energía requerida y mantenerse activo para mantener activos los demás sistemas.

Para futuras misiones recomiendo la realización de pruebas en globos estratosféricos, esto para probar los sistemas en condiciones semi-reales y poder validar los sistemas. Estas pruebas también servirán para validar material.

Bibliografía

1. Abd-Elaziz A., Farrage A., Ahmed A., Medhat H., Mahmoud M., El-Sirafy M., Zaki A. (2009). EgyCubeSat-1 First Egyptian Remote Sensing Pico-Satellite, Minimizing Cost and Enhancing Resolution. *Aerospace Sciences and Aviation Technology*, 8-11.
2. Bekhti M., S. M. (2008). Power system design and in orbit performance of Algeria's first micro satellite Alsat-1. *Electric Power Systems Research* 78 , 1175-1180.
3. Bowles J. A., Cruise A. M., Goodall C. V. y Patrick T. J. (). *Principles of Space Instrument Design*.
4. Cooper S. (Abril 2008). Control of a Satellite Based Photovoltaic Array for Optimum Power Draw. Tesis de maestría. Worcester Polytechnic Institute.
5. Cooper, S. (2008). Control of a Satellite Based Photovoltaic Array for Optimum Power Draw. Tesis de maestría. Worcester Polytechnic Institute.
6. Craig C. (2002). A Universal Power System Architecture: One topology for earth and planetary orbits. *European Space Agency*, 502(135C), 1-6.
7. Craig C., H. K. (s.f.). Power System Design And Performance On The World's Most Advanced In-Orbit Nanosatellite. 2-6.
8. Craig S. Clark, A. L. (s.f.). Power system challenges for small satellite mission. 6.01 Kelvin Campus, West of Scotland Science Park, Glasgow G20 0SP Scotland .
9. Craig S. Clark, A. L. (s.f.). Power system challenges for small satellite mission. 6.01 Kelvin Campus, West of Scotland Science Park, Glasgow G20 0SP Scotland .
10. De la Rosa Nieves S. (2011). Notas de "Fundamentos de diseño de Sistemas de Comando y Manejo de información a bordo de Satélites"
11. Dehbonel H, L. S. (Enero 2009). Direct Energy Transfer for High Efficiency Photovoltaic Energy Systems Part II: Experimental Evaluations. *IEEE Transactions on Aerospace and electronic systems* Vol. 45. NO. 1 .
12. Dominguez Cruz M. (2011). Apuntes de Temas Selectos de electrónica.
13. Dubourg V., K. V. (2006). The DEMETER micro satellite launch campaign: A cheap access to space. *Advances in Space Research* 37 , 754-760.
14. Efram T., Chapman P.(). Comparison of Photovoltaic Array Maximum Power Point Tracking Techniques.
15. Fong C., e. a. (s.f.). Lessons Learned of NSPO's Picosatellite Mission: YamSat - 1A, 1B & 1C. 16 th Annual AIAA/USU Conference on Small .
16. Friedman D.J. y Kurtz S.R. (1998). Concentrator and Space Applications of High-Efficiency Solar Cells—Recent Developments. Denver, EE. UU.
17. Kennedy F., C. I. (2006). Prometheus: A low-cost microsatellite flyby mission of 4179 Toutatis. *Acta Astronautica* 59 , 834-844.
18. Krödel M., D. C. (s.f.). SPIRALE – the first all-Cesic® telescopes orbiting Earth.
19. Larson W. J., Wertz J. R. (2005) .Space Mission Analysis and Design. 3 rd ed., USA, pp. 641-661.
20. Lier Ph., B. M. (2008). PARASOL a microsatellite in the A-Train for Earth atmospheric observations. *Acta Astronautica* 62 , 257-263.

Bibliografía

21. Oredsson M. (September 2010). Electrical Power System for the CubeSTAR NANosatellite Tesis de maestría. University of Oslo.
22. Polupan G. y Torchynska T. V. (2004). High efficiency solar cells for space applications. *Superficies y Vacío* 17(3), 21-25.
23. Ramamurthy, A. (2009). Flexible Digital Electrical Power System Design and Modeling for Small Satellites. Tesis de maestría. North Carolina State University.
24. Rankin D., e. a. (2005). The CanX-2 nanosatellite: Expanding the science abilities of nanosatellites. *Acta Astronautica* 57 , 167-174.
25. Santillan S., R. C. (2012). Proyecto satelital Quetzal UNAM-MIT. SOMECyTA, (pág. 2). San Luis Potosi.
26. Santillan S., R. C. (2013). Proyecto satelital Quetzal UNAM-MIT. 2nd IAA (International Academy of Astronautics) International Conference on University Satellite Missions and Cubesat Workshop, (pág. 2). Roma, Italia .
27. Sarda K., e. a. (2006). Canadian Advanced Nanospace Experiment 2: Scientific And Technological Innovation On A Three-Kilogram Satellite. IAC-05-B5.6.A.15 .
28. Schulz S., R. U. (s.f.). Dlr-Tubsat: A Microsatellite For Interactive Earth Observation. 5-8.
29. Underwood C.I., R. G. (2003). In-orbit results from the SNAP-1 nanosatellite and its future potential. *The Royal Society* , 199-203
30. Yanjun L., Weijun L. (Enero 2009). Small-signal Modeling and Analysis of the Weinberg Converter for High-Power Satellites Bus Application. *Chinese Journal of Electronics*, 18(1), 172-175.

Mesografía

1. AG electrónica . (s.f.). Recuperado el 16 de octubre de 2012, de <http://www.agspecinfo.com/pdfs/L/LM3524N.PDF>
2. AG Electrónica . (s.f.). Recuperado el 22 de enero de 2013, de <http://www.agspecinfo.com/pdfs/H/HCF4051B.PDF>
3. ALLDATASHEET.ES. (s.f.). Recuperado el 14 de marzo de 2013, de <http://www.alldatasheet.es/datasheet-pdf/pdf/5612/MOTOROLA/2N222.html>
4. Battery University. (2003). Recuperado el 26 de 3 de 2013, de http://batteryuniversity.com/learn/article/charging_lithium_ion_batteries
5. Digi-key. (s.f.). Recuperado el 22 de enero de 2013, de <http://www.digikey.com/product-search/en?lang=en&site=us&KeyWords=ASEK712ELC-30A-T-D>
6. Digi-key. (s.f.). Recuperado el 27 de agosto de 2013, de <http://www.digikey.com/product-detail/en/977-009-020R121/909GME-ND/858498>
7. Diodes Incorporated. (s.f.). Recuperado el 20 de febrero de 2013, de <http://diodes.com/datasheets/ds26002.pdf>
8. eoPortal Directory. (s.f.). Recuperado el 29 de 10 de 2013, de <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/p/pico-dragon>
9. eoPortal Drectory. (s.f.). Recuperado el 29 de 10 de 2013, de <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/delfi-n3xt>

Bibliografía

10. International Rectifier. (s.f.). Recuperado el 13 de noviembre de 2012, de <http://www.irf.com/product-info/datasheets/data/irfz34n.pdf>
11. Kable. (s.f.). army-technology. Recuperado el 27 de agosto de 2013, de <http://www.army-technology.com/contractors/electronic/icore-interconnects/icore-interconnects2.html>
12. Microchip . (s.f.). Recuperado el 21 de octubre de 2012, de <http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39582b.pdf>
13. Sungold Solar Co.,Ltd. (2010). Recuperado el 18 de 2 de 2013, de http://www.sungoldsolar.com/products_detail/&productId=e709c7aa-ff61-4bd0-be16-ef09a316f681&comp_stats=comp-FrontProducts_list01-1266918078782.html
14. Texas Instrument. (septiembre de 2004). Recuperado el 21 de enero de 2013, de <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm124-n.pdf>
15. The SAO/NASA Astrophysics Data System. (s.f.). Recuperado el 20 de 1 de 2013, de <http://articles.adsabs.harvard.edu//full/2004ESASP.571E...4T/0000004.001.html>
16. TT electronics. (s.f.). Recuperado el 27 de agosto de 2013, de TT electronics: <http://www.ttabconnectors.com/index.php?page=backshells>
17. Users Manuals1 . (s.f.). Recuperado el 28 de noviembre de 2012, de <http://usersmanuals1.com/art/cgr18650cg-manuals/44456>

Apéndice

A. Fórmulas

Fuente buck con LM3524N:

$V_{in} = 18.5$ [V]
 $V_{out} = 5$ [V]
 $I_{out} = 1$ [A]
 $V_{rizo} = 5$ [mv]
 $f_{osc} = 25$ [kHz]
 $R3 = R4 = 10$ [k Ω]
 $C_f = 0.1$ [μ F]

$$R_f = \frac{1}{C_f \cdot f_{osc}} = \frac{1}{(0.1 \mu\text{F})(25 \text{ kHz})} = 400 \text{ } [\Omega]$$

$$R1 = \frac{V_{out}}{V_{ref}} * 5\text{k}\Omega = \frac{5}{2.5} * 5\text{k}\Omega = 10 \text{ [k}\Omega]$$

$$R2 = \frac{(R1)(5\text{k}\Omega)}{R1 - 5\text{k}\Omega} = \frac{(10\text{k}\Omega)(5\text{k}\Omega)}{10\text{k}\Omega - 5\text{k}\Omega} = 10 \text{ [k}\Omega]$$

$$L = \frac{2.5(V_{out})(V_{in} - V_{out})}{I_{out}(V_{in})(f_{osc})} = \frac{2.5(5)(18.5 - 5)}{(1)(18.5)(25\text{kHz})} = 0.364 \text{ [mH]}$$

$$C = \frac{0.05(I_{out})}{(2\sqrt{2})(V_{rizo})(25\text{kHz})} = \frac{0.05(1)}{(2\sqrt{2})(5\text{mv})(25 \text{ kHz})} = 141.4 \text{ } [\mu\text{F}]$$

$$I_{Bmin} = \frac{I_{out}}{\beta_{min}} = \frac{1}{30} = 0.033$$

$$R_{B1} = \frac{10(V_{BE})}{I_{Bmin}} = \frac{(10)(1)}{0.033} = 300 \text{ } [\Omega]$$

$$R_{B2} = \frac{V_{in} - V_{BE} - V_{CEsat}}{1.1(I_{Bmin})} = \frac{18.5 - 1 - 1.5}{1.1(0.033)} = 436.3 \text{ } [\Omega]$$

Número de vueltas para el inductor:

$d_{ext} = 13.72$ [mm]
 $d_{int} = 6.12$ [mm]
 $h = 7.29$ [mm]
 $\mu = 5000$
 $L = 0.364$ [mH]

$$n = \sqrt{\frac{L}{(0.00046062)(\mu)(h)\left(\log\left(\frac{d_{ext}}{d_{int}}\right)\right)}}$$

$$n = \sqrt{\frac{364 [\mu H]}{(0.00046062)(5000)(7.29)\left(\log\left(\frac{13.72}{6.12}\right)\right)}}$$

$$n = 7.86$$

Fuente de 5 V:

$V_{in} = 18.5$ [V]
 $V_{out} = 5$ [V]
 $I_{out} = 1.5$ [A]
 $V_{rizo} = 5$ [mv]
 $f_{osc} = 25$ [kHz]

$$L = \frac{2.5(V_{out})(V_{in}-V_{out})}{I_{out}(V_{in})(f_{osc})} = \frac{2.5(5)(18.5-5)}{(1.5)(18.5)(25\text{kHz})} = 0.243[\text{mH}]$$

$$C = \frac{0.05(I_{out})}{(2\sqrt{2})(V_{rizo})(25\text{kHz})} = \frac{0.05(1.5)}{(2\sqrt{2})(5\text{mv})(25\text{kHz})} = 212.13 [\mu\text{F}]$$

Número de vueltas para el inductor:

$d_{ext} = 13.72$ [mm]
 $d_{int} = 6.12$ [mm]
 $h = 7.29$ [mm]
 $\mu = 5000$
 $L = 0.243$ [mH]

$$n = \sqrt{\frac{L}{(0.00046062)(\mu)(h)\left(\log\left(\frac{d_{ext}}{d_{int}}\right)\right)}}$$

$$n = \sqrt{\frac{243 [\mu H]}{(0.00046062)(5000)(7.29)\left(\log\left(\frac{13.72}{6.12}\right)\right)}}$$

$$n = 6.42$$

Fuente de 3.3 V:

$V_{in} = 18.5$ [V]
 $V_{out} = 3.3$ [V]
 $I_{out} = 1.5$ [A]
 $V_{rizo} = 5$ [mV]
 $f_{osc} = 25$ [kHz]

$$L = \frac{2.5(V_{out})(V_{in}-V_{out})}{I_{out}(V_{in})(f_{osc})} = \frac{2.5(3.3)(18.5-3.3)}{(1.5)(18.5)(25\text{kHz})} = 0.180[\text{mH}]$$

$$C = \frac{0.05(I_{out})}{(2\sqrt{2})(V_{rizo})(25\text{kHz})} = \frac{0.05(1.5)}{(2\sqrt{2})(5\text{mV})(25\text{kHz})} = 212.13 [\mu\text{F}]$$

Número de vueltas para el inductor:

$d_{ext} = 13.72$ [mm]
 $d_{int} = 6.12$ [mm]
 $h = 7.29$ [mm]
 $\mu = 5000$
 $L = 0.180$ [mH]

$$n = \sqrt{\frac{L}{(0.00046062)(\mu)(h)(\log(\frac{d_{ext}}{d_{int}}))}}$$

$$n = \sqrt{\frac{180 [\mu\text{H}]}{(0.00046062)(5000)(7.29)(\log(\frac{13.72}{6.12}))}}$$

$$n = 5.52$$

B. Código

```
#include<16f877.h>
#device adc=10
#fuses HS,NOPROTECT
#use delay (clock=20000000)
#use rs232 (baud=9600, xmit=pin_c6, rcv=pin_c7
#org 0x1F00, 0x1FFF void loader16F877(void){}
#include<lcd.c>
#use I2C(slave, sda=PIN_C4,scl=PIN_C3,address=0xa0,FORCE_HW)

float q,r,t,i,m,w;
#INT_SSP
void leer(){
    i2c_write(q);
    i2c_write(i);
    i2c_write(t);
}

void main (){
    int contar=0;
    long p,c,o;

    setup_ccp2(ccp_pwm);
    setup_ccp1(ccp_pwm);
    setup_timer_2(T2_DIV_BY_1,200,16);
    setup_adc_ports(AN0);
    setup_adc(ADC_CLOCK_INTERNAL);
    lcd_init();

    while(1){

        set_pwm2_duty(50);
        set_pwm1_duty(80);
        output_d(contar);
        delay_ms(100);
        contar++;
        if(contar==9)
        {
            contar=0;
        }
        set_adc_channel (0);
        delay_us(50);
        p=read_adc();
        q=(p*5.0)/1024.0;
        if (contar=1,contar=0)
```

```
{
q=(p*5.0)/1024.0;
w=q+15;
}
if(contar=1)
{
if(q<3.6)
{
set_pwm2_duty(100);
}
}

lcd_gotoxy(6,1);
lcd_putc("v=");
lcd_gotoxy(8,1);
printf(lcd_putc,"%f",q);

set_adc_channel (1);
delay_us(50);
c=read_adc();
r=(c*5.0)/1024.0;
t=(0.345+r)/0.0415;
lcd_gotoxy(13,1);
lcd_putc("t=");
lcd_gotoxy(15,1);
printf(lcd_putc,"%f",t);

set_adc_channel (2);
delay_us(50);
o=read_adc();
m=(o*5.0)/1024.0;
i=(m-2.528)/0.064;
lcd_gotoxy(13,2);
lcd_putc("i=");
lcd_gotoxy(15,2);
printf(lcd_putc,"%f",i);
lcd_gotoxy(5,2);
printf(lcd_putc,"Muestras");
delay_ms(500);//tiempo para el contador
} //while
} // main
```

C. Hojas técnicas



LM124-N, LM224-N, LM2902-N, LM324-N

www.ti.com

SNOSC168 - MAY 2004 - REVISED SEPTEMBER 2004

LM124-N/LM224-N/LM324-N/LM2902-N Low Power Quad Operational Amplifiers

Check for Samples: [LM124-N](#), [LM224-N](#), [LM2902-N](#), [LM324-N](#)

FEATURES

- Internally Frequency Compensated for Unity Gain
- Large DC Voltage Gain 100 dB
- Wide Bandwidth (Unity Gain) 1 MHz (Temperature Compensated)
- Wide Power Supply Range:
 - Single Supply 3V to 32V
 - or Dual Supplies $\pm 1.5V$ to $\pm 16V$
- Very Low Supply Current Drain (700 μA)—Essentially Independent of Supply Voltage
- Low Input Biasing Current 45 nA (Temperature Compensated)
- Low Input Offset Voltage 2 mV
 - and Offset Current: 5 nA
- Input Common-Mode Voltage Range Includes Ground
- Differential Input Voltage Range Equal to the Power Supply Voltage
- Large Output Voltage Swing 0V to $V^+ - 1.5V$

UNIQUE CHARACTERISTICS

- In the Linear Mode the Input Common-Mode Voltage Range Includes Ground and the Output Voltage can also Swing to Ground, Even Though Operated from Only a Single Power Supply Voltage
- The Unity Gain Cross Frequency is Temperature Compensated
- The Input Bias Current is also Temperature Compensated

ADVANTAGES

- Eliminates Need for Dual Supplies
- Four Internally Compensated Op Amps in a Single Package
- Allows Directly Sensing Near GND and V_{OUT} also Goes to GND
- Compatible with All Forms of Logic
- Power Drain Suitable for Battery Operation

DESCRIPTION

The LM124-N series consists of four independent, high gain, internally frequency compensated operational amplifiers which were designed specifically to operate from a single power supply over a wide range of voltages. Operation from split power supplies is also possible and the low power supply current drain is independent of the magnitude of the power supply voltage.

Application areas include transducer amplifiers, DC gain blocks and all the conventional op amp circuits which now can be more easily implemented in single power supply systems. For example, the LM124-N series can be directly operated off of the standard +5V power supply voltage which is used in digital systems and will easily provide the required interface electronics without requiring the additional $\pm 15V$ power supplies.



Please be aware that an important notice concerning availability, standard warranty, and use in critical applications of Texas Instruments semiconductor products and disclaimers thereto appears at the end of this data sheet.

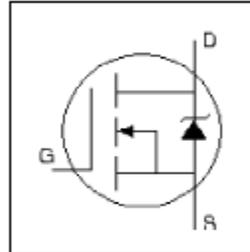
All trademarks are the property of their respective owners.

PRODUCTION DATA Information is current as of publication date. Products conform to specifications per the terms of the Texas Instruments standard warranty. Production processing does not necessarily include testing of all parameters.

Copyright © 2004, Texas Instruments Incorporated

HEXFET® Power MOSFET

- Advanced Process Technology
- Dynamic dv/dt Rating
- 175°C Operating Temperature
- Fast Switching
- Fully Avalanche Rated

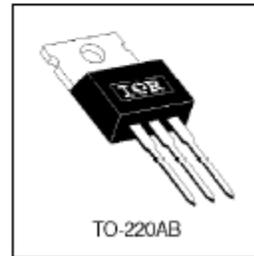


$V_{DSS} = 55V$
$R_{DS(on)} = 0.040\Omega$
$I_D = 26A$

Description

Fifth Generation HEXFETs from International Rectifier utilize advanced processing techniques to achieve the lowest possible on-resistance per silicon area. This benefit, combined with the fast switching speed and ruggedized device design that HEXFET Power MOSFETs are well known for, provides the designer with an extremely efficient device for use in a wide variety of applications.

The TO-220 package is universally preferred for all commercial-industrial applications at power dissipation levels to approximately 50 watts. The low thermal resistance and low package cost of the TO-220 contribute to its wide acceptance throughout the industry.



Absolute Maximum Ratings

	Parameter	Max.	Units
$I_D @ T_C = 25^\circ C$	Continuous Drain Current, $V_{GS} @ 10V$	26	A
$I_D @ T_C = 100^\circ C$	Continuous Drain Current, $V_{GS} @ 10V$	18	
I_{DM}	Pulsed Drain Current $\text{\textcircled{D}}$	100	
$P_D @ T_C = 25^\circ C$	Power Dissipation	56	W
	Linear Derating Factor	0.37	W/°C
V_{GS}	Gate-to-Source Voltage	± 20	V
E_{AS}	Single Pulse Avalanche Energy $\text{\textcircled{D}}$	110	mJ
I_{AR}	Avalanche Current $\text{\textcircled{D}}$	16	A
E_{AR}	Repetitive Avalanche Energy $\text{\textcircled{D}}$	5.6	mJ
dv/dt	Peak Diode Recovery dv/dt $\text{\textcircled{D}}$	4.6	V/ns
T_J	Operating Junction and Storage Temperature Range	-55 to +175	°C
	Soldering Temperature, for 10 seconds	300 (1.6mm from case)	
	Mounting torque, 6-32 or M3 screw.	10 lbf-in (1.1N-m)	

Thermal Resistance

	Parameter	Min.	Typ.	Max.	Units
$R_{\theta JC}$	Junction-to-Case	—	—	2.7	°C/W
$R_{\theta CS}$	Case-to-Sink, Flat, Greased Surface	—	0.50	—	
$R_{\theta JA}$	Junction-to-Ambient	—	—	62	



PIC16F87XA
Data Sheet

28/40/44-Pin Enhanced Flash
Microcontrollers

LM2524D/LM3524D Regulating Pulse Width Modulator

General Description

The LM3524D family is an improved version of the industry standard LM3524. It has improved specifications and additional features yet is pin for pin compatible with existing 3524 families. New features reduce the need for additional external circuitry often required in the original version.

The LM3524D has a $\pm 1\%$ precision 5V reference. The current carrying capability of the output drive transistors has been raised to 200 mA while reducing $V_{CE(sat)}$ and increasing V_{CE} breakdown to 60V. The common mode voltage range of the error-amp has been raised to 5.5V to eliminate the need for a resistive divider from the 5V reference.

In the LM3524D the circuit bias line has been isolated from the shut-down pin. This prevents the oscillator pulse amplitude and frequency from being disturbed by shut-down. Also at high frequencies (≥ 300 kHz) the max. duty cycle per output has been improved to 44% compared to 35% max. duty cycle in other 3524s.

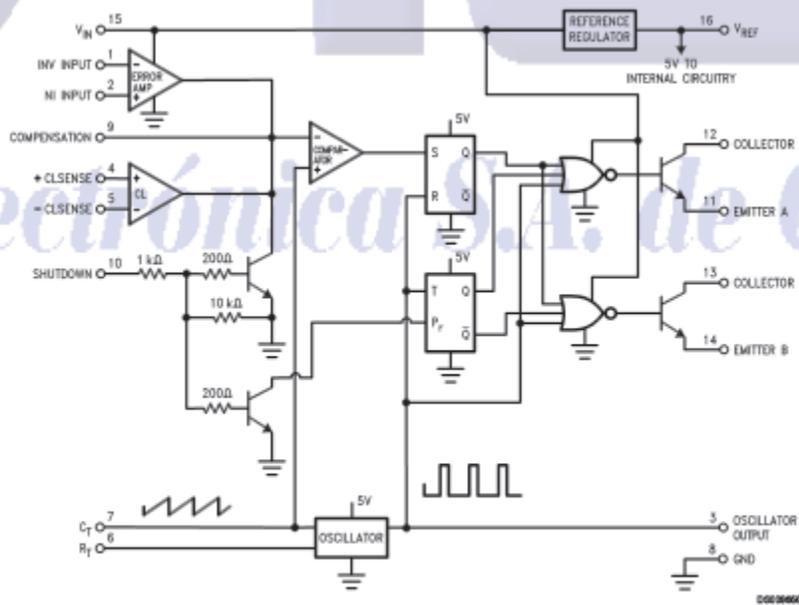
In addition, the LM3524D can now be synchronized externally, through pin 3. Also a latch has been added to insure

one pulse per period even in noisy environments. The LM3524D includes double pulse suppression logic that insures when a shut-down condition is removed the state of the T-flip-flop will change only after the first clock pulse has arrived. This feature prevents the same output from being pulsed twice in a row, thus reducing the possibility of core saturation in push-pull designs.

Features

- Fully interchangeable with standard LM3524 family
- $\pm 1\%$ precision 5V reference with thermal shut-down
- Output current to 200 mA DC
- 60V output capability
- Wide common mode input range for error-amp
- One pulse per period (noise suppression)
- Improved max. duty cycle at high frequencies
- Double pulse suppression
- Synchronize through pin 3

Block Diagram

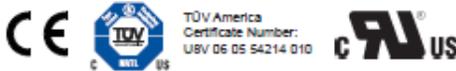




Fully Integrated, Hall Effect-Based Linear Current Sensor IC with 2.1 kVRMS Isolation and a Low-Resistance Current Conductor

Features and Benefits

- Low-noise analog signal path
- Device bandwidth is set via the new FILTER pin
- 5 μ s output rise time in response to step input current
- 80 kHz bandwidth
- Total output error 1.5% at $T_A = 25^\circ\text{C}$
- Small footprint, low-profile SOIC8 package
- 1.2 m Ω internal conductor resistance
- 2.1 kVRMS minimum isolation voltage from pins 1-4 to pins 5-8
- 5.0 V, single supply operation
- 66 to 185 mV/A output sensitivity
- Output voltage proportional to AC or DC currents
- Factory-trimmed for accuracy
- Extremely stable output offset voltage
- Nearly zero magnetic hysteresis
- Ratiometric output from supply voltage



TÜV America
Certificate Number:
UBV 06 05 54214 010

Package: 8 Lead SOIC (suffix LC)



Approximate Scale 1:1



Description

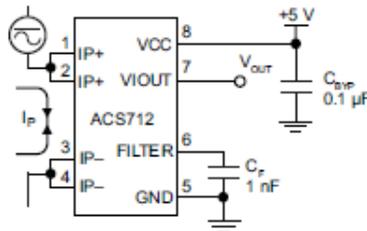
The Allegro® ACS712 provides economical and precise solutions for AC or DC current sensing in industrial, commercial, and communications systems. The device package allows for easy implementation by the customer. Typical applications include motor control, load detection and management, switch-mode power supplies, and overcurrent fault protection. The device is not intended for automotive applications.

The device consists of a precise, low-offset, linear Hall circuit with a copper conduction path located near the surface of the die. Applied current flowing through this copper conduction path generates a magnetic field which the Hall IC converts into a proportional voltage. Device accuracy is optimized through the close proximity of the magnetic signal to the Hall transducer. A precise, proportional voltage is provided by the low-offset, chopper-stabilized BiCMOS Hall IC, which is programmed for accuracy after packaging.

The output of the device has a positive slope ($\Rightarrow V_{IOUT(Q)}$) when an increasing current flows through the primary copper conduction path (from pins 1 and 2, to pins 3 and 4), which is the path used for current sampling. The internal resistance of this conductive path is 1.2 m Ω typical, providing low power loss. The thickness of the copper conductor allows survival of

Continued on the next page...

Typical Application



Application 1. The ACS712 outputs an analog signal, V_{OUT} , that varies linearly with the uni- or bi-directional AC or DC primary sampled current, I_p , within the range specified. C_f is recommended for noise management, with values that depend on the application.

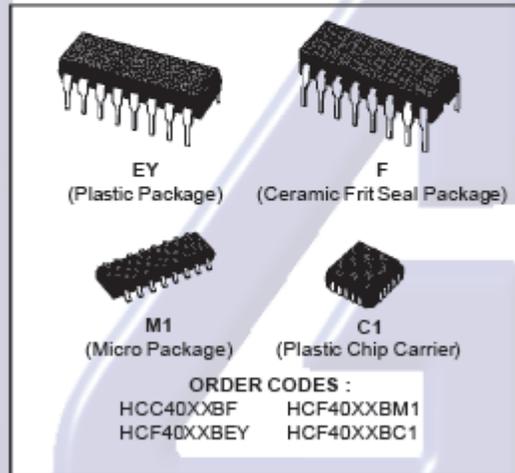


HCC4051B/52B/53B
HCF4051B/52B/53B

ANALOG MULTIPLEXERS-DEMULTIPLEXERS

- 4051B - SINGLE 8-CHANNEL**
- 4052B - DIFFERENTIAL 4-CHANNEL**
- 4053B - TRIPLE 2-CHANNEL**

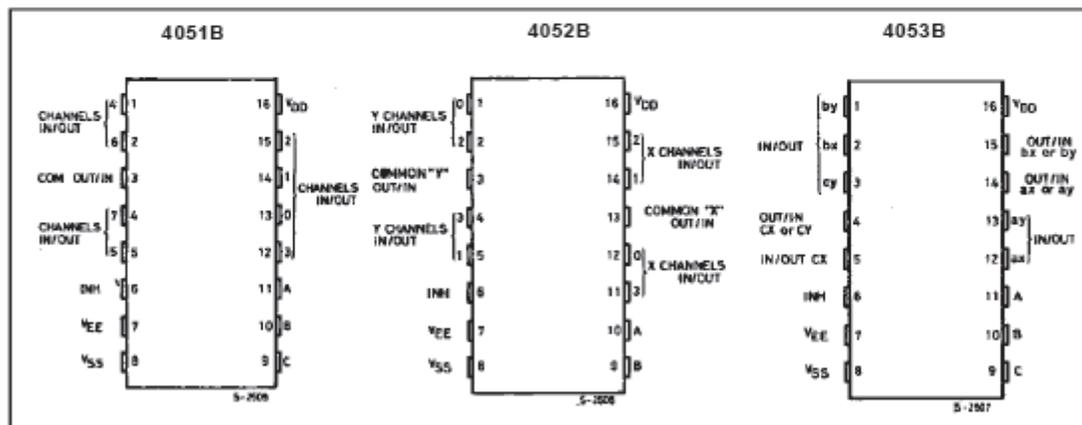
- QUIESCENT CURRENT SPECIFIED TO 20V FOR HCC DEVICE
- LOW "ON" RESISTANCE : 125Ω (typ.) OVER 15V p.p. SIGNAL-INPUT RANGE FOR $V_{DD} - V_{EE} = 15V$
- HIGH "OFF" RESISTANCE : CHANNEL LEAKAGE ± 100pA (typ.) $V_{DD} - V_{EE} = 18V$
- BINARY ADDRESS DECODING ON CHIP
- VERY LOW QUIESCENT POWER DISSIPATION UNDER ALL DIGITAL CONTROL INPUT AND SUPPLY CONDITIONS : 0.2 μW (typ.), $V_{DD} - V_{SS} = V_{DD} - V_{EE} = 10V$
- MATCHED SWITCH CHARACTERISTICS : $R_{ON} = 5\Omega$ (typ.) for $V_{DD} - V_{EE} = 15V$
- WIDE RANGE OF DIGITAL AND ANALOG SIGNAL LEVELS : DIGITAL 3 TO 20V, ANALOG TO 20V p.p.
- 5V, 10V, AND 15V PARAMETRIC RATINGS
- INPUT CURRENT OF 100mA AT 18V AND 25°C FOR HCC DEVICE
- 100% TESTED FOR QUIESCENT CURRENT
- MEETS ALL REQUIREMENTS OF JEDEC TENTATIVE STANDARD N° 13A, "STANDARD SPECIFICATIONS FOR DESCRIPTION OF "B" SERIES CMOS DEVICES"



DESCRIPTION

The HCC 4051B, 4052B and 4053B (extended temperature range) and HCF4051B, 4052B and 4053B (intermediate temperature range) are monolithic integrated circuits, available in 16-lead dual in-line plastic or ceramic package and plastic micropackage. HCC/HCF4051B, HCC/HCF4052B, and HCC/HCF4053B analog multiplexers/demultiplexers are digitally controlled analog switches having low ON impedance and very low OFF leakage

PIN CONNECTIONS





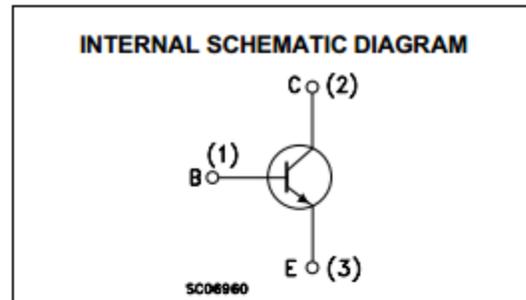
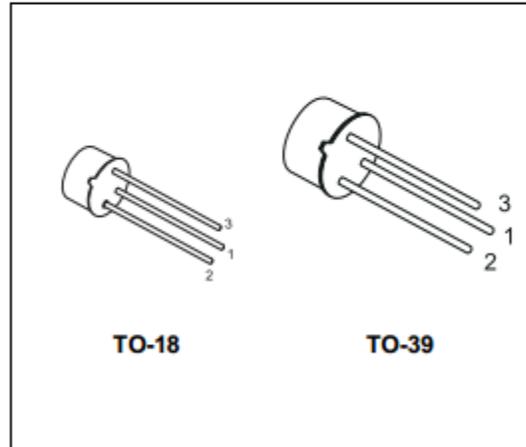
2N2219A
2N2222A

HIGH SPEED SWITCHES

PRELIMINARY DATA

DESCRIPTION

The 2N2219A and 2N2222A are silicon Planar Epitaxial NPN transistors in Jedec TO-39 (for 2N2219A) and in Jedec TO-18 (for 2N2222A) metal case. They are designed for high speed switching application at collector current up to 500mA, and feature useful current gain over a wide range of collector current, low leakage currents and low saturation voltage.



ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

Symbol	Parameter	Value	Unit
V _{CB0}	Collector-Base Voltage (I _E = 0)	75	V
V _{CE0}	Collector-Emitter Voltage (I _B = 0)	40	V
V _{EB0}	Emitter-Base Voltage (I _C = 0)	6	V
I _C	Collector Current	0.6	A
I _{CM}	Collector Peak Current (t _p < 5 ms)	0.8	A
P _{tot}	Total Dissipation at T _{amb} ≤ 25 °C for 2N2219A for 2N2222A at T _C ≤ 25 °C for 2N2219A for 2N2222A	0.8	W
		0.5	W
		3	W
		1.8	W
T _{stg}	Storage Temperature	-65 to 175	°C
T _J	Max. Operating Junction Temperature	175	°C



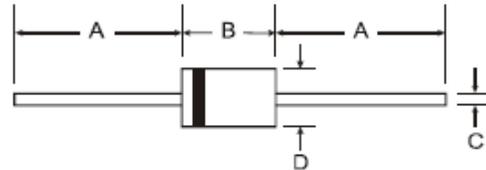
1N4933 - 1N4937

1.0A FAST RECOVERY RECTIFIER

[Please click here to visit our online spice models database.](#)

Features

- Diffused Junction
- Fast Switching for High Efficiency
- High Current Capability and Low Forward Voltage Drop
- Surge Overload Rating to 30A Peak
- Low Reverse Leakage Current
- Lead Free Finish, RoHS Compliant (Note 4)



Mechanical Data

- Case: DO-41
- Case Material: Molded Plastic. UL Flammability Classification Rating 94V-0
- Moisture Sensitivity: Level 1 per J-STD-020D
- Terminals: Finish - Bright Tin. Plated Leads Solderable per MIL-STD-202, Method 208 (a)
- Polarity: Cathode Band
- Mounting Position: Any
- Ordering Information: See Page 2
- Marking: Type Number
- 0.35 grams (approximate)

Dim	DO-41 Plastic	
	Min	Max
A	25.40	—
B	4.08	5.21
C	0.71	0.864
D	2.00	2.72
All Dimensions in mm		

Maximum Ratings and Electrical Characteristics

@T_A = 25°C unless otherwise specified

Single phase, half wave, 60Hz, resistive or inductive load.
For capacitive load, derate current by 20%.

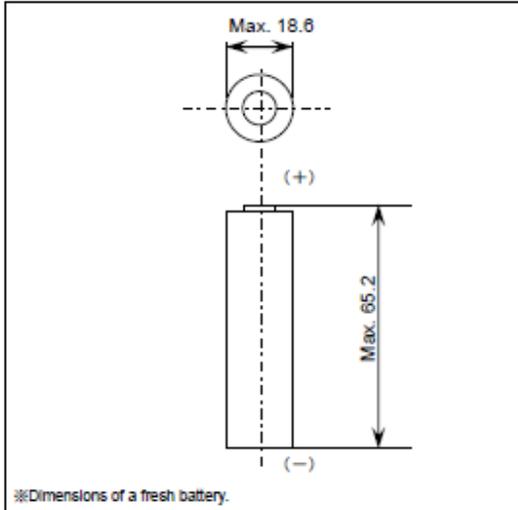
Characteristic	Symbol	1N4933	1N4934	1N4935	1N4936	1N4937	Unit
Peak Repetitive Reverse Voltage	V _{RRM}						
Working Peak Reverse Voltage	V _{RWM}	50	100	200	400	600	V
DC Blocking Voltage (Note 5)	V _R						
RMS Reverse Voltage	V _{R(RMS)}	35	70	140	280	420	V
Average Rectified Output Current (Note 1) @ T _A = 75°C	I _O			1.0			A
Non-Repetitive Peak Forward Surge Current 8.3ms Single Half Sine-Wave Superimposed on Rated Load	I _{FSM}			30			A
Forward Voltage Drop @ I _F = 1.0A	V _{FM}			1.2			V
Peak Reverse Current @ T _A = 25°C at Rated DC Blocking Voltage (Note 5) @ T _A = 100°C	I _{RM}			5.0 100			μA
Reverse Recovery Time (Note 3)	t _{rr}			200			ns
Typical Total Capacitance (Note 2)	C _T			15			pF
Typical Thermal Resistance Junction to Ambient	R _{θJA}			100			°C/W
Operating and Storage Temperature Range	T _J , T _{STG}			-65 to +150			°C

- Notes:
1. Leads maintained at ambient temperature at a distance of 9.5mm from the case.
 2. Measured at 1.0MHz and applied reverse voltage of 4.0V DC.
 3. Measured with I_F = 0.5A, I_R = 1A, I_{rr} = 0.25A.
 4. EU Directive 2002/95/EC (RoHS). All applicable RoHS exemptions applied, see EU Directive 2002/95/EC Annex Notes.
 5. Short duration pulse test used to minimize self-heating effect.

PSS series
CGR18650CG

■ **Dimensions**

(mm)



To ensure safety, the referenced Li-Ion cell is not sold as a bare cell. Li-Ion cells must be integrated with the appropriate safety circuitry via an authorized Panasonic Li-Ion pack assembler.

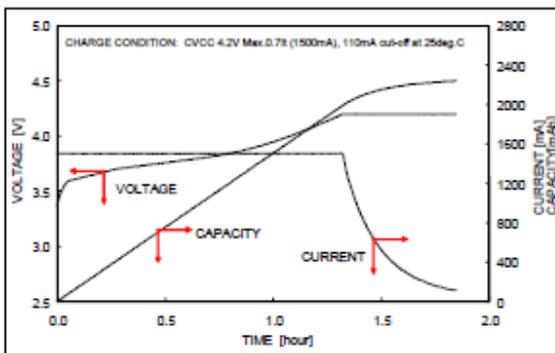
■ **Specifications**

The data in this document are for descriptive purposes only and are not intended to make or imply any guarantee or warranty.

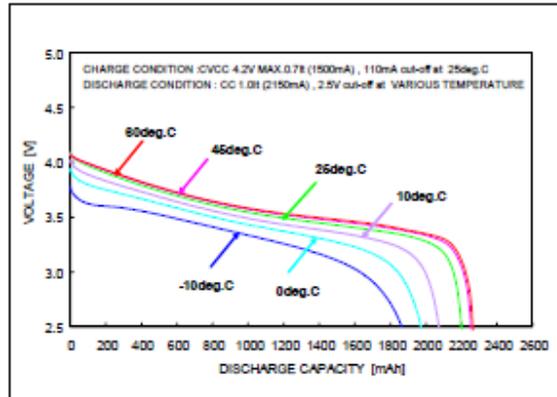
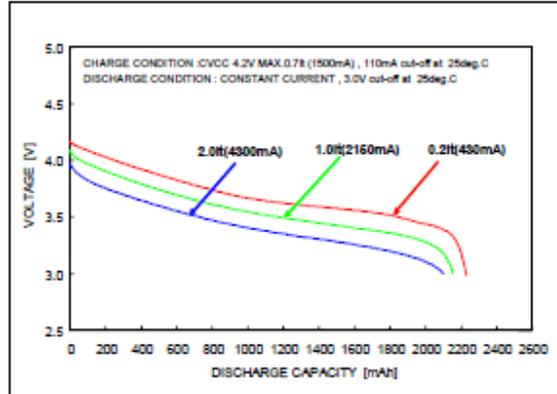
Nominal Voltage		3.6V
Nominal Capacity *1	Minimum	2,150 mAh
	Typical	2,250 mAh
Dimensions	Diameter	Max. 18.6 mm
	Height	Max. 65.2 mm
Approx. Weight		44 g

*1 Charge : constant voltage/constant current, 4.2V, max. 1500mA, 110mA cut-off at 25deg.C
Discharge : constant current, 430mA, 3.0V cut-off
Temperature : 25deg.C

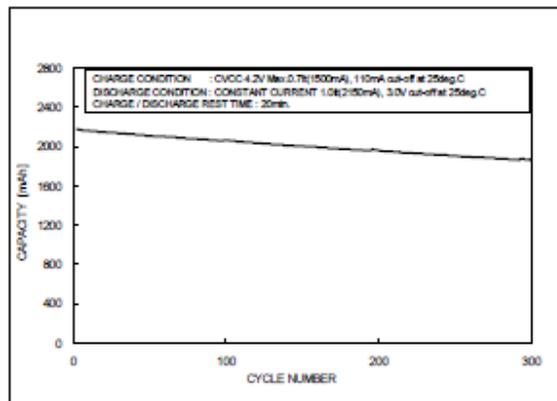
■ **Typical charge characteristics**



■ **Typical discharge characteristics**



■ **Typical life characteristics**



* CVCC: Constant Voltage Constant Current
CC: Constant Current