



UNIVERSIDAD NACIONAL
AVENIDA DE
MÉXICO

UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO

FACULTAD DE INGENIERÍA

**SUBSISTEMA INTELIGENTE DE POTENCIA
PARA UN SATÉLITE EDUCATIVO**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE

INGENIERO ELÉCTRICO ELECTRÓNICO

PRESENTA

CARRIZALES MUÑOZ ZAIRA LILIAN

DIRECTOR:

DR. ESAÚ VICENTE VIVAS



CIUDAD UNIVERSITARIA

2009

A mi mamá:

Por ser el ejemplo de vida que con apoyo, confianza, comprensión y amor incondicional me ha ayudado a cumplir esta meta. Tu esfuerzo se convirtió en este logro, eres la persona más importante en mi vida y serás siempre mi inspiración para alcanzar mis metas, TE AMO.

A mi hermana Mónica:

Por ser el otro pilar que sostiene nuestra familia, porque gracias a tu apoyo salimos adelante, por los consejos que me brindas, y por ser una mujer fuerte y capaz de lograr todo cuanto se proponga. La culminación de este trabajo también es tuya.

A Lisandro:

Porque nunca dejaste de creer en mí, porque siempre estuviste a mi lado para apoyarme y por todo el amor que me has demostrado y hecho sentir.

A mis sobrinos Ale y Yerik:

Por saber poner una sonrisa en mi rostro, por mostrarme lo valioso de la inocencia, por recordarme la linda etapa de ser niño y por hacerme partícipe en su mundo.

A mi tía y primos:

Socorro, Rocío, Daniela, Martha y Basi, por siempre recibirme con los brazos abiertos y brindarme su confianza y cariño.

A la memoria de mi abuelita Juanita:

Porque fuiste una persona ejemplar, noble y digna de admiración, que nos colmó de amor y dulzura. Sigues viviendo en nuestros corazones.

Agradecimientos

A la Universidad Nacional Autónoma de México, porque dentro de sus aulas hallé el conocimiento y juicio para convertirme en profesionista.

Al Dr. Esaú Vicente Vivas, por asesorarme a lo largo de esta tesis y compartir su conocimiento y sugerencias conmigo, así como por haber depositado su confianza en mí para el desarrollo de este proyecto.

A mis compañeros del Instituto de Ingeniería: Rodrigo Alva, Rodrigo Córdova, Carlos Sánchez, Genaro Islas, Francisco Islas y, especialmente a Emilio Jiménez, por compartir conmigo sus conocimientos y con quienes viví momentos muy agradables.

A los profesores de la Facultad de Ingeniería que participaron en mi desarrollo profesional durante la carrera, especialmente al Ing. Ricardo Mota Marzano, por su disposición y ayuda brindadas en todo momento.

A mis amigas y compañeras de la Facultad de Ingeniería: Lucelde y Elizabeth, porque recorrieron conmigo este camino, aprendiendo y siempre dando algo de sí mismas.

A todas aquellas personas que con sus opiniones y comentarios contribuyeron a mejorar la calidad de este trabajo.

Índice

Introducción		1
Capítulo 1. Orígenes del Satélite Educativo (SATEDU)		
1.1	Introducción.	3
1.2	Las conveniencias de desarrollar SATEDU.	5
1.3	Similitudes entre un sistema satelital real y SATEDU.	5
1.4	Arquitectura propuesta para SATEDU.	6
	1.4.1 Subsistema estructural.	
	1.4.2 Computadora de vuelo.	
	1.4.3 Subsistema inteligente de potencia.	
	1.4.4 Subsistema de comunicaciones.	
	1.4.5 Subsistema de estabilización.	
	1.4.6 Subsistema de sensores.	
	1.4.7 Subsistemas expansiones (carga útil).	
1.5	Segmento terrestre para supervisión y mando de SATEDU	11
1.6	La necesidad de incluir medios de estabilización activa para SATEDU	11
1.7	La reducción de costos como base global de diseño y desarrollo.	11
Capítulo 2. El subsistema de potencia en pequeños satélites y en sistemas de entrenamiento		
2.1	Introducción.	12
2.2	Subsistemas de potencia en pequeños satélites.	12
2.3	Subsistemas de potencia en sistemas de entrenamiento de Tecnología Satelital.	20
Capítulo 3. Módulos del subsistema de potencia de SATEDU		
3.1	Introducción.	24
3.2	Módulo de generación de energía eléctrica.	24
3.3	Módulo de almacenamiento de energía eléctrica.	25
3.4	Módulo de carga de baterías tanto por tableros solares como por tomacorriente externo.	27
	3.4.1 Proceso de carga de las baterías.	
	3.4.2 Cálculo de la corriente de carga.	
	3.4.3 Cálculo del divisor de voltaje.	
	3.4.4 Cálculo empleado para el uso del temporizador.	
3.5	Módulo de distribución de energía eléctrica.	32
3.6	Módulo de regulación de voltajes.	33
3.7	Módulo de encendido y apagado de equipos.	33
3.8	Módulo de sensores del SIP.	34
3.9	Módulos diseñados para el PicoSat.	34
	3.9.1 Módulo de Protección contra Efecto <i>Latch up</i> .	
	3.9.2 Módulo de interruptores RAV (Remover antes de vuelo) y <i>Kill Switch</i> .	
3.10	Módulo de Expansiones.	36
Capítulo 4. Desarrollo de las tarjetas del SIP de SATEDU		
4.1	Introducción.	37
4.2	Arquitectura electrónica del SIP.	37
	4.2.1 Tarjeta de Baterías.	
	4.2.2 Tarjeta de Electrónica.	
	4.2.2.1 Funciones del Microcontrolador PIC de la Tarjeta de Electrónica.	
4.3	Desarrollo de circuitos impresos del SIP.	48
	4.3.1 Tarjeta de Baterías.	
	4.3.2 Tarjeta de Electrónica.	

Capítulo 5.	Pruebas de validación realizadas a las tarjetas del SIP de SATEDU	
5.1	Introducción.	56
5.2	Pruebas visuales y de inspección aplicadas al SIP de SATEDU.	56
5.3	Pruebas aplicadas a la Tarjeta de Baterías del SIP.	56
	5.3.1 Descarga de Baterías.	
	5.3.2 Carga de Baterías.	
5.4	Pruebas aplicadas a la Tarjeta de Electrónica del SIP.	59
	5.4.1 Pruebas aplicadas al módulo de distribución de energía.	
Capítulo 6.	Software de operación elaborado para el SIP de SATEDU	
6.1	Introducción.	65
6.2	Comandos creados para interacción entre la computadora de vuelo y el SIP.	65
6.3	Diseño de tramas para los comandos del SIP.	66
6.4	Protocolos de comunicaciones entre CV y el SIP.	66
6.5	Plataforma de desarrollo de <i>software</i> en Lenguaje C.	68
	6.5.1 Recepción y Evaluación de Comandos.	
	6.5.2 Interrupción vía puerto serie.	
	6.5.3 Envío de telemetría.	
	6.5.4 Sensores <i>One Wire</i> .	
	6.5.4.1 ROM <i>Code</i> de los sensores <i>One Wire</i> .	
	6.5.4.2 Comandos del sensor <i>One Wire</i> .	
	6.5.4.3 Señales <i>One Wire</i> .	
	6.5.4.4 Lectura de mediciones.	
Capítulo 7.	Conclusiones y Observaciones	
7.1	Conclusiones del trabajo desarrollado.	78
7.2	Observaciones.	
Bibliografía		79
Apéndice A.	Diagrama de flujo del algoritmo del proceso de carga de baterías	81
Apéndice B.	Distribución de líneas en los conectores tipo <i>bus</i> de SATEDU	82

Introducción

Para conformar un programa de desarrollo y de investigación en el campo satelital, se requiere la formación, la calificación y el entrenamiento de recursos humanos en estas áreas tecnológicas. De acuerdo con la experiencia del Instituto de Ingeniería, UNAM, se ha visto que el desarrollo de un satélite experimental en nuestro país requiere de 4 a 8 años de trabajo, dependiendo del apoyo financiero obtenido, así como de la magnitud de los objetivos tecnológicos y científicos que se persigan.

El análisis de esta problemática en México por los últimos 15 años ha llevado a elaborar la idea de desarrollar un Satélite Educativo (SATEDU) que emplee partes de uso comercial para reducir los costos de su construcción debido a que no se pretende orbitarlo en el espacio. Se persigue entonces, elaborar un prototipo de tal forma que pueda utilizarse en centros educativos (Universidades, Tecnológicos, etc.) para acercar el tema tecnológico satelital no solo a la juventud, sino también a personal docente y de investigación en el campo satelital y de tecnologías de la información. Debe señalarse que SATEDU se empleará a su vez para generar proyectos alternos, tecnología y conocimiento que sí se pueda desarrollar para uso espacial.

Por tales razones SATEDU debe contener todos los subsistemas de un satélite comercial, solo que en tamaño reducido, entre ellos los subsistemas: estructural, potencia (SIP), comunicaciones (SC), computadora de vuelo (CV), estabilización (SE), sensores de estabilización (SSE) y carga útil. La mayor parte de estos subsistemas serán flexibles o inteligentes, debido a que contarán con un microcontrolador dedicado para que realicen autónomamente las tareas que se le asignen. Por ello, SATEDU conformará un sistema de control distribuido que se comunica por medio de puertos serie dedicados.

Objetivo de la Tesis

Desarrollar el subsistema de potencia basado en microcontrolador para el simulador que dará forma al Satélite Educativo (SATEDU), cuyo objetivo es el entrenamiento de recursos humanos en tecnología satelital para uso en laboratorio. El subsistema de potencia estará constituido por baterías recargables, electrónica de protección y carga de baterías (con tableros solares y desde tomacorriente AC para acelerar el proceso de carga), convertidores DC/DC, interruptores digitales de estado sólido para controlar la alimentación de voltajes diversos, sensores locales para medir voltajes, corriente y temperatura, además de componentes pasivos y un microcontrolador PIC.

Tomando en cuenta que el subsistema de Potencia se desarrollará a su vez para que pueda emplearse en el futuro en Picosatélites de 1 Kg de masa por enviar a órbita espacial, se le agregarán partes electrónicas para proteger a los componentes más delicados contra el efecto *latch up*, el cual es uno de diversos efectos que provoca la radiación cósmica. De igual modo se considerarán las especificaciones de operación para vuelo orbital que emplea el sistema de transporte desarrollado por la Universidad de Stanford, EU, y por el Instituto Tecnológico de San Luis Obispo, California, EU, el cual se denomina P-POD (*Picosatellite Payload Orbital Deployer*). Para este último caso, se considerarán particularmente los medios para asegurar la desactivación completa de la energía eléctrica durante la fase de lanzamiento, no solo del subsistema de potencia, sino de los subsistemas que podrá energizar. Para ello se incorporarán los dos interruptores fundamentales que demanda el sistema P-POD en combinación con el *hardware* de un Picosatélite, el primero denominado *kill switch* y el segundo llamado “Remover antes de vuelo”.

El subsistema de Potencia deberá cumplir de igual forma, con las especificaciones físicas de un Picosatélite, particularmente con las dimensiones de su estructura para que el subsistema pueda ubicarse y fijarse firmemente en su interior. En este caso se otorgará atención particular al tipo de baterías recargables por emplear, de tal modo que se alcance primeramente una buena relación peso-energía, y a su vez, se considerarán sus dimensiones físicas para que sea factible su uso en esta aplicación que demanda eficiencia de espacios y de masa.

Por otro lado, el subsistema de Potencia también deberá cumplir con el estándar de interfaz entre subsistemas de SATEDU generado por el Instituto de Ingeniería, UNAM, el cual contempla el uso de dos conectores de costilla tipo *bus* instalados en lados opuestos de cada tarjeta incorporada al sistema de entrenamiento. Este tipo de *bus* establecerá la interconectividad entre subsistemas de SATEDU, los voltajes de alimentación para subsistemas, así como los medios de acceso para expansiones. Adicionalmente, el subsistema de potencia debe ajustarse a los medios de soporte mecánico por medio de tornillería y separadores metálicos entre tarjetas.

Asimismo, se considera el desarrollo del *software* básico de validación del subsistema de potencia que mediante comandos permite evaluar la operación del subsistema con la correcta obtención de su telemetría. Para ello, se retomará el *software* originalmente creado para el subsistema de estabilización, y se adaptará para su funcionamiento básico de operación entre el subsistema de potencia y la computadora de vuelo de acuerdo con las especificaciones operativas de SATEDU que se han desarrollado en el Instituto de Ingeniería, UNAM.

Organización de la tesis

Este trabajo de tesis está organizado en siete capítulos en los que se va cubriendo paulatinamente el objetivo que le dio origen.

El primer capítulo abarca los antecedentes, la conveniencia del desarrollo de SATEDU, y una breve explicación de cada uno de los subsistemas que lo conforman.

El segundo capítulo ilustra características de subsistemas de potencia de diversos picosatélites, así como del único sistema de entrenamiento existente previo a SATEDU, con el fin de conocer la diversidad que existe entre cada uno, tanto de organización y funciones, así como de componentes que pueden hallarse en un subsistema creado en principio, con el mismo objetivo.

En el tercer capítulo se explican los diferentes módulos que integran al SIP de SATEDU.

El cuarto capítulo apunta hacia el procedimiento realizado para la generación de los circuitos impresos que dan forma a las tarjetas que integran al SIP.

En el quinto capítulo se exponen las pruebas de validación realizadas al SIP.

El sexto capítulo contempla la adaptación realizada al software del subsistema de estabilización, y explica la forma en que se lleva a cabo la recepción y acción de comandos, así como la transmisión de telemetría.

El último capítulo es el de Conclusiones y Observaciones, en el que se recopilan los resultados obtenidos con el desarrollo de esta tesis, así como algunas consideraciones para la mejora del SIP.

Capítulo 1

Orígenes del Satélite Educativo (SATEDU)

1.1 Introducción

Desde la década de los 80, México ha incursionado en las áreas de tecnologías satelitales, lanzando en aquella década los sistemas Morelos 1 y 2, siguiendo en los 90 con los sistemas Solidaridad 1 y 2, y Satmex 5 (Morelos 3), siendo este último el primer satélite comercial mexicano lanzado mediante financiamientos privados por la empresa estatal Telecomm (Telecomunicaciones de México). Todos estos satélites han sido construidos fuera de nuestro país con tecnología extranjera, y aunque han sido satélites de clase mundial paradójicamente no son obras mexicanas y hasta el momento no se ha colocado un satélite de tecnología mexicana en el espacio que sirva como propulsor para promover el desarrollo de alta tecnología nacional.

Hasta el momento se han tenido grandes experiencias dentro del área de desarrollo satelital, siendo una de estas el microsátélite experimental SATEX (figura 1.1), desarrollado por diversas instituciones, entre ellas, el Instituto de Ingeniería de la UNAM, cuyo proyecto fue iniciado en 1995. La finalización oficial de las actividades encargadas al Instituto de Ingeniería ocurrió en 2004 cuando se dieron por terminados los sistemas de la computadora de vuelo, el subsistema de sensores, los protocolos de comunicaciones, el *software* operativo del satélite y el *software* de estación terrena encargado de monitorear el satélite (figura 1.2). Desafortunadamente, el satélite nunca fue lanzado debido a que no se llegó a integrarlo ni a aplicarle por tanto pruebas operativas [1].



Figura 1.1 Proyecto SATEX

Entre otras experiencias que ha tenido México hasta el momento se encuentran: los Unamsats A y B, el proyecto Unamsat III y otras iniciativas en proceso de gestación.

Todos los proyectos anteriores han sido muy importantes para México, ya que significan el inicio de una propuesta para iniciar de manera más intensa el desarrollo tecnológico del país, con fin de reducir la brecha tecnológica que existe entre México y los países del primer mundo. Pero, para realizar tal línea de trabajo se necesita capacitar una gran cantidad de recursos humanos en esta área tecnológica, debido a que las experiencias anteriores han mostrado que se necesitan varios años de desarrollo, además de decenas de personas trabajando en diferentes partes del proyecto.

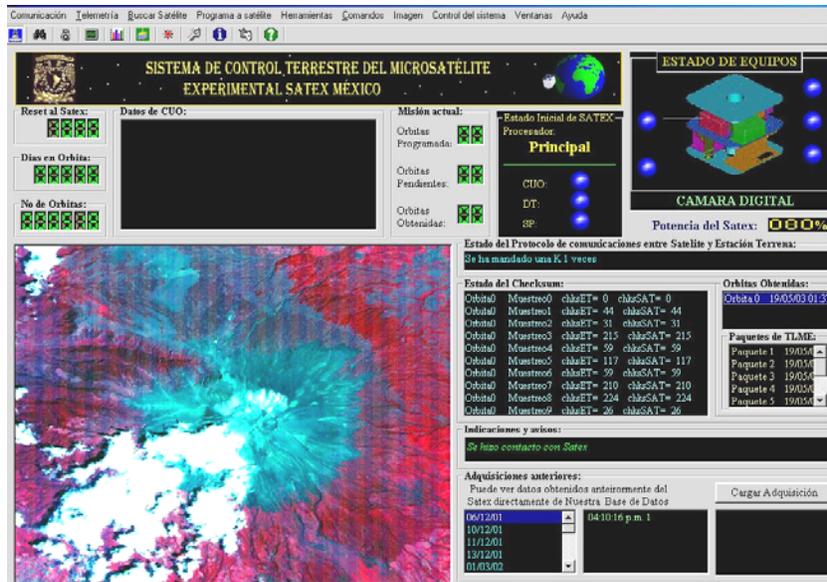


Figura 1.2 Proyecto SATEX. Software de estación terrena

Analizando los problemas que representa la capacitación de personal en el área de satélites, es que en el Instituto de Ingeniería, UNAM, se concibe la idea de crear un satélite educativo (SATEDU), figura 1.3, para capacitar a los recursos humanos necesarios dentro del área de satélites, de manera general o específica, en las diferentes partes de logística que requiere el desarrollo de un satélite.



Figura 1.3 Maqueta SATEDU

Se pretende entonces que el prototipo sea suficientemente económico para utilizarlo en laboratorios; así como flexible, versátil y amigable para apoyar cursos de entrenamiento y aprendizaje (atractivos, modulares y rápidos) en el campo satelital. De este modo, se persigue desarrollar un sistema que permita acercar a las nuevas generaciones al apasionante mundo de los satélites, del espacio y de las tecnologías de la información, y en general para apoyar la difusión de la ciencia y la tecnología en México.

SATEDU está constituido fundamentalmente por un pequeño prototipo satelital totalmente instrumentado y *software* interactivo que se ejecuta en computadoras personales, para supervisar y controlar inalámbricamente al prototipo.

El propósito de este capítulo es ofrecer una visión general de todos los sistemas que lo componen, algunas de sus características y las posibilidades así como las ventajas de su uso para apoyar la enseñanza y difusión de conocimiento en el área satelital.

1.2 Las conveniencias de desarrollar SATEDU

Actualmente, varios países han identificado la trascendencia que tiene el crear sistemas que permitan capacitar o incentivar a sus nuevas generaciones en el campo satelital. Un par de ejemplos de esto se dan en la Fuerza Aérea (figura 1.4), y en la Marina de los Estados Unidos, donde se han creado pequeños sistemas que emulan a un satélite real de manera genérica, todo esto dentro de los últimos 3 años, llegando incluso a comercializar su producto [2].



Figura 1.4 Laboratorio de la Fuerza Aérea de EE.UU.

La idea de generar esta clase de sistema ya había sido concebida en el Instituto de Ingeniería a raíz del desarrollo del proyecto SATEX, solo que no había sido llevado a cabo debido a la falta de financiamiento.

Además del propósito principal que es el de capacitar recursos humanos en el área satelital, también representa un medio de acceso para que los estudiantes incursionen en el campo de la investigación, debido a la versatilidad que tiene el sistema. Entre otros aspectos, se pueden señalar: la simulación de una constelación de satélites que se comunican entre sí, la depuración de programas de manera general emulando a un sistema real, pruebas de estabilización a partir de un modelo de cuerpo rígido en ambientes sin fricción, además de que en este proyecto en particular ha sido posible desarrollar en paralelo tanto el simulador SATEDU como el inicio de un Picosatélite real que empleará directamente varios de los subsistemas que se desarrollen para SATEDU.

1.3 Similitudes entre un sistema satelital real y SATEDU

Como se ha mencionado en el punto anterior, el proyecto comprende desarrollos en paralelo de varios subsistemas que serán empleados tanto en SATEDU como en un Picosatélite real, de modo que dentro de estos subsistemas se encuentran la computadora de vuelo (CV) y el subsistema inteligente de potencia (SIP). La diferencia entre los subsistemas de SATEDU y los del Picosatélite, radica en que las protecciones electrónicas contra efectos de radiación cósmica con los que cuentan, solo se ensamblan en los subsistemas del Picosatélite.

De este modo, ambas versiones funcionan prácticamente de la misma forma, sin embargo, están diseñadas para trabajar dentro de ambientes muy distintos. En cuanto a las protecciones, éstas se agregaron para proteger del efecto *latch up* a componentes electrónicos de alta escala de integración, tanto en la CV como en el SIP. Cuando ocurre el efecto citado se presenta el flujo creciente de corrientes parásitas a través del semiconductor haciendo que este se sobrecaliente hasta destruirse.

1.4 Arquitectura propuesta para SATEDU

Lo primero que se definió al iniciar el diseño de SATEDU fue el tamaño que tendrían las placas de circuito impreso donde se colocaría toda la electrónica que daría vida al satélite educativo. Por cuestiones de compatibilidad física con un Picosatélite, se adoptaron las dimensiones del estándar generado por la Universidad de Stanford, EU, para el Picosatélite conocido como Cubesat. Las dimensiones externas de éste no deben rebasar los $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$, por lo cual, los circuitos impresos deben ser de menor tamaño. Debido a que uno de los subsistemas más importantes es la computadora de vuelo, esta tarjeta fue la base para definir el tamaño de las demás, y de esta forma el tamaño seleccionado fue de $8.9 \times 8.9 \text{ cm}$.

La forma elegida para interconectar los circuitos impresos se basó a su vez en el principio utilizado por la computadora de vuelo de SATEX, es decir, se interconectan uno sobre otro con la ayuda de dos conectores de terminales largas ubicados en los extremos de cada tabloide, figura 1.5.

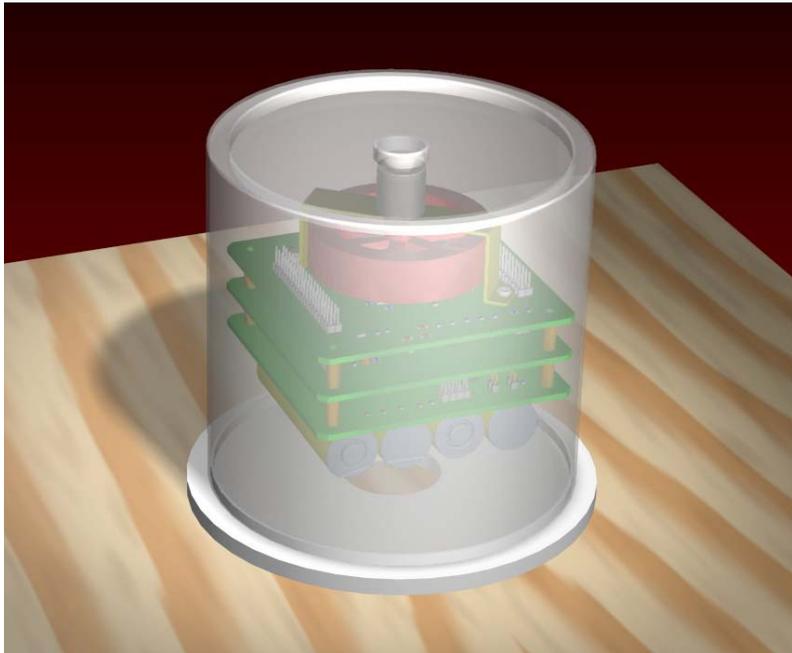


Figura 1.5 Diseño artístico de la arquitectura de SATEDU generado con Solid Edge V18.

En cuanto a la estructura de SATEDU y debido a que es un simulador satelital, no fue necesario asignarle una forma cúbica o similar, por ello se eligió un envase plástico muy común, de buena presentación, muy económico y además, fácil de conseguir.

De esta forma, SATEDU está conformado por:

- ❖ Subsistema Estructural,
- ❖ Computadora de vuelo (CV),
- ❖ Subsistema Inteligente de Potencia (SIP),
- ❖ Subsistema de comunicaciones (SC),
- ❖ Subsistema de estabilización (SE),
- ❖ Subsistema de sensores de estabilización (SSE) y,
- ❖ Subsistema de expansiones (carga útil).

1.4.1 Subsistema estructural

El subsistema estructural está pensado en dos partes, la primera sostendrá a los circuitos impresos que componen los subsistemas de SATEDU y la segunda sostendrá a la primera estructura para maniobrarla.

La segunda estructura, en principio, fue pensada para fabricarse en acrílico, pero al ver que este tipo de material representa muchos cuidados al momento de su construcción, se optó por una estructura ya hecha, que es barata y fácil de encontrar, tal como un contenedor para discos compactos, donde los circuitos impresos se fijan a la estructura mediante tornillos (figura 1.6).

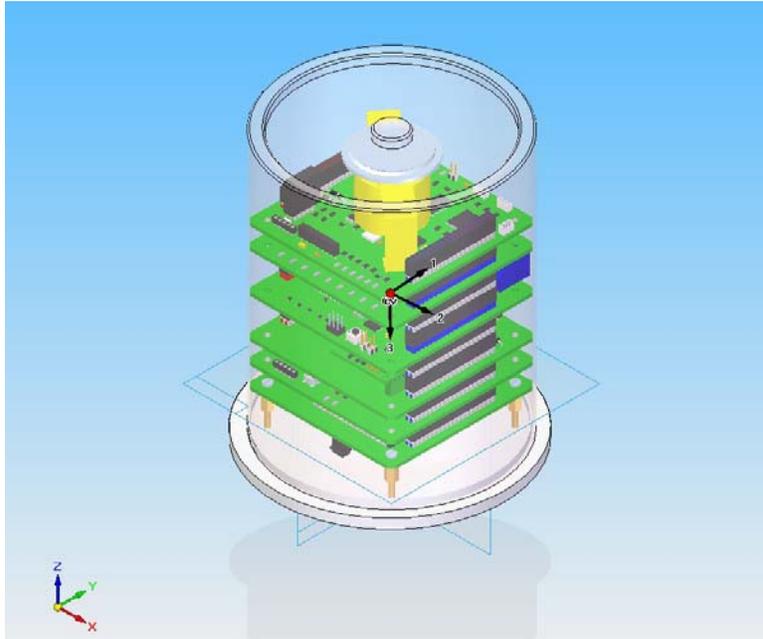


Figura 1.6 Estructura de SATEDU realizado con Solid Edge V18.

Si posteriormente se quisieran hacer experimentos más formales sobre estabilización satelital convendrá usar otras plataformas como equipos con balero de aire en donde es posible simular condiciones de prácticamente cero fricción.

1.4.2 Computadora de vuelo (CV)

La CV está montada en un circuito impreso de 2 capas de $8.9 \times 8.9 \text{ cm}^2$. Para comunicarse con las demás tarjetas se colocaron dos conectores en lados opuestos haciendo que otras tarjetas puedan montarse tanto por la parte superior como por la parte inferior, permitiendo establecer conexiones eléctricas a dos *buses* (figura 1.7). Adicionalmente, para darle mayor firmeza a la estructura, se le agregaron espacios para tornillos en sus 4 esquinas, los cuales permitirán que el bloque de circuitos impresos pueda fijarse a la estructura.

Particularmente, la tarjeta de la CV está pensada para ser compatible con un sistema Picosatelital real de 1 kg., es por eso que toda la electrónica fue pensada para soportar el ambiente espacial agregando arreglos de protección contra efecto *latch up*. Dichas protecciones no serán utilizadas en el simulador que será empleado en salones y en laboratorios, por lo que tales espacios quedarán sin circuitos.

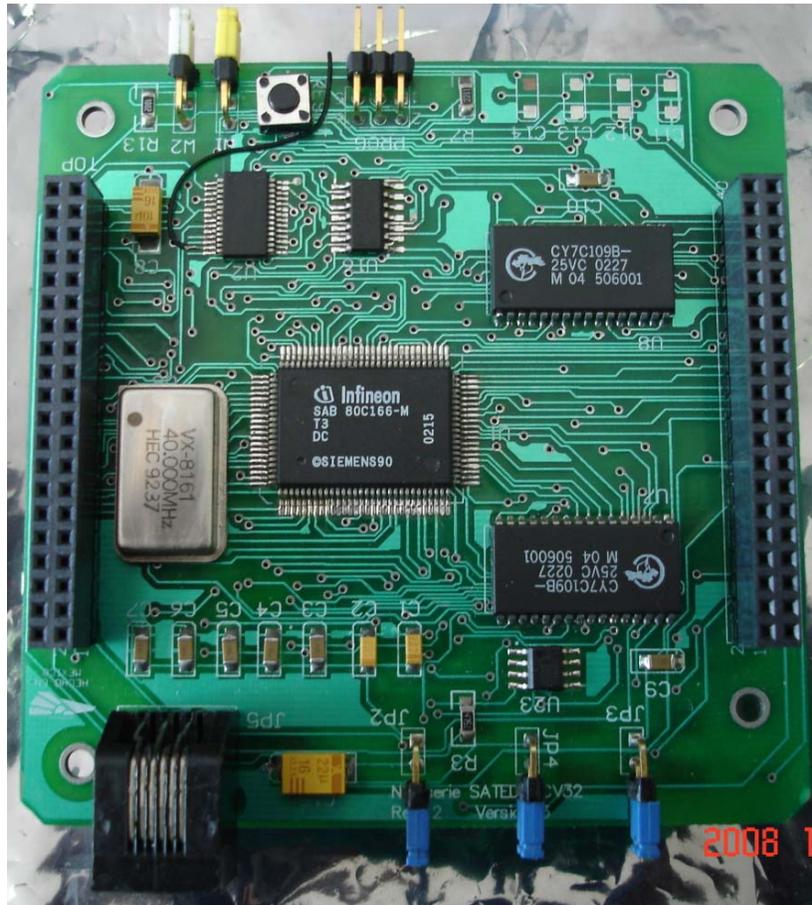


Figura 1.7 Computadora de Vuelo (CV).

La CV esencialmente está compuesta por un procesador RISC (del inglés, *Reduced Instruction Set Computer*, computadora con conjunto de instrucciones reducido) SAB80C166 de Siemens, con oscilador de 40 MHz; 256 kb de memoria RAM, donde se cargan los programas de operación de SATEDU; un microcontrolador PIC16F876A de Microchip, que se usará para cargar un nuevo programa al SAB; 32 Mb de memoria *flash*; 3 sensores de temperatura y 3 arreglos de protección *latch up* [3].

1.4.3 Subsistema inteligente de potencia (SIP)

El SIP está constituido por 2 tarjetas. La primera contiene electrónica del sistema, la cual está constituida por: un microcontrolador PIC18F2321 de Microchip, que se comunicará con la CV para recibir comandos y de esta forma apagar y encender las fuentes de energía de los demás subsistemas, una serie de reguladores, un convertidor DC-DC y sensores de temperatura y corriente. La segunda tarjeta aloja la fuente de energía primaria de SATEDU, que consiste en 4 baterías *Li Ion* (Iones de Litio) recargables, así como un circuito de recarga de voltaje para baterías y sensores de temperatura. Ambas tarjetas, además, fueron diseñadas para emplearlas en un Picosatélite real, por lo que la primera contiene una serie de circuitos adicionales para protegerla del efecto *latch up*. En tanto que la segunda contiene interruptores, tales como el llamado “remover antes de vuelo”, que asegura el encendido de la tarjeta al momento de que el satélite sea liberado en el espacio, y el *Kill Switch* que mantiene totalmente apagado al Picosatélite hasta que ocurre la liberación.

Además, el SIP cuenta con una fuente de energía secundaria, la cual consiste en el empleo de celdas solares que son flexibles y auto-adheribles, y que serán montadas sobre el subsistema estructural.

Los componentes y desarrollos de este subsistema son el objeto de estudio de esta tesis y serán discutidos a fondo en los siguientes capítulos.

1.4.4 Subsistema de comunicaciones (SC)

En cuanto al SC, el sistema SATEDU emplea dos subsistemas diferentes. Uno dentro del tándem de impresos SATEDU y otro que se emplea en la computadora personal que hace las veces de estación terrestre y en donde se encuentra el *software* para manipular al SATEDU. El primero está constituido por una sola tarjeta, en tanto que el segundo tiene electrónica similar más componentes adicionales, así como un contenedor y un conector USB hacia la PC para propósitos de comunicación y energización. Ambos subsistemas son de uso exclusivo de SATEDU en laboratorio, es decir, estos subsistemas no fueron desarrollados para emplearse en un Picosatélite.



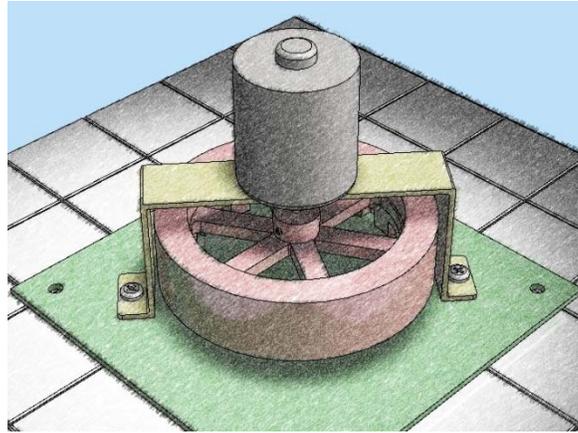
Figura 1.8 Forma de operación del Subsistema de Comunicaciones.

Ambas tarjetas poseen esencialmente la misma base de construcción, un transceptor de RF que trabaja en la banda de los 2.4 GHz y un microcontrolador PIC18F2321 de Microchip, la diferencia radica en que el módulo desarrollado para la PC usa un transceptor adicional que es utilizado para comunicarse con la PC vía USB. De esta forma al usar una Laptop junto con SATEDU se permitirá obtener una completa movilidad o portabilidad del sistema completo (figura 1.8).

1.4.5 Subsistema de estabilización (SE)

El SE está constituido por una tarjeta que manejará dos métodos de estabilización activa: una rueda inercial (momentum y reacción) y bobinas de torque magnético (BTM). La rueda inercial (figura 1.9), es una masa circular sujeta a un pequeño motor mientras que las BTM son embobinados puestos uno en cada eje para que en conjunto con la rueda inercial, sea posible alterar la dinámica de SATEDU, de tal forma que sea factible llevar a cabo varios experimentos de estabilización de rápido efecto e inmediata visualización [4].

Figura 1.9 Vista artística de la rueda inercial y su motor.



1.4.6 Subsistema de sensores de estabilización (SSE)

El SSE está integrado en una tarjeta que aloja los sensores necesarios para monitorear los movimientos que experimente SATEDU, algunos de ellos servirán para visualizar su posición en tiempo real [4]. Los sensores que la componen son una brújula electrónica con una precisión de 0.1° , un acelerómetro en 3 ejes y 3 giróscopos electrónicos puestos de manera ortogonal para monitorear los 3 ejes del satélite (figura 1.10).



Figura 1.10 Tarjeta del Subsistema de Sensores.

1.4.7 Subsistemas de expansiones (carga útil)

SATEDU ha sido diseñado y creado para desarrollar expansiones que permitan adaptarlo a diversas necesidades ya sean de capacitación, enseñanza o investigación, todo esto sin necesidad de hacer cambios a los circuitos impresos que lo componen. Para este propósito, se han dejado señales eléctricas adecuadas en los conectores laterales para que se puedan desarrollar nuevos subsistemas e integrarlos sin grandes dificultades a la operatividad de SATEDU.

Uno de los nuevos desarrollos que se pensaron fue la implantación de una pequeña cámara digital que sea capaz de almacenar fotografías en la memoria *flash* de la CV, para posteriormente transferir los datos de imagen a la computadora que simula ser la estación terrena.

1.5 Segmento terrestre para supervisión y mando de SATEDU

Este segmento de supervisión comprende a una computadora donde se encuentra el *software* de interfaz de comunicación con SATEDU. Este subsistema permite desplegar la telemetría del SATEDU, enviar nuevos programas operativos a la CV de SATEDU, así como la visualización de telemetría en tiempo real.

El desarrollo de este *software* estará basado parcialmente en el *software* desarrollado para el microsátélite SATEX debido entre otros aspectos a que éste *software* podría emplearse en un Picosatélite real y es precisamente el sistema SATEDU quien permitirá depurar y validar gran parte de su desarrollo.

1.6 La necesidad de incluir medios de estabilización activa para SATEDU

En un proyecto anterior (microsatélite experimental SATEX) los medios de estabilización eran bobinas de torque magnético y un gradiente gravitacional, los cuales son medios de estabilización muy lentos y limitados. En tal proyecto se tenía calculado que su proceso de estabilización en el espacio hubiera tomado varias semanas antes de poder empezar a utilizar sus cargas útiles.

Debido a ello existe la necesidad de empezar a conocer y experimentar con medios de estabilización más rápidos y eficientes como es el caso de ruedas inerciales de momentum/reacción, que ofrecen una precisión de 0.1° en la posición deseada, lo cual se obtiene en cuestión de minutos y hasta horas si el movimiento requerido es muy extenso. Los medios de estabilización son de vital importancia, ya sea para que el satélite genere energía eléctrica de forma eficiente (orientando las celdas solares hacia el sol), para permitir que los experimentos realicen sus tareas, o bien, para establecer comunicaciones directivas con Tierra, de amplio ancho de banda.

Otro medio de estabilización y de propulsión que se emplea por tanto para modificar la altitud orbital de satélites y más rápido, es la llamada tobera de propulsión (*thruster*), que es un propulsor a base de gas. Este sistema de estabilización por su costo y complejidad no ha sido incluido aun en SATEDU.

1.7 La reducción de costos como base global de diseño y desarrollo

En SATEDU se busca emular de manera casi total un satélite real, pero con la diferencia de que está fabricado con partes comerciales muy económicas, a diferencia de un sistema real que se ensambla con partes especializadas de uso militar o aeroespacial de costo elevado.

Aunque actualmente la empresa *Colorado Satellite Services*, comercializa un sistema satelital educativo, este tiene un costo considerablemente elevado que es de USD\$7995; este costo es debido en principal medida a su manufactura. Entre otros aspectos, está fabricado con circuitos impresos multicapa, tiene una estructura de acrílico, espaciadores de tarjetas hechos a la medida y un subsistema de comunicaciones comercial. Por otro lado, SATEDU está compuesto por circuitos impresos de dos capas, una estructura sumamente económica y fácil de reemplazar, un subsistema de comunicaciones de desarrollo propio, y además, cabe destacar que algunos de estos subsistemas pueden ser utilizados dentro de un sistema real, es decir se han diseñado para emplearse en vuelos orbitales.

Esto hace que SATEDU, además de ser más económico, sea un sistema de mayor valor agregado, por las alternativas de uso que tiene y por sus posibilidades de expansión.

Capítulo 2

El subsistema de potencia en pequeños satélites y en sistemas de entrenamiento

2.1 Introducción

La potencia energética de los satélites varía según su tamaño, la aplicación del mismo, la cantidad y acciones de las cargas útiles que lleva a bordo. SATEDU está desarrollado bajo las normas del estándar llamado *CubeSat*, desarrollado por la Universidad de Stanford y la Universidad Politécnica del estado de California (CalPoly), el cual señala que las dimensiones externas del picosatélite deben ser $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ y un peso máximo de 1kg. Por esta razón, el enfoque de este capítulo se hará sobre diversos picosatélites considerados dentro de la clasificación de *CubeSat*'s.

2.2 Subsistemas de potencia en pequeños satélites

Hoy en día existen diversos proyectos tipo *CubeSat* en el mundo, cuyos subsistemas de potencia difieren entre sí, según las necesidades energéticas que demanda el sistema completo. Un primer ejemplo de ello es el *AAU CubeSat*, desarrollado por la Universidad de Aalborg, Dinamarca (figura 2.1), en Septiembre de 2001 y lanzado en Junio del 2003 [5]. Fue un proyecto de carácter estudiantil cuyo principal propósito era dar a sus estudiantes la experiencia y el conocimiento en tecnología satelital que implicaba tanto su diseño como su construcción. La misión científica consistió en tomar fotografías de la superficie de la Tierra, particularmente de Dinamarca, empleando la carga útil (cámara fotográfica) que llevaba a bordo.

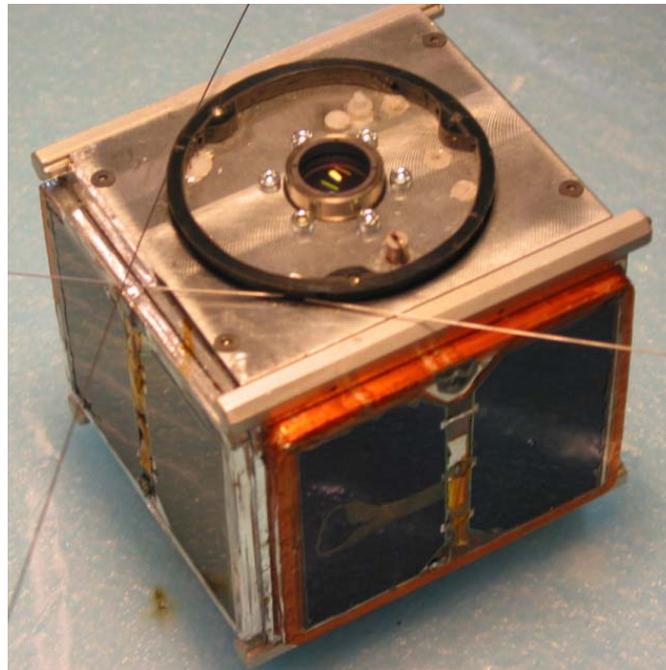


Figura 2.1 AAU.

El diagrama de bloques de su subsistema de potencia se muestra en la figura 2.2:

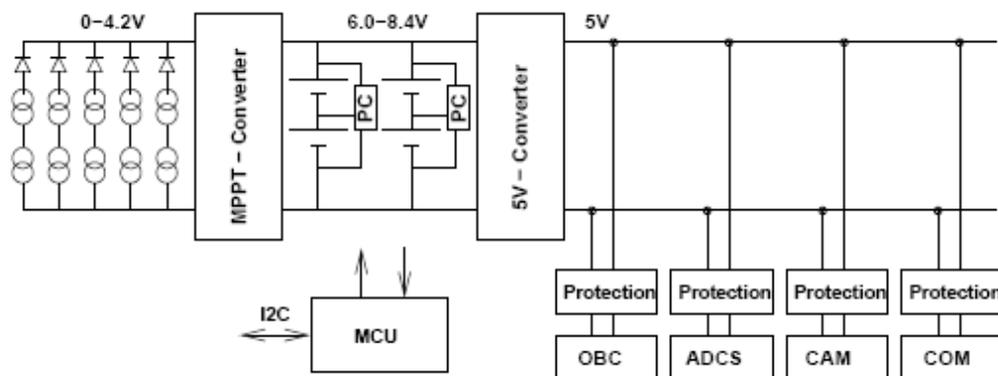


Figura 2.2 Diagrama de Bloques del Subsistema de Potencia del AAU *CubeSat*.

Cinco caras del satélite poseen paneles solares, constituidos por dos celdas solares cada uno conectadas en serie en cada cara y estos arreglos conectados en paralelo respecto a las demás caras. El voltaje que ofrece la configuración de la conexión es de aproximadamente 4 V, dependiendo de la iluminación. Cuenta con diodos de protección para proteger a las celdas contra corriente inversa.

Entre los paneles y las baterías, se encuentra un convertidor MPPT (*Maximum Power Point Tracking*), el cual es un sistema que permite al módulo (en este caso los paneles) producir máxima potencia.

Las baterías son de *Li Ion*, con un voltaje nominal de 3.7V y corriente de 920mAh; sus dimensiones son de 69 x 39 x 4.9 mm³, y se encuentran conectadas en un arreglo en paralelo de dos baterías en serie. Cuentan con circuitos de protección contra la sobrecarga y descarga.

Incorpora un convertidor de voltaje de 5V, que es el único voltaje que alimenta a todos sus subsistemas.

Además, protege a cada subsistema satelital contra el efecto *latch up* de forma que cuando este fenómeno se presenta por efectos de radiación, todos los subsistemas son apagados por un lapso de 36 segundos. Esta misma circuitería la emplea para encender y apagar los subsistemas que la computadora de vuelo le indique, por medio de su microcontrolador.

Después del lanzamiento, el AAU *CubeSat* estuvo en servicio durante dos meses y medio, antes de que las baterías perdieran su capacidad energética para que el sistema pudiera continuar sus operaciones. Durante este periodo, solo una cantidad limitada de información fue descargada exitosamente del satélite, debido a un problema en la transmisión. Sin embargo, como primer paso dentro de la tecnología picosatelital en Dinamarca, el proyecto AAU *CubeSat* es considerado un éxito, y con base en esta experiencia, la Universidad de Aalborg optó por construir un segundo picosatélite tomando como base los beneficios y el conocimiento obtenidos en este proyecto, del cual se hablará más adelante en este capítulo.

En Junio de ese mismo año, otros 2 picosatélites fueron lanzados al espacio. Estos fueron el *CanX 1* y el *CUTE 1*. El *CanX 1* (figura 2.3) surge dentro del programa llamado *Canadian Advanced Nanospace eXperiment* desarrollado por el Instituto para Estudios Aeroespaciales de la Universidad de Toronto en Canadá [6]. Dicho programa proporciona acceso rentable al espacio para la comunidad de la investigación y desarrollo en el país y en el extranjero con el uso de nanosatélites y de picosatélites. La misión del *CanX 1* fue verificar la funcionalidad de nueva tecnología electrónica en órbita espacial así como obtener imágenes a color y blanco y negro de la Luna y la Tierra y con ello validar el subsistema de estabilización.

El subsistema de potencia del *CanX 1* provee voltajes regulados, es capaz de controlar el encendido y apagado de todo los subsistemas, con excepción de la computadora de vuelo, la cual siempre se mantiene encendida;

además incorpora protección contra sobrecorriente. El módulo de potencia está conformado por baterías de *Li Ion* con una capacidad de 3600 mAh y voltaje nominal de 3.7V. También cuenta con 6 paneles solares conectados en paralelo, dispuestos en cada cara del *CanX 1*. Cinco de estos paneles están conformados por dos celdas solares conectadas en serie, con lo que se obtiene un voltaje entre 4.4 y 5 V y en el peor caso, cada panel ofrece 1.63W.



Figura 2.3 CanX 1.

El panel restante está compuesto solo por una celda debido a que la carga útil se encuentra en esa misma cara del picosatélite, por lo tanto es empleado un convertidor MPPT con el fin de mantener balanceada la potencia de este panel respecto a los demás.

Por otra parte, el *CUTE 1* (*Cubical Titech Engineering satellite*), figura 2.4, es un *CubeSat* fabricado por el Instituto Tecnológico de Tokio, cuyos objetivos fueron reducir costos empleando componentes comerciales, además de obtener experiencia en el diseño, desarrollo y procesos de operación del sistema satelital [7].

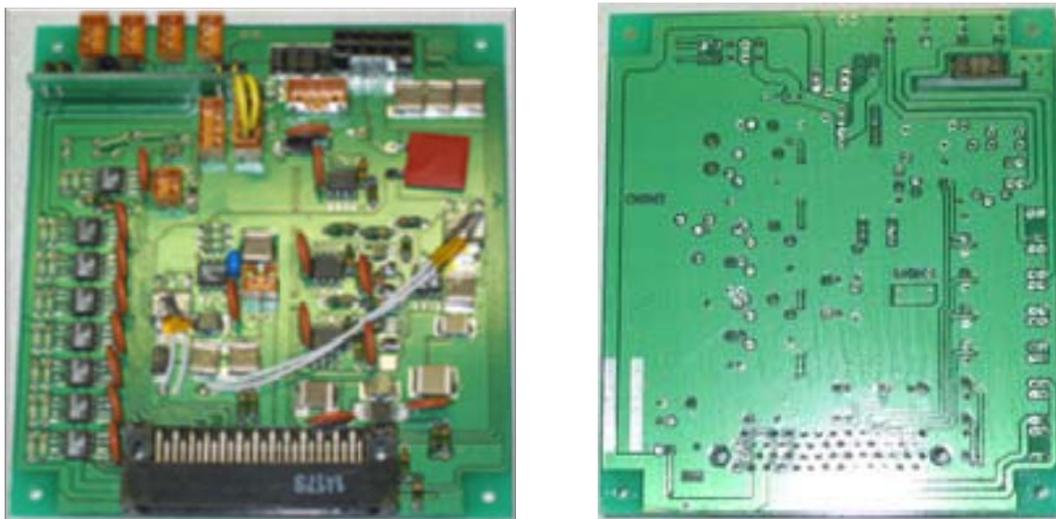


Figura 2.4 De izquierda a derecha, vistas superior e inferior de los circuitos impresos del subsistema de Potencia del CUTE 1.

Sus baterías son *Li Ion* con un voltaje de 3.7V y corriente de 1040mAh. Las funciones de su subsistema de Potencia son controlar la energía eléctrica generada por las celdas solares, regular voltajes, obtener telemetría de voltaje y corriente de las baterías y del *bus*, así como la temperatura del circuito impreso, reguladores y baterías.

En Abril de 2008, la Universidad de Aalborg en Dinamarca, en conjunto con la Universidad de Ingeniería de Copenhagen, lanzaron al espacio su segundo picosatélite, al que nombraron *AAUSAT II* [8], sucesor del *AAU*. Ellos continuaron con el concepto de *CubeSat*, dado que su principal interés son los estudiantes, pues esta es una manera de que ellos participen en el proceso de fabricación de un sistema complejo como lo es un satélite. Esto les permite trabajar en equipo y, a su vez, coordinar sus acciones con otros grupos.

La misión principal, técnicamente hablando, es conseguir comunicación unidireccional con el satélite, y como segunda misión, establecer comunicación de tipo bidireccional. El *AAUSAT II*, (figura 2.5), lleva consigo dos experimentos, uno es el sistema de estabilización y el otro un detector de rayos gama; este último es activado una vez que es establecida la comunicación bidireccional.

El Sistema Eléctrico de Potencia provee y controla el manejo de la energía y la inicialización del sistema. Dentro de sus funciones se encuentran el almacenamiento de energía (baterías), su conversión, distribución, regulación y protección, así como el envío de telemetría. Cuando el satélite se encuentra en órbita, la energía es provista por celdas solares; en caso de eclipse, las baterías son las que la proveen.

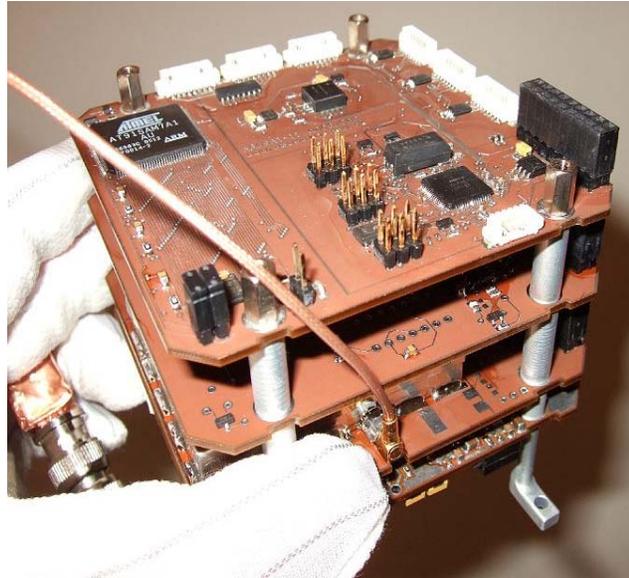


Figura 2.5 Montaje de las tarjetas del AAUSAT II.

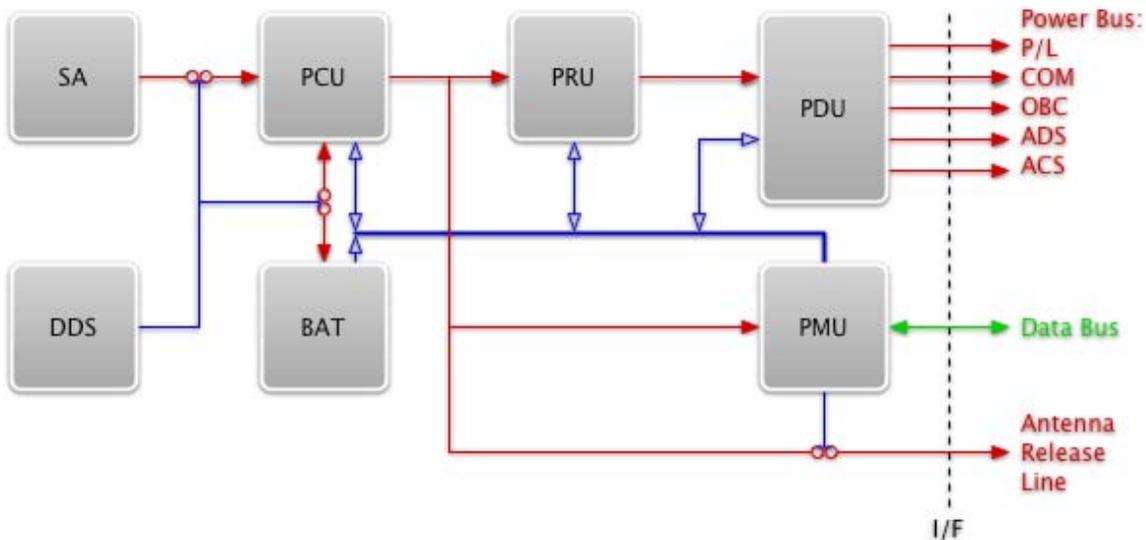


Figura 2.6 Diagrama de bloques del Subsistema de Potencia del AAUSAT II.

De acuerdo al diagrama de bloques (figura 2.6), el subsistema de potencia está conformado por un arreglo de celdas solares (*Solar Array*, SA) conectadas en combinaciones serie y paralelo. Emplea baterías recargables de *Li Ion*, cuya temperatura es monitoreada por el microcontrolador (*Power Management Unit*, PMU) y el cual suspende el proceso de carga si el rango de temperatura es excedido. La conversión de energía es llevada a cabo por la unidad de acondicionamiento de energía (*Power Conditioning Unit*, PCU); de ahí es llevada a la unidad de regulación (*Power Regulation Unit*, PRU). Esta consiste en un convertidor DC-DC que regula el voltaje del *bus* de las baterías en dos niveles diferentes de voltaje que alimentan a la unidad de distribución de energía (*Power Distribution Unit*, PDU), quien distribuye el voltaje a cada subsistema. Cada *bus* está protegido contra corto circuito y es monitoreado por el microcontrolador.

Durante la inicialización, el microcontrolador activa al subsistema de potencia y al mecanismo de lanzamiento de la antena y energiza al subsistema de comunicaciones, el cual autónomamente transmite a la estación terrena y se queda a la espera de recibir los comandos e instrucciones por llevar a cabo. Finalmente, todo el sistema completo es energizado y solo a causa de una falla o por descarga de las baterías es que el microcontrolador apagará al sistema.

Este subsistema incorpora además dos interruptores (*Deployment Detection Switch*, DDS) que impiden el paso de energía hacia el satélite mientras éste está siendo lanzado al espacio (también conocidos como *Kill Switch*). Una vez fuera del lanzador, el circuito se cierra, permitiendo que el paso de energía fluya nuevamente.

En ese mismo lanzamiento, tres *CubeSat*'s más fueron enviados al espacio: el *COMPASS 1*, el *SEEDS 2* y el *Delfi C3*. El *COMPASS 1* (figura 2.7) fue fabricado por la Universidad de Ciencias Aplicadas de Aachen, Alemania [9]. El principal objetivo que persiguieron fue el de ganar experiencia, como lo ha sido en la mayoría de los proyectos *CubeSat*, además de que, para los creadores del *COMPASS 1*, el hecho de ver su picosatélite terminado, es en sí ya un éxito, pero tenerlo en órbita lo es aún más.

Dentro de sus demás objetivos están: colaborar y establecer contacto con la industria, las Universidades y otros grupos que desarrollen *CubeSat*'s, ahondar en los procesos ingenieriles de sistemas y equipos dinámicos, así como profundizar en las materias que atañen a esta rama. Además su interés era el de validar tecnología para aplicaciones espaciales de productos COTS (*Comercial-Off-The-Shelf*), establecer comunicación con el picosatélite y probar su sistema de estabilización.

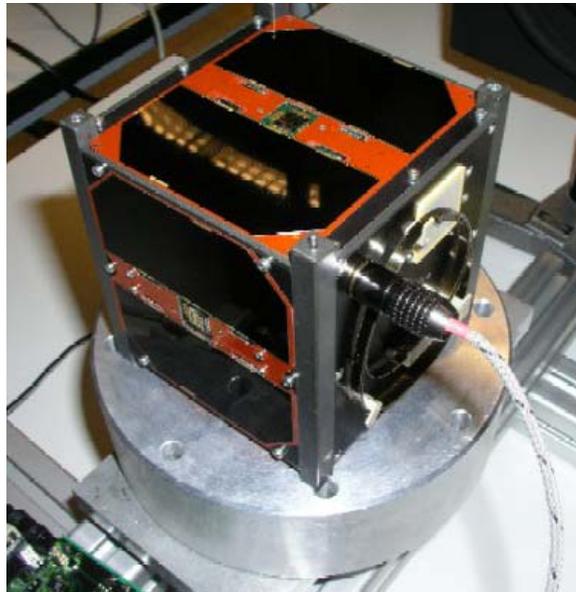


Figura 2.7 COMPASS 1.

Cinco caras del picosatélite cuentan con celdas solares, la restante es la que contiene a la carga útil. Cada arreglo de celdas solares está conectado en serie con los demás y la salida está conectada hacia un convertidor DC-DC para obtener un voltaje estable. Éste alimenta un dispositivo que controla la carga de baterías, las cuales son de *Li Ion* y provee la alimentación al subsistema. En modo de emergencia, el *Kill Switch* es abierto y la corriente fluye hacia el circuito que controla la energía y hacia el subsistema de comunicaciones. Los demás subsistemas pueden ser desconectados de la fuente de alimentación por medio del microcontrolador, además de que este envía la información referente al estado actual del satélite (figura 2.8).

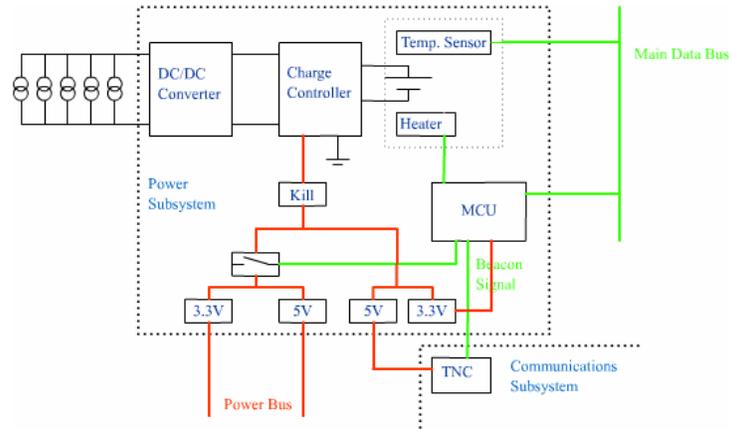


Figura 2.8 Diagrama de bloques del Subsistema de Potencia del COMPASS 1.

Por otra parte, el *SEEDS 2* (figura 2.9) es un *CubeSat* desarrollado por estudiantes del Departamento de Ingeniería Aeroespacial del Colegio de Ciencia y Tecnología de la Universidad de Nihon, Japón [10]. Dentro de los objetivos de la misión se encuentran el envío y recepción de telemetría de voltaje de baterías y temperatura, lectura de sensores geomagnéticos y de giro, así como la reproducción de audio previamente grabada para que las personas alrededor del mundo sean capaces de escuchar la “voz” del *SEEDS 2*.

El satélite incorpora cuatro baterías de *Li Ion*, cuyo control de carga lo ejerce el microcontrolador del subsistema de potencia, decidiendo entre cargar las baterías o detener el proceso de carga; además incorpora tres interruptores que pueden abrirse y/o cerrarse por medio de comandos.



Figura 2.9 SEEDS 2.

El *SEEDS 2* no incorpora medios de estabilización y cuenta con ocho celdas solares por lado, generando una potencia de aproximadamente 1600mW.

Finalmente, el último de los satélites previamente mencionados, es el *Delfi C3* (figura 2.10), el cual es un *CubeSat* triple, es decir, sus dimensiones son de $10 \times 10 \times 30 \text{ cm}^3$. Dado que su peso es superior a un kilogramo, este se categoriza dentro de la rama de los Nanosatélites. Es el primer proyecto estudiantil nanosatelital creado por los departamentos de Ingeniería de Sistemas Espaciales y el de Microelectrónica de la Universidad de Tecnología de Delft, en los Países Bajos [11]. El proyecto estuvo integrado por estudiantes de las carreras de Ingeniería Aeroespacial, Electrónica y Computación. En la última década el diseño satelital se convirtió en una disciplina de suma importancia para la Facultad de Ingeniería Aeroespacial de esta Universidad; por ello, en el 2004 se terminó la construcción de un cuarto limpio clase 100,000. Aunado con el equipo existente en los laboratorios, esto facilitó no solo el diseño, sino además la producción y ensamblaje del *Delfi C3*.

Durante el desarrollo del *Delfi C3*, la compañía “Dutch Space” se acercó a la Universidad para discutir la posibilidad de validar en el espacio un nuevo tipo de celdas solares delgadas. A su vez, el Instituto Holandés para la investigación de la Ciencia y la Industria (TNO) mostró interés y se unió a la iniciativa de emplear dos sensores de luz solar que utilizan comunicación inalámbrica para la transferencia de datos, y que se encuentran localizados en lados opuestos del satélite. Una tercera tecnología ‘nueva’ a validar, consistió en un transceptor avanzado de alta eficiencia clasificado para su uso en Pico y Nanosatélites. Con estas tres nuevas tecnologías como cargas útiles y el concepto de *CubeSat* como principio básico para el diseño, el *Delfi C3* se convirtió en el primer satélite diseñado y realizado por la Universidad de Tecnología de Delft.

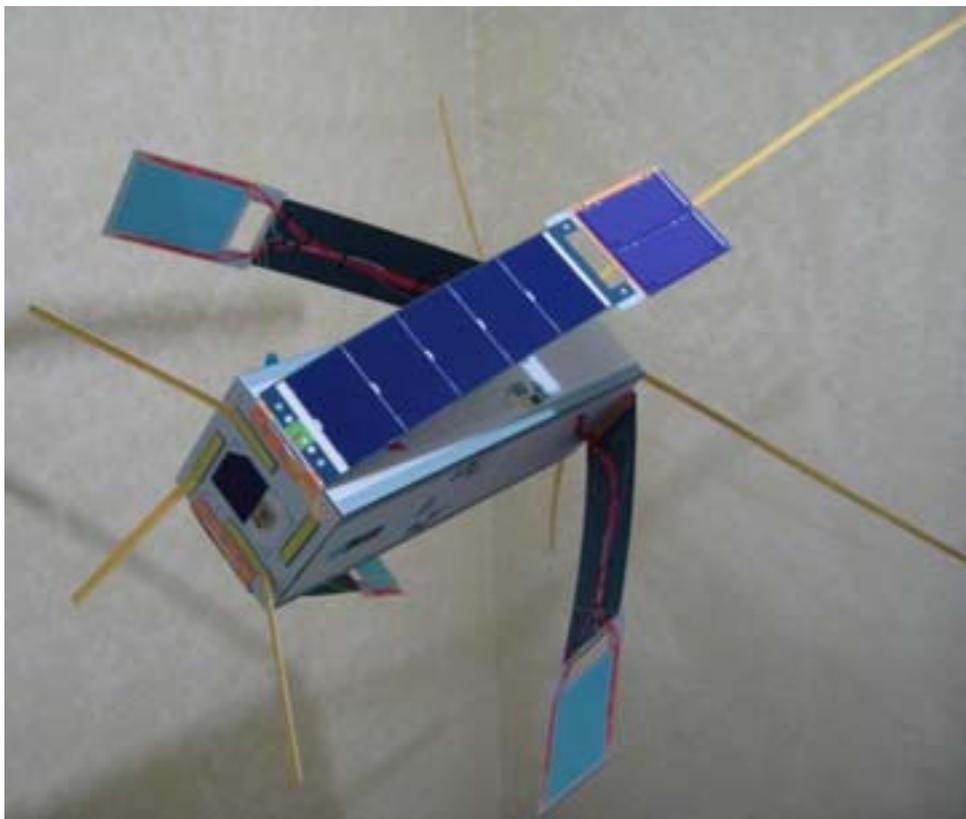


Figura 2.10 Vista artística del Delfi C3.

Asociado con todo esto, el *Delfi C3* es un proyecto de tesis de maestría, su principal objetivo educacional es otorgar a los estudiantes la oportunidad de adquirir experiencia de forma interdisciplinaria dentro del área ingenieril, al desarrollar una aplicación desafiante en el mundo real.

En cuanto a su subsistema de potencia, (figura 2.11), éste se encarga de generar la energía eléctrica y suministrarla a los demás subsistemas de una forma apropiada. Para generar la energía emplea cuatro paneles solares, compuestos cada uno por 5 celdas conectadas en serie. Una de las características más significativas es la ausencia de baterías; por lo que toda la energía requerida debe ser provista por las celdas solares, lo cual implica que el *Delfi C3* no se encontrará en operación mientras exista un eclipse.

El voltaje que se obtiene de los paneles se convierte en los 12V presentes en el *bus*. Cada arreglo de celdas cuenta con su propio convertidor de voltaje para asegurar redundancia en el sistema. El voltaje del *bus* se regula en diferentes niveles de voltaje: -1.25, 3.3, 5 y 12V.

Adicionalmente, incorpora interruptores que acciona el microcontrolador cuando este recibe un comando de la computadora de vuelo. Sin embargo, la computadora de vuelo, el subsistema de comunicaciones y el microcontrolador propio de potencia, no pueden ser desenergizados. Por lo tanto se encontrarán encendidos siempre y cuando el voltaje del *bus* se mantenga en su valor nominal (12V).

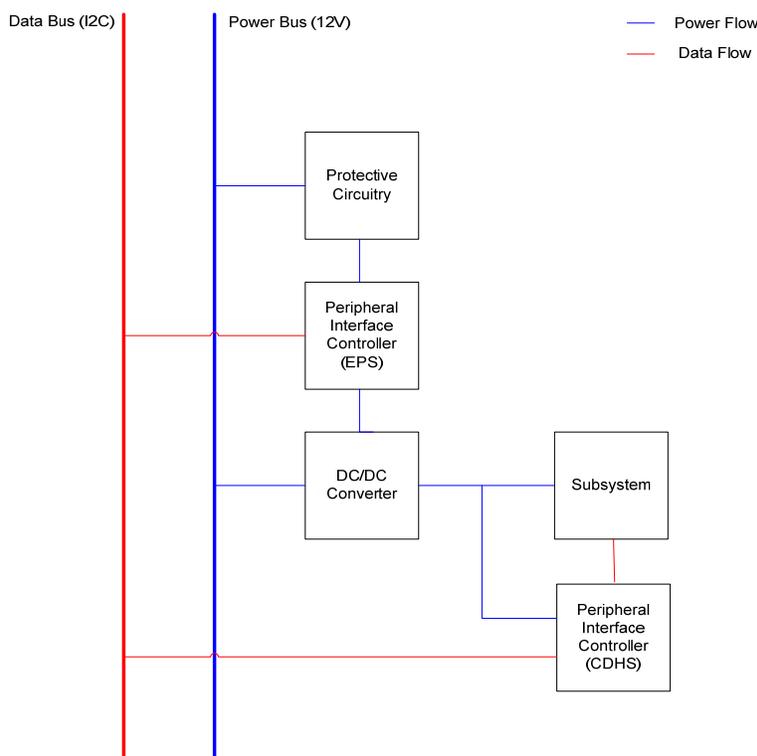


Figura 2.11 Diagrama de bloques del Subsistema de Potencia del Delfi C3.

A modo de resumen, la tabla 2.1 muestra las características más importantes de cada *CubeSat* discutido en este capítulo:

Nombre del <i>CubeSat</i>	País de Origen	Año de Lanzamiento	Voltaje de baterías [V]	Corriente de baterías [mA]
AAU	Dinamarca	2003	3.7	920
CANX 1	Canadá	2003	3.7	3600
CUTE 1	Japón	2003	3.7	1040
AAUSAT II	Dinamarca	2008	3.7	Sin especificación
COMPASS 1	Alemania	2008	3.7	Sin especificación
SEEDS 2	Japón	2008	3.7	Sin especificación
DELFI C3	Países Bajos	2008	Sin baterías	Sin baterías

Tabla 2.1 Características de diversos *CubeSat*'s.

2.3 Subsistemas de Potencia en sistemas de entrenamiento de Tecnología Satelital

El concepto de satélite educativo también lo concibió la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, quienes han desarrollado un satélite llamado *EyasSat* (figura 2.12) completamente funcional, diseñado para la enseñanza, tanto en las aulas como en el laboratorio dentro de la carrera de Ingeniería de Sistemas Espaciales [2]. El *EyasSat*, cuyo nombre significa “satélite halcón bebé”, fue desarrollado bajo el acuerdo cooperativo de investigación y desarrollo de la Academia de la Fuerza Aérea Estadounidense y la compañía de Servicios Satelitales en Colorado (CSS). Consta de varios módulos y *software* que emula la operación de los subsistemas de un satélite real.

El Satélite de Laboratorio *EyasSat* fue desarrollado con el fin de satisfacer las necesidades de equipo y *software* empleados en materias referentes a diseño satelital y se ofrece a la venta en el mercado por medio de la compañía CSS.

Los módulos que integra son:

- ❖ Potencia
- ❖ Sistema de operaciones
- ❖ Estabilización (incluye rueda inercial)
- ❖ Estructura con paneles y sensores
- ❖ Comunicaciones

Actualmente lo emplean en el Departamento de Astronáutica de la Academia de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, en el Comando Espacial Estadounidense y en diversas universidades. En la Fuerza Aérea se emplea en el área de laboratorios en el 3er. Curso de la carrera de Ingeniería de Sistemas Satelitales y está siendo utilizado en otras materias de Astronáutica. Los estudiantes toman clases para conocer cada subsistema del *EyasSat* y después ponen en práctica sus conocimientos trabajando con el satélite educativo.

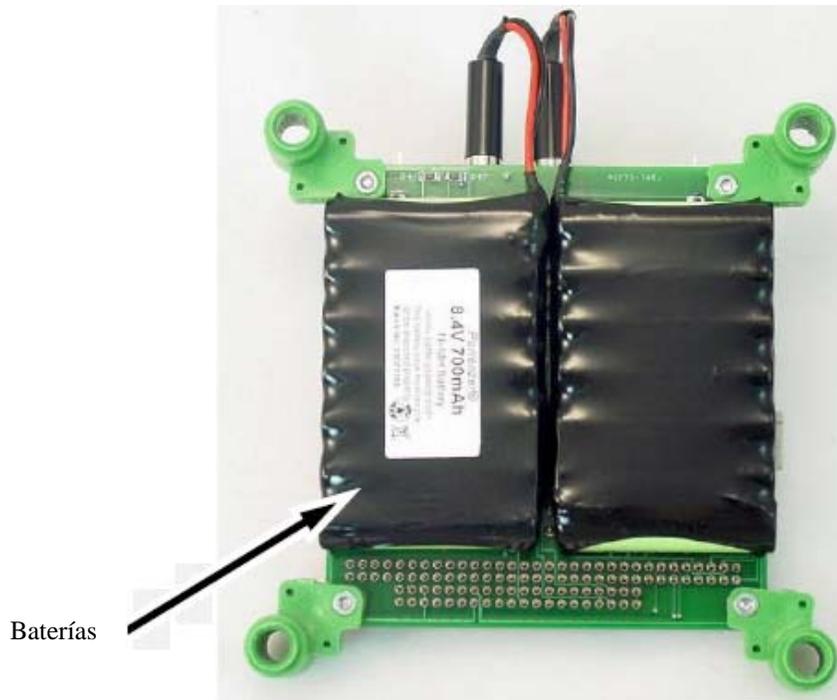
Algunas características generales del *EyasSat* son:

- ❖ Incorpora la mayoría de los subsistemas de un satélite real, lo cual lo convierte en un sistema completo para su uso en entrenamiento, tanto de estudiantes como de egresados.
- ❖ Concentra varias tarjetas (circuitos impresos) conectados en forma apilada, incluye paneles solares, sensores e interruptores de separación, para simular la estructura y demás componentes de un satélite real.
- ❖ Su forma modular permite flexibilidad para añadir módulos de experimentos, es decir, para agregar alguna carga útil.
- ❖ Su arquitectura de cómputo está distribuida adecuadamente de manera que la mayor parte de los módulos son independientes entre sí, empleando su propio microcontrolador.
- ❖ La conexión entre subsistemas se lleva a cabo de manera fácil, ya que utiliza conectores de costilla para ello.
- ❖ Cuenta con un interruptor que enciende y apaga al sistema completo.
- ❖ Provee voltajes regulados de 5V y 3.3V, así como el voltaje mismo de la batería en caso de requerir mayor energía.
- ❖ Diez canales para telemetría referente al subsistema de potencia.
- ❖ Comunicación RF
- ❖ Canales de comunicación independientes, por lo que se pueden emplear varios *EyasSat*'s en una misma aula.
- ❖ Módulo de estabilización
- ❖ Hasta 10 canales para telemetría de sensores de luz solar, de inclinación y un magnetómetro de 2 ejes.
- ❖ Computadora principal que realiza la interfaz con los demás módulos.
- ❖ Comandos simples para recepción de telemetría e información del estado del sistema, vía puerto serie.



Figura 2.12 *EyasSat*.

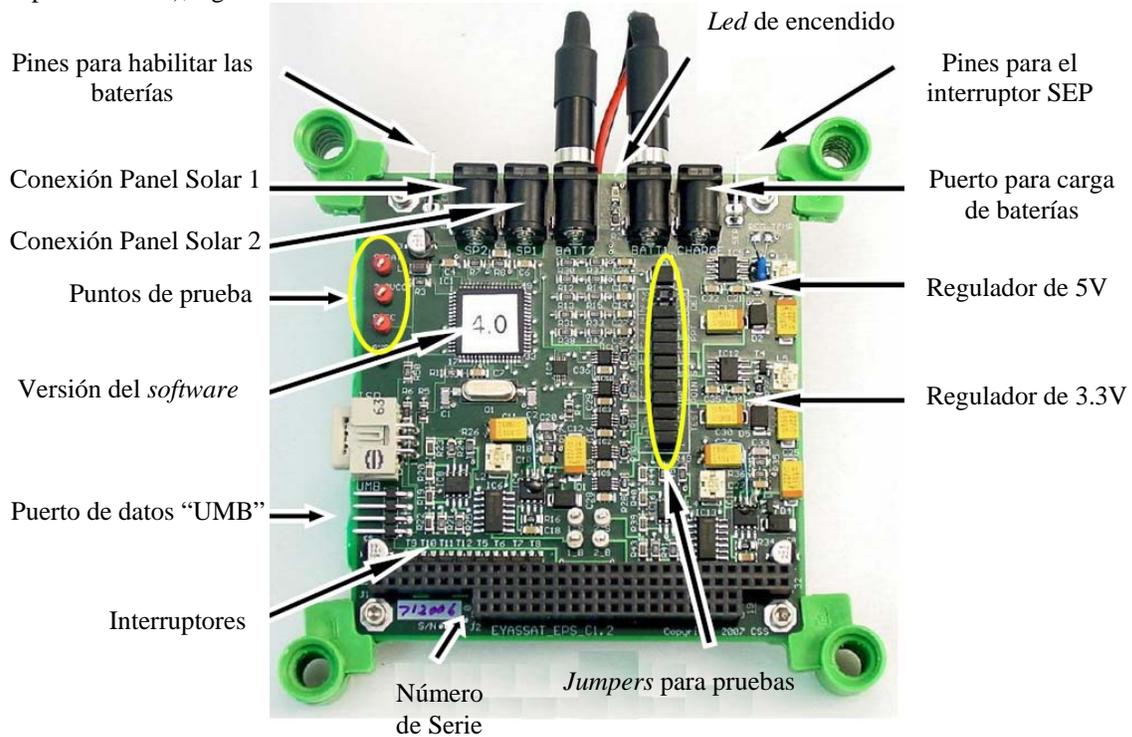
Su subsistema de potencia emplea baterías de Ni Mh (Níquel Metal Hidruro) en un arreglo de 7 baterías en serie (figura 2.13), y este conectado en paralelo a otro arreglo similar, de manera que el voltaje final que se tiene es de 8.4V y una corriente de 1400mAh.



Baterías

Figura 2.13 Subsistema de Potencia, vista inferior.

Incorpora tres puntos para medición de voltaje y corriente de las baterías y las celdas solares (puntos de prueba). Además integra un interruptor llamado SEP (*separation switch status*), el cual es empleado para saber cuando se ha separado el satélite del vehículo de lanzador. La forma en que lo emula el *EyasSat* es a través de un *jumper*, en tanto que con el *software* leen si está presente un 1 ó un 0 lógico (cerrado o abierto, respectivamente), figura 2.14.



Pines para habilitar las baterías

Conexión Panel Solar 1

Conexión Panel Solar 2

Puntos de prueba

Versión del *software*

Puerto de datos "UMB"

Interruptores

Número de Serie

Led de encendido

Pines para el interruptor SEP

Puerto para carga de baterías

Regulador de 5V

Regulador de 3.3V

Jumpers para pruebas

Figura 2.14 Subsistema de Potencia, vista superior.

Para realizar la carga de baterías del EyasSat, se emplea una fuente de DC, cuyo voltaje debe establecerse en 10V y una corriente de 0.7A, no debiendo cargar las baterías por más de una hora y sin supervisión. Cuando la corriente desciende por debajo de 0.2A las baterías se encuentran completamente cargadas.

Tiene dos celdas solares de 9V y 120mA cada una. Cuenta con dos reguladores de voltaje de 5V y 3.3V, cuyas salidas son controladas con interruptores, ocho en total (figura 2.15).

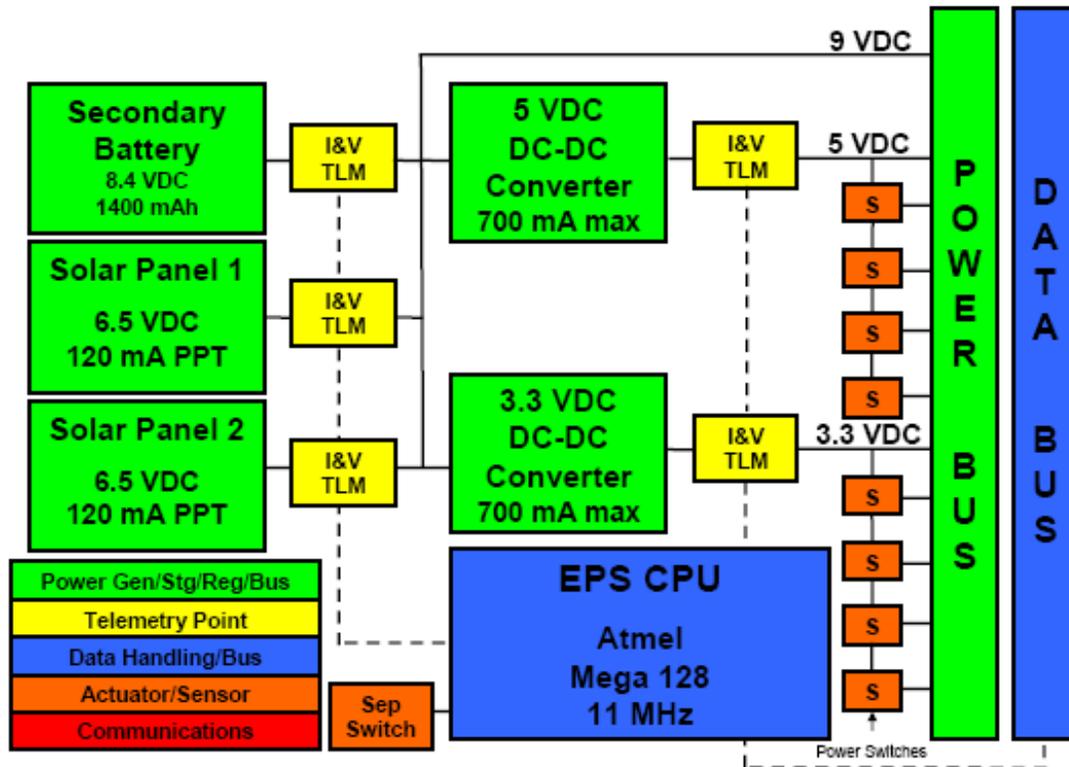


Figura 2.15 Diagrama de bloques del subsistema de potencia del EyasSat.

En los capítulos siguientes se explicará a fondo el subsistema de Potencia de SATEDU y los componentes que le atañen.

Capítulo 3

Módulos del subsistema de potencia de SATEDU

3.1 Introducción

La generación de energía eléctrica en un satélite es uno de los requerimientos más importante para la operación tanto de la plataforma satelital como de sus cargas útiles. Por tal razón, ante la falla del sistema de potencia se presenta irrevocablemente la pérdida de la misión espacial, al respecto es importante subrayar que varios sistemas satelitales han fallado debido a esto. Un caso reciente de este tipo de falla se dio en la misión SSETI que fue elaborada por un consorcio de Universidades Europeas [12]. No obstante que SATEDU no se empleará en órbita espacial, se debe enfatizar que algunos de sus subsistemas fueron desarrollados para emplearse en misiones satelitales reales, siendo un caso específico su subsistema de potencia, el cual es el objeto de estudio de esta tesis.

Por otro lado, debe destacarse que la demanda de energía en un satélite siempre es una necesidad creciente, la cual depende directamente de la complejidad y la sofisticación de sus subsistemas, así como de las características operativas de la misión [13].

Entonces, aunque SATEDU no esté diseñado como un satélite de vuelo, la intención es que varios de sus subsistemas, entre ellos el de potencia, se puedan trasladar con relativa sencillez hacia una versión de vuelo que se pueda utilizar ya sea en Picosatélites o en Nanosatélites reales.

En general, un sistema de potencia consta de tres elementos principales:

- Un módulo de generación de energía,
- Un módulo de almacenamiento de energía y,
- Una red de distribución y control de energía.

La arquitectura electrónica del SIP de SATEDU se divide en dos tarjetas diferentes que se complementan una con la otra. La primera tarjeta contempla toda la parte de regulación de voltaje, control de líneas para encendido y apagado de equipo (control de empleo de energía), envío de telemetría y sistema de protección contra efecto *latch up*, a la cual se le asignó el nombre de tarjeta de Electrónica. La segunda tarjeta contiene a las baterías, a sus circuitos de carga y a los interruptores mecánicos dispuestos para su uso en el Picosatélite, a esta se le denominó Tarjeta de Baterías.

En este capítulo se describen los elementos que conforman al SIP de SATEDU.

3.2 Módulo de Generación de Energía Eléctrica

La generación de energía eléctrica en SATEDU se realiza a través de Celdas Solares, las cuales son flexibles y ligeras, cada una otorga 3V y 55mA. Estas celdas solares son de tipo comercial, auto-adheribles, económicas y además ya han sido empleadas con éxito en misiones espaciales de órbita baja (figura 3.1).

La intención del empleo de celdas es que éstas contribuyan a cargar las baterías de SATEDU ya sea cuando éste se utilice para hacer demostraciones, o bien, cuando se encuentre en estado de espera de uso por parte del usuario.

La conexión empleada en las celdas solares es un arreglo 3S3P (3 en serie 3 en paralelo) con lo que se obtiene un voltaje de 9V y una corriente de 165mA, el cual es un requerimiento mínimo para alimentar al circuito de carga de baterías.



Figura 3.1 Celdas solares.

3.3 Módulo de Almacenamiento de Energía Eléctrica

El almacenamiento de energía en SATEDU se realiza por medio de baterías recargables de *Li Ion*. Éstas tienen la mejor relación costo beneficios para el caso de SATEDU, entre ellas el tamaño (dimensiones), alta disponibilidad en el mercado de telefonía celular y eficiencia. Las baterías pueden ser divididas en dos categorías principales: baterías primarias y baterías secundarias. La tabla 3.1 muestra algunos ejemplos:

Baterías Primarias	Baterías Secundarias
Zinc Carbón	Ácido Plomo
Alcalinas	Níquel Cadmio
Litio	Níquel Metal Hidruro
	Litio Ion
	Litio Polímero

Tabla 3.1 Tipos de Baterías

Las baterías primarias (no recargables) producen una reacción química irreversible. Las de Zinc Carbón fueron las primeras en introducirse al mercado. Las baterías alcalinas son comúnmente empleadas en reproductores de discos compactos, controles remotos, relojes de pared, etc. Las baterías tipo botón como las que emplean las calculadoras y los relojes, son baterías de litio, conformadas por metal de litio.

Las baterías secundarias son recargables, por lo que al hacer circular una corriente a través de ellas en dirección opuesta a aquella en la cual se descargan, se revierte la reacción química (figura 3.2).

Las baterías más comunes en este ramo, incluyen Ácido Plomo, Níquel Cadmio, *Níquel Metal Hidruro*, *Litio Ion* y *Litio Polímero*.

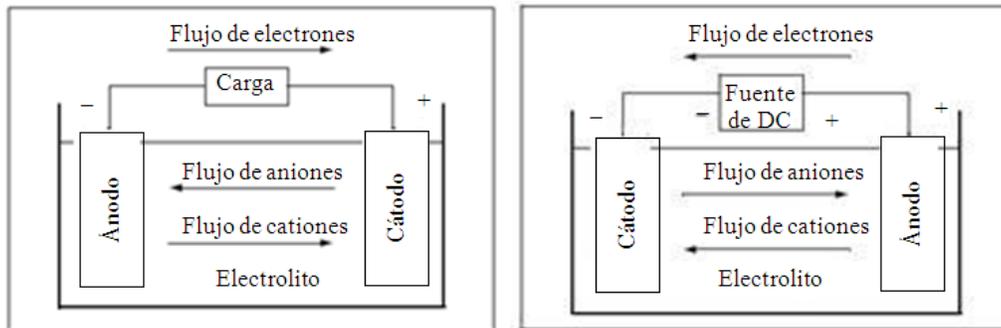


Figura 3.2 De izquierda a derecha, descarga y carga, respectivamente, de una batería.

Las baterías de Ácido Plomo se emplean típicamente en aplicaciones automotrices debido a su tamaño y peso. El enfoque de esta sección se hace sobre las baterías *Litio Ion* (Li+), sin embargo, primeramente se enmarcan las características de algunas baterías recargables:

- **Níquel-Cadmio (NiCd).** Hasta 1990, las baterías de Níquel Cadmio dominaban el mercado portátil y recargable, en aplicaciones como teléfonos celulares o inalámbricos. Ofrecen altas corrientes a voltajes relativamente constantes, además son tolerantes al abuso físico. Sin embargo, presentan el llamado efecto memoria, el cual consiste en que si una batería se descarga parcialmente y se vuelve a cargar (y esto se realiza en repetidas ocasiones) la batería ‘olvida’ que posee la capacidad de ser descargada más de lo que se ha venido haciendo, dando como resultado una degradación en el funcionamiento de la batería y acortando su tiempo de vida. Además, el Cadmio es un metal tóxico que afecta al medioambiente, aspecto que llevó al desarrollo de nuevas tecnologías como NiMh y Li+.
- **Níquel Metal Hidruro (NiMh).** Como una alternativa al cadmio, las baterías de NiMh han tenido éxito debido a su gran capacidad energética y a que su composición química es amigable con el medio ambiente. Además, ofrecen hasta un 40% más de energía comparadas con las de NiCd. Algunos aspectos negativos radican en que su tiempo de vida es menor si se exponen a altas temperaturas y se autodescargan con mayor rapidez que las de NiCd.
- **Litio Ion (Li+).** El litio es el metal más ligero que existe en la tabla periódica y ofrece el mayor potencial electroquímico. La capacidad energética de estas baterías es hasta tres veces mayor comparada con la de NiMh, son más ligeras en peso y su voltaje es más estable. Una de sus grandes ventajas es que no presentan el ‘efecto memoria’, fenómeno asociado con las baterías basadas en Níquel. Por lo tanto, las baterías Li+ son de bajo mantenimiento, es decir, no necesitan descargarse periódicamente para conservar su capacidad energética. Por otro lado, una desventaja es que tienden a descargarse aún cuando no se empleen, lo que, en otras palabras significa ‘envejecimiento’.

Las baterías de Li+ poseen una resistencia interna relativamente alta, la cual es debida a la circuitería adicional de protección que requiere este tipo de baterías. La principal razón de la necesidad de este tipo de protección es la seguridad del consumidor. Si se excede el ciclo de carga de la batería, puede resultar en un desensamble rápido, repentino y automático de la misma. Por el contrario, una descarga excesiva puede causar una degradación permanente en el funcionamiento de la batería.

Todas las baterías de Li+ emplean circuitería de protección para cumplir con los estándares IEC para Baterías Secundarias de Litio y el UL1642. Este circuito de protección consiste en dos MOSFET’s conectados en cualquier configuración de *drain* o *source* común. El circuito de carga de baterías que se emplee debe ser capaz de proveer la seguridad y confiabilidad requeridas en el proceso de carga, dejando a esta protección como último recurso [14].

El subsistema de potencia de SATEDU está conformado por 4 baterías Li + de teléfono celular, marca Nokia, cada una con capacidad de 3.7V nom. y 860 mAh, conectadas en un arreglo 2 en serie, 2 en paralelo (2S2P) (figura 3.3), obteniéndose finalmente 7.4V y 1720 mAh, suficientes para satisfacer las necesidades de voltaje y corriente para generar las alimentaciones eléctricas de los módulos del satélite educativo. Las baterías empleadas están fabricadas con materiales de alta calidad e incorporan diversos elementos de seguridad como protección contra corto circuito, construcción segura de la batería (para prevenir cortos circuitos internos), además de ventilación apropiada.

Adicionalmente, las baterías se prueban de acuerdo con estándares internacionales de calidad y exigencias propias de Nokia. Entre dichos estándares se incluyen: UL2054, UL1642, IEC 61960-1/2, IEC 60950, y GB/T 18287-2000 [15].

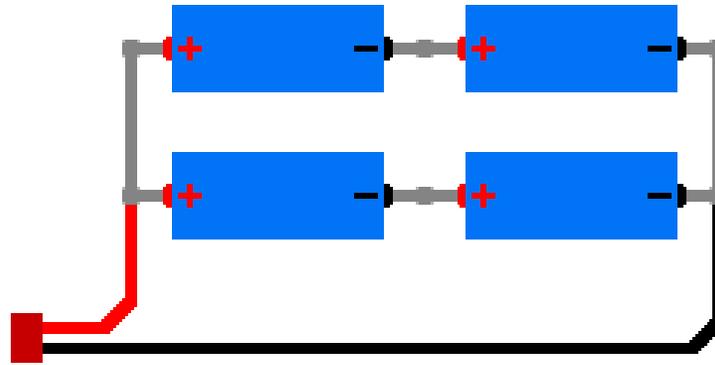


Figura 3.3 Interconexión entre baterías.

A la capacidad de corriente máxima que provee una batería en una hora, se le asigna la letra C, por lo tanto, si se emplea la nomenclatura 1C, implica que para el caso de SATEDU es igual a 860 mAh (mili Amperes hora).

3.4 Módulo de carga de baterías tanto por tableros solares como por tomacorriente externo

El sistema de control de carga de baterías es un sistema importante para mantener el tiempo de vida y la confiabilidad de las baterías.

El diseño realizado para SATEDU permite cargar las baterías ya sea por medio de un tomacorriente externo y/o a través de celdas solares.

Con el arreglo de celdas solares se obtienen hasta 165mA y dado que son dos circuitos de carga de baterías, la corriente máxima que se les inyectará será de 82.5mA (la mitad), siendo necesario utilizar otro tipo de fuente de alimentación para el circuito de carga que provea la corriente necesaria para que las baterías puedan cargarse de una forma más rápida. Esto se realiza mediante un tomacorriente externo de uso comercial, cuyo rango puede ir de los 9 V a los 12 V y que provea como mínimo la corriente programada para los circuitos de carga de las baterías, es decir, 300mA.

3.4.1 Proceso de carga de las baterías

Una característica propia de las baterías de Li⁺, es que su ciclo de carga es delicado, debido a que requieren de voltaje y corriente constantes para que mantengan su rendimiento eléctrico y se evite su calentamiento o deformación del empaquetado que pudiera dar origen a fugas.

El rango de operación de una batería de Li⁺ se encuentra entre 2.8V y 4.2V (figura 3.4). El circuito de protección interno está diseñado para inhibir la operación de la batería fuera de estos márgenes, con la principal intención de preservar la seguridad del usuario. Por lo tanto, la protección contra sobrecarga es su principal función, aunque además de ello, también previene la sobredescarga, con el fin de mantener la fiabilidad de la batería.

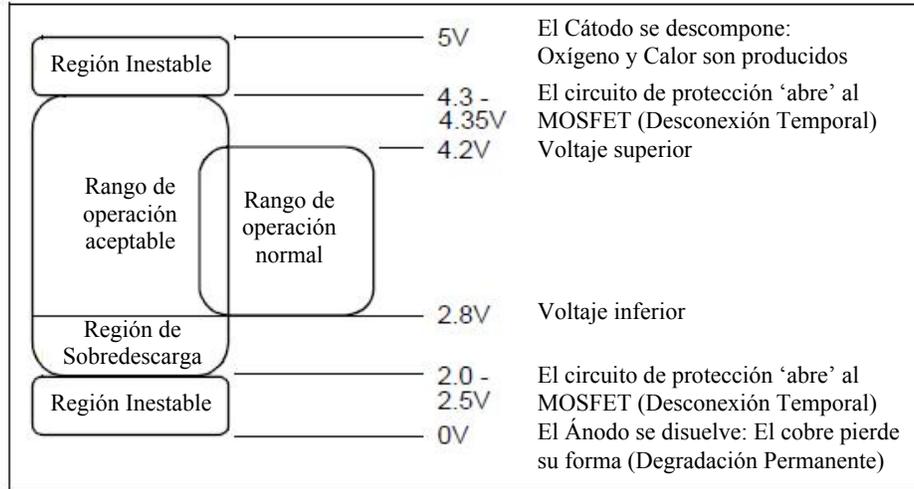


Figura 3.4 Rango de operación de una batería Li+.

El método preferido de carga de baterías de Li+ consiste de una corriente constante o controlada. A su vez, requiere de un algoritmo de voltaje constante, el cual puede dividirse en 3 estados, dependiendo de las condiciones de carga en las que se encuentra la batería [14]. A continuación se explica el proceso de carga.

- **Carga por goteo (Preacondicionamiento).** La carga por goteo se emplea para restaurar la carga energética en una batería que se encuentra por debajo de los 2.8V. La batería se carga con una corriente constante de 0.1C máximo (en este caso C=860 mAh).
- **Carga Rápida.** Una vez que la batería supera el umbral mínimo de 2.8V, la corriente de carga se eleva a 1C.
- **Voltaje Constante.** Cuando la batería alcanza los 4.2V, la carga rápida termina y da inicio el estado de voltaje constante. Para maximizar el funcionamiento, la tolerancia del voltaje de regulación debe ser mejor a ±1%. Una vez que se llega a este punto, no se recomienda continuar con la carga por goteo. La corriente de carga se monitorea y cuando disminuye por debajo de 0.07C termina la carga.

El diagrama de flujo que muestra el algoritmo completo para el proceso de carga se puede observar en el apéndice A.

Para recargar cualquier batería de manera rápida y confiable se requiere un circuito de carga de alto rendimiento. Por ello se deben considerar los siguientes parámetros para asegurar una solución que además sea rentable.

- **Fuente de Energía.** La fuente de energía que alimente al circuito de carga debe elegirse de manera que sea una opción económica y de fácil adquisición en el mercado, además, claro está, de que cumpla con los requerimientos del proyecto.
- **Corriente de carga rápida y precisión.** La elección de la topología para una aplicación definida debe determinarse por la corriente de carga rápida que se requiera.
- **Precisión en el voltaje de salida.** La precisión en el voltaje de regulación de salida es crítico para obtener la máxima capacidad de uso de la batería. Una pequeña disminución en la precisión resulta en una depreciación de la capacidad. Sin embargo, dicho voltaje no puede elevarse arbitrariamente debido a razones de seguridad y confiabilidad (figura 3.5 y 3.6)

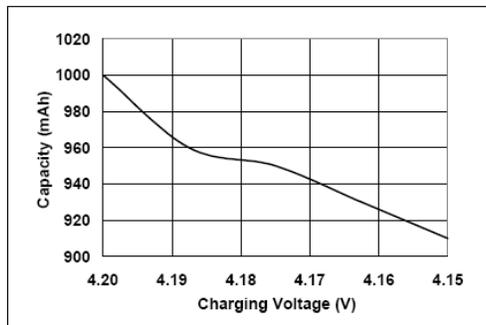


Figura 3.5 Capacidad vs Voltaje de Carga.

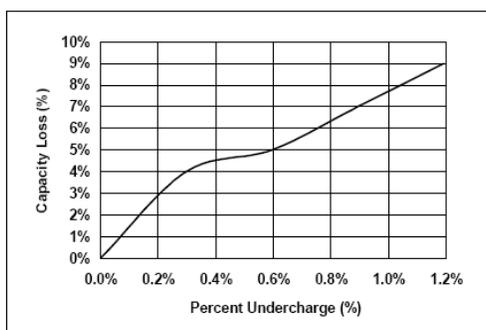


Figura 3.6 Pérdida de capacidad vs Tolerancia del Voltaje de Carga.

- Método de Terminación de Carga.** Existen dos métodos para finalizar el proceso de carga de baterías. El método primario monitorea la corriente de carga. Después de que el estado de voltaje constante ha iniciado, la corriente de carga empieza a disminuir. Se considera que el ciclo de carga ha terminado cuando la corriente de carga ha disminuido por debajo de $0.1C$, llegando al valor de $0.07C$. Como un control secundario redundante de seguridad se debe utilizar un temporizador. Si la batería no alcanza una carga completa dentro de un tiempo específico, el ciclo de carga debe finalizar, ya que si continúa podría causar que la batería se caliente, explote o se incendie.
- Monitoreo de la temperatura de la Batería.** El rango de temperatura sobre el cual debe cargarse una batería de Li^+ es de $0^{\circ}C$ a $45^{\circ}C$, típicamente, por lo que el cargar la batería fuera de este rango, puede provocar que ésta se caliente. Durante el proceso de carga, la presión dentro de la batería se incrementa, causando que se expanda. La temperatura y la presión se encuentran directamente relacionadas, por lo que si la temperatura incrementa, la presión puede llegar a ser excesiva. Esto puede provocar una avería mecánica al interior de la batería o una fisura. Además, daña su desempeño y su expectativa de vida.
- Corriente de descarga de la batería (corriente de reversa hacia el circuito de carga).** En muchas aplicaciones, el sistema de carga permanece conectado a la batería en ausencia de una fuente de energía. Debido a ello, el circuito de carga debe minimizar la corriente que provee la batería por debajo de unos cuantos microamperes, idealmente, debajo de $1 \mu A$.

Siguiendo estos parámetros, se eligió emplear el circuito MCP7386-4 de Microchip, ya que, como primer característica es un circuito de carga de baterías Li^+ capaz de cargar un arreglo de dos baterías en serie y su voltaje de alimentación es de 9V a 12V. Además ofrece: alta precisión, voltaje constante, regulación de corriente de carga (de 100mA hasta 1.2A), pre-acondicionamiento de la batería, monitoreo de temperatura, temporizador de seguridad, terminación automática del proceso de carga, sensor interno de corriente, protección contra corriente de reversa e indicadores de estado de la carga.

Al circuito de carga se le deben realizar unas pequeñas configuraciones para adecuarlo a las condiciones del proyecto. Tal es el caso de la corriente de carga, de un divisor de voltaje empleado para monitorear la temperatura de las baterías y el empleo de un temporizador para establecer el tiempo máximo de carga.

3.4.2 Cálculo de la corriente de carga

Cuando se recargan baterías de Li+, es recomendable hacerlo a una tasa de 1C. Para el caso de las baterías empleadas, esto implica una corriente de carga regulada de 860 mAh. El circuito empleado ofrece la posibilidad de programar su corriente de carga en el rango de 100mA hasta 1200mA, con base en el valor de un resistor de programación (R_{PROG}), el cual se calcula con la siguiente ecuación dada por el proveedor:

$$R_{PROG} = \frac{18.2 - 11(I_{REG})}{12(I_{REG}) - 1.2}$$

donde I_{REG} es la corriente de carga rápida deseada y medida en [A], y R_{PROG} medida en [kΩ], de tal forma que, si I_{REG}=0.86[A], el valor de R_{PROG} es:

$$R_{PROG} = \frac{18.2 - 11(0.86)}{12(0.86) - 1.2} = 0.41 [k\Omega] = 410 [\Omega]$$

Aproximando el resultado a un valor comercial para resistores, se tiene que R_{PROG} = 412 [Ω]

Debido a que en las primeras pruebas realizadas para los circuitos de carga se encontró que la temperatura de estos circuitos estaba por encima de la temperatura máxima permitida (40°C), sobrepasando inclusive los 60°C, lo cual afectaba directamente a las baterías debido a la ubicación física de los componentes, se tuvo que preferir un tasa de carga menor a 1C, lo cual implica un tiempo de carga mayor al previsto.

Después de algunos cálculos, pruebas y mediciones, la corriente de carga adecuada para este caso fue igual a 150mA y una R_{PROG} = 18.2 [kΩ], lo cual representa 0.17C, tabla 3.2.

Rprog [kohm]	Corriente [mA]	Temperatura del circuito de carga [°C]
0.412	350	63
2	340	55
7.5	210	53
18.2	150	38

Tabla 3.2 Parámetros de carga experimentados.

3.4.3 Cálculo del divisor de voltaje

Durante la carga de baterías, el circuito MCP7386-4 monitorea continuamente la temperatura comparando el voltaje entre su pin llamado THERM y GND. En este caso, un termistor de coeficiente negativo (NTC) o positivo (PTC) y un divisor de voltaje externo generan dicho voltaje.

Partiendo de que el rango adecuado para la carga de una batería Li+ es entre 0°C y 45°C, se optó por definir una ventana de operación de 0° a 40°C. Para un termistor NTC, las ecuaciones para el cálculo de los resistores R_{T1} y R_{T2} que conforman al divisor, son:

$$R_{T1} = \frac{R_{COLD} \cdot V_{HOT}}{R_{COLD} - V_{HOT}} \quad (1) \quad R_{T2} = \frac{V_{HOT} \cdot R_{HOT}}{R_{COLD} - V_{HOT}} \quad (2)$$

donde R_{HOT} y R_{COLD} son los valores de resistencia del termistor en el rango de temperatura de interés. Dichos valores dependen del tipo de termistor que se emplee.

Un primer análisis para encontrar los valores de R_{T1} y R_{T2} definió cuales eran los valores que otorgaban las hojas de especificaciones para R_{HOT} y R_{COLD} de acuerdo con la ventana de temperatura establecida, resultando

en $R_{HOT} = 5.687$ [k Ω] para 40°C, y $R_{COLD} = 28.829$ [k Ω] para 0°C. Con base en ello, los primeros valores de R_{T1} y R_{T2} fueron:

$$R_{T1} = \frac{2(28.829)(5.687)}{28.829 - 5.687} = 14.169 \text{ [k}\Omega\text{]}$$

$$R_{T2} = \frac{2(28.829)(5.687)}{28.829 - 3(5.687)} = 27.8697 \text{ [k}\Omega\text{]}$$

Según estos valores y de acuerdo con los resistores disponibles del material del Instituto de Ingeniería, el valor más próximo a R_{T1} fue de 13.7 [k Ω], el cual se decidió dejar fijo, y tras una serie de cálculos similares a los mostrados previamente, se obtuvo que el valor conveniente para R_{T2} era de 26.1 [k Ω], y despejando R_{HOT} y R_{COLD} de las ecuaciones (1) y (2) se tiene que:

$$R_{HOT} = \frac{R_{T1}R_{T2}}{3R_{T2} - R_{T1}} = \frac{(13.7)(26.1)}{3(26.1) - 13.7} = 5.9991 \text{ [k}\Omega\text{]}$$

$$R_{COLD} = \frac{R_{T1}R_{T2}}{R_{T2} - R_{T1}} = \frac{(13.7)(26.1)}{26.1 - 13.7} = 28.8902 \text{ [k}\Omega\text{]}$$

De acuerdo a los valores obtenidos para R_{HOT} y R_{COLD} , y conforme a los datos proporcionados por el fabricante del termistor NTC empleado, la ventana de temperatura queda entre 0.68°C y 40.68°C.

3.4.4 Cálculo empleado para el uso del temporizador

Este temporizador programa el periodo de tiempo considerado como seguro, dentro del cual la batería debe completar su proceso de carga. Dicha asignación de tiempo se logra a través del uso de un condensador. A cada etapa de carga se le asigna su propio tiempo y esto se hace dependiendo de la etapa que se esté llevando a cabo. El cálculo de dichos tiempos se realiza conforme a las siguientes ecuaciones, donde el valor del condensador empleado es de 0.2 μ F.

Para la etapa de pre-acondicionamiento:

$$t_{PRECOND} = \frac{C_{TIMER}}{0.1\mu F} \times 1 = \frac{0.2\mu F}{0.1\mu F} \times 1 = 2 \text{ Horas}$$

Para el periodo de carga rápida:

$$t_{FAST} = \frac{C_{TIMER}}{0.1\mu F} \times 1.5 = \frac{0.2\mu F}{0.1\mu F} \times 1.5 = 3 \text{ Horas}$$

Para la etapa de voltaje constante:

$$t_{TERM} = \frac{C_{TIMER}}{0.1\mu F} \times 3 = \frac{0.2\mu F}{0.1\mu F} \times 3 = 6 \text{ Horas}$$

De acuerdo con los tiempos obtenidos para cada etapa, el tiempo máximo de carga de la batería, es de 11 horas. Si se excede el tiempo programado y la corriente de carga para la cual fue programado el circuito de carga no ha disminuido por debajo del umbral establecido, la carga se dará por terminada.

Cada ocasión que se completa una etapa de carga y se pasa a la siguiente, el temporizador se reinicia.

3.5 Módulo de Distribución de Energía Eléctrica

SATEDU requiere de una red de distribución y control de energía para entregar de manera apropiada los niveles de voltaje y corriente que requieren cada uno de sus subsistemas.

La arquitectura electrónica de SATEDU exige el empleo de diversos voltajes que alimenten a cada subsistema. La distribución de estos voltajes se realiza por medio de conectores de costilla, los cuales son en realidad *buses* que intercomunican cada tarjeta entre sí. El apéndice B muestra la distribución de líneas en los conectores tipo *bus* de SATEDU, que son las señales disponibles para todas las tarjetas que se ensamblen en tándem para dar forma al satélite didáctico.

De esas líneas, el SIP se encarga de generar y/o manejar las señales que se muestran en las tablas 3.3 y 3.4:

Pin	Nombre	Descripción
1	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
2	VCC-MOTOR/BTM	Alimentación del motor de C.D. y las bobinas de torque magnético
3	VCC-ESTAB(5)	Alimentación de la tarjeta de estabilización
4	CARGA1	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
5	VCC-SENS(5)	Alimentación de la tarjeta de sensores
6	VCC-COMS(3.3)	Alimentación de la tarjeta de comunicaciones
7	FALLA1	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
8	CARGA2	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
9	VCC-FLASH(3.3)	Alimentación de la memoria <i>flash</i>
10	FALLA2	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
11	GND	Tierra
14	ON-VCC-EXP1	Encendido/Apagado de la tarjeta de Expansión 1
15	ON-VCC-EXP2	Encendido/Apagado de la tarjeta de Expansión 2
21	<i>latch up</i> /pulso-RAM	Efecto <i>latch up</i> en la memoria RAM
22	<i>latch up</i> /pulso-PIC	Efecto <i>latch up</i> en el PIC16F876A
23	<i>latch up</i> /pulso-SAB	Efecto <i>latch up</i> en el SAB80C166
35	ON-VCC-CAM	Encendido/Apagado de la tarjeta de carga útil
36	VCC-BATT	Voltaje de las Baterías
37	VCC-BATT	Voltaje de las Baterías
38	VCC-FLASH(3.3)	Alimentación de la memoria <i>flash</i>
39	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
40	GND	Tierra

Tabla 3.3 Señales empleadas por el SIP de SATEDU en el conector izquierdo.

Pin	Nombre	Descripción
1	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
2	VCC-MOTOR/BTM	Alimentación del motor de C.D. y las bobinas de torque magnético
3	VCC-ESTAB(5)	Alimentación de la tarjeta de estabilización
4	1W-POT-TEMP	Envío de telemetría <i>One Wire</i>
5	VCC-SENS(3.3)	Alimentación de la tarjeta de sensores
6	VCC-COMS(5)	Alimentación de la tarjeta de comunicaciones
7	VBATT1	Voltaje de la batería 1
8	VBATT2	Voltaje de la batería 2
9	VBATT3	Voltaje de la batería 3
10	VBATT4	Voltaje de la batería 4
11	GND	Tierra
29	POT-Rx	Receptor de la tarjeta de potencia
30	POT-Tx	Transmisor de la tarjeta de potencia
39	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
40	GND	Tierra

Tabla 3.4 Señales empleadas por el SIP de SATEDU en el conector derecho.

Las líneas que comanda el SIP y que son compartidas hacia el resto de los subsistemas, son aquellas donde se ofrecen los voltajes regulados. Las líneas llamadas *latch up* localizadas en el conector izquierdo, pines 21 al 23, son generadas por la computadora de vuelo, de tal forma que en conjunto con la propia señal *latch up* del sistema de potencia, activan la protección dispuesta contra este efecto compuesta por los dispositivos integrados en el módulo de protección contra efectos de radiación cósmica, el cual se explica en el apartado 3.9.1.

Por otra parte, la línea 1W-POT-TEMP se emplea para llevar la medición de los sensores de temperatura alojados en la tarjeta de baterías y en la de potencia, hacia el PIC del SIP. De esta forma el PIC recaba la información de las dos tarjetas relacionadas al subsistema de potencia para que posteriormente el PIC envíe vía puerto serie los datos de temperatura a la computadora de vuelo cuando le sean requeridos. De igual forma, la información contenida en los pines 4, 7, 8 y 10 del conector izquierdo, es información proveniente de los circuitos de carga de baterías y es procesada por el PIC, para su envío como parte de la telemetría local del SIP.

Las líneas ON-VCC-EXP1 y ON-VCC-EXP2 de los pines 14 y 15 del conector izquierdo, se emplean en las tarjetas de expansión, de las cuales se hablará en la sección 3.10.

En el conector derecho, pines 29 y 30 se encuentra la parte de transmisión y recepción vía puerto serie. Es el medio por el cual el PIC del SIP se comunica con la computadora de vuelo.

Los pines 7 al 10 del conector derecho son los voltajes de cada batería, dispuestos para su lectura con ayuda del CAD del PIC, por medio de ellos se recaban datos de telemetría. Finalmente, las líneas 36 y 37 del conector izquierdo, llamadas VCC-BATT, son el voltaje que ofrece el arreglo de baterías de SATEDU. Este voltaje en el *bus* se usa como alimentación en las expansiones.

3.6 Módulo de Regulación de Voltajes

SATEDU emplea 4 voltajes diferentes para su operación: voltaje de salida de las baterías (8.4V si la carga está al máximo, y que es el voltaje a regular), 3.3V, 5V y 12V. Dichos niveles de tensión regulados se obtienen con reguladores de voltaje de baja caída y con el empleo de un convertidor DC-DC. Estos proveen el voltaje y corriente que demanda cada carga y alimentan a toda la circuitería que contempla el satélite educativo, por medio de los *buses* laterales a los que previamente se ha hecho referencia.

Para el caso de los 3.3V, se emplearon 3 reguladores LP2950CDT de *National Semiconductor*, capaces de proveer hasta 100mA y que soportan hasta 30V de entrada como máximo, los cuales alimentan por separado a los siguientes dispositivos: circuito RF del subsistema de comunicaciones, acelerómetros alojados en la tarjeta de sensores y la memoria *flash* empleada en la CV.

La tensión de 5V la provee un regulador LM1117 también de *National Semiconductor* con una capacidad de 800mA que soporta un voltaje de entrada máximo de 20V. Este energiza a: microcontroladores PIC's de los subsistemas de comunicaciones, sensores, estabilización, CV y SIP; así como al Microcontrolador SAB80C166 alojado en la CV y demás componentes pasivos contenidos en todo el sistema SATEDU.

El convertidor DC-DC provee un voltaje de 12V y 800mA, o bien, 15V y 640mA según la forma de conexión, en tanto que el rango que soporta como voltaje de entrada se encuentra entre 4.5 y 9V. Para este caso solo se emplea la primera opción de voltaje y corriente descritos. Esta tensión alimenta al motor de DC integrado en la tarjeta de Estabilización.

3.7 Módulo de Encendido y Apagado de Equipos

Para el control de cargas del SIP, se emplean interruptores de estado sólido de la industria automotriz (*Miniprofet*), los cuales son pequeños, de montaje superficial y además tienen la capacidad suficiente para manejar cualquiera de las tarjetas que componen a SATEDU.

Poseen protección contra sobrevoltaje, tienen limitador de corriente y protección contra corto circuito. Además su capacidad máxima es de 2.6A y operan en el rango de 5V a 34V.

Bajo el modo de funcionamiento implantado con estos dispositivos, el PIC del SIP enciende y/o apaga los subsistemas que la CV le ordena mediante comandos digitales transmitidos vía puerto serie. De esta forma, el control sobre los interruptores lo comanda la CV y el PIC lo ejecuta mediante líneas de propósito general.

3.8 Módulo de Sensores del SIP

Las dos tarjetas que se desarrollaron en esta tesis para el subsistema de potencia de SATEDU tienen dos tipos de sensores: de corriente y de temperatura. Debido a que el sensor de corriente se emplea solo en el caso del picosatélite que ‘heredará’ gran parte del diseño propio de SATEDU, su uso está ligado con la protección contra efecto *latch up*, del cual se hablará más adelante.

Los sensores de temperatura empleados son los DS18S20 y se basan en tecnología *One Wire*[®], desarrollada por Dallas Semiconductor. Dicha tecnología permite la implantación sencilla de redes con muchos dispositivos tales como sensores, *switches*, actuadores, potenciómetros, memorias, etc. Se trata de elementos muy pequeños que comparten un *bus* de datos común. Cada elemento tiene un número de identificación único de 64 bits que se asigna desde fábrica.

Una característica de esta red es que ocupa un solo cable para la comunicación de datos, esto es, todos los dispositivos envían y reciben la información por una misma línea. El *bus*, por lo tanto es *half dúplex* y la transmisión es serie. Otra característica importante es que utiliza una topología maestro-esclavo, donde existe un maestro y varios esclavos. Una red *One Wire* consta de tres partes: un *bus* maestro, un *bus* de datos y un grupo de elementos *One Wire*.

A un sistema con un solo esclavo se le llama *single-drop* y a uno con varios esclavos *multi-drop*. Los sistemas *multi-drop* pueden combinar dispositivos *One Wire* de cualquier tipo como pueden ser sensores de temperatura, convertidores A/D, memorias SRAM, etc.

La telemetría que ofrecen los sensores de temperatura, se manda a través del *bus One Wire* local hacia el PIC para que este procese la información y la envíe vía puerto serie cuando le sea requerida.

3.9 Módulos diseñados para el PicoSat

El diseño de SATEDU está pensado para emplearse en un picosatélite real, por lo que, además de los módulos previamente mencionados, cuenta con ciertas características necesarias para su uso en el espacio. Tales características son: protección contra efecto *latch up* y el empleo de interruptores denominados RAV y *Kill Switch*.

3.9.1 Módulo de Protección contra Efecto *latch up*

En el espacio existe un factor de alto riesgo constituido por la radiación cósmica, que puede alterar el funcionamiento de equipo electrónico, pudiendo llegar a dañarlo en fracciones de segundo. El efecto *latch up* se presenta con mayor frecuencia en circuitos de mayor densidad electrónica y se relaciona con el incremento exponencial en su demanda de corriente, lo que los lleva a una falla catastrófica si no tienen mecanismos de protección autónomos. En el caso de SATEDU los componentes con mayor riesgo de sufrir este efecto nocivo por parte de la CV son: el SAB, la memoria RAM y el PIC para cargar nuevo programa. En tanto que en el caso del SIP se tiene al PIC.

La mejor solución para contrarrestar este efecto, es apagando en su totalidad la mayor cantidad de elementos. Por ello se implementó una circuitería que detecta mediante hardware la presencia de dicho efecto.

De esta forma, cuando el efecto de sobrecorriente ocurre en cualquiera de los 4 componentes mencionados, se genera un pulso en alto que activa un circuito monoestable (SN74LS221), el cual apaga el interruptor

principal que controla la alimentación del PIC del SIP, durante 46 segundos. Si dicho interruptor se mantiene apagado, el PIC, al perder su fuente de alimentación, no es capaz de mantener las líneas de encendido activas que controlan a los demás interruptores, generando que estén abiertos también, y por consiguiente que ninguno de los voltajes que proveen los reguladores esté presente, lo cual significa que en su mayoría, SATEDU se encontrará desenergizado.

Mientras esté presente el efecto de *latch up*, es deseable mantener el equipo apagado tanto tiempo como sea posible. El monoestable ofrece hasta un tiempo máximo 70 segundos, pero debido a que se decidió emplear material existente en el Instituto de Ingeniería, el tiempo máximo que se alcanzó con los valores de condensadores fue de 46 segundos.

Los componentes a los cuales no se les puede desenergizar, debido a que si se pierde todo control sobre la alimentación ya no es posible reactivar las operaciones automatizadas, son: el circuito monoestable, una compuerta OR y el sensor de corriente.

Al PIC perteneciente al SIP se le protege para evitar que la corriente que demande sobrepase los 220 mA. La forma en que se logra esto, es mediante un sensor de corriente MAX4071 de la compañía MAXIM. Este circuito ofrece una salida de voltaje proporcional a la corriente que sensa, para ello emplea un resistor externo cuyo valor es 0.1 Ω . Posee un voltaje de referencia interno igual a 1.5V y tiene una terminal para seleccionar la ganancia, la cual se ajusta de acuerdo con las necesidades.

Para este caso, el cálculo que se realiza es:

$$V_{OUT} = V_{SENSE} \times A_V = (R_{SENSE} \times I) \times A_V$$

donde:

R_{SENSE} : resistor externo del sensor [Ω],

I: corriente a sensar [A], y

A_V : ganancia seleccionada.

Por lo tanto se tiene que:

$$V_{OUT} = 0.1 \times 0.22 \times 100 = 2.2V$$

Este voltaje que se obtiene está referido respecto a los 1.5V, por lo que el voltaje real de salida es 3.7V.

Una vez conociendo este valor, se configura un circuito comparador (LM6511 de National Semiconductor), con un voltaje de referencia de 3.7V. Si la corriente del PIC sobrepasa los 220 mA, el voltaje de salida del sensor de corriente incrementará su valor, por lo que el circuito comparador mandará un pulso en alto, el cual se dirige al monoestable, cuya salida ofrece un '0' lógico, durante el lapso de tiempo antes mencionado.

La salida del monoestable controla un interruptor tolerante a fallas, compuesto por cuatro interruptores *Miniprofet*, que controla la energización del PIC del SIP. Debido a que estos interruptores se 'cierran' si en su línea de control está presente un '1' lógico, cuando el monoestable está activado, dicha línea tiene un '0' y este interruptor se abre y por consiguiente el PIC se desenergiza. Puesto que el PIC controla las líneas de encendido y apagado del resto de los interruptores que componen a la tarjeta de potencia, al quedar desenergizado, todas esas líneas de control quedan en '0' lógico, y por consiguiente la mayor parte de los dispositivos que componen a la tarjeta se apagan. Recordando que este subsistema de potencia inteligente es el que alimenta al sistema SATEDU en su totalidad, todos los demás subsistemas de igual forma quedan desenergizados.

Cuando transcurre el tiempo asignado al circuito monoestable, el interruptor tolerante a fallas vuelve a permitir el paso de energía hacia el PIC. Si el efecto *latch up* sigue presente, el sistema nuevamente se apaga.

3.9.2 Módulo de interruptores RAV (Remover antes de vuelo) y *Kill Switch*

En los picosatélites existen dos tipos de interruptores indispensables para el funcionamiento del mismo. Estos son conocidos con los nombres de RAV (Remover Antes de Vuelo) y *Kill Switch*, que son interruptores mecánicos y cuya intención de empleo consiste en desenergizar por completo las tarjetas de potencia y por consiguiente a todo el subsistema SATEDU.

La necesidad del uso de ambos interruptores radica en que cuando el picosatélite se transporte hasta el lugar donde se realizará el lanzamiento, este no debe consumir energía y para que la carga de baterías continúe al máximo hasta el momento en el que el picosatélite sea lanzado al espacio, tampoco debe encontrarse energizado en el trayecto del lanzamiento. Por ello, el empleo de dichos interruptores es de suma importancia.

El RAV desenergiza el picosatélite en el trayecto terrestre de su lugar de origen hacia el de lanzamiento y su ubicación física es la tarjeta de baterías. Por medio del accionamiento de una palanca mecánica se puede abrir o cerrar; si dicha palanca se encuentra presionada, implica que el RAV se encuentra abierto, y por tanto el sistema está apagado. Es importante que dicho interruptor se ‘cierre’ nuevamente liberando la palanca de la presión a la que estaba sometida, y esto, por obvias razones, debe hacerse antes de insertar el satélite en el contenedor que lo lanzará; de lo contrario, una vez liberado en el espacio, jamás se podrá energizar y por tanto la misión se habrá perdido sin siquiera haberse empleado el sistema.

Por otra parte, el *Kill Switch* es un interruptor que va anclado a la estructura del picosatélite, de forma que cuando éste sea introducido en el lanzador, dicho interruptor se accione por efecto de rozamiento entre la estructura y el contenedor y con ello la conexión de las baterías quede en circuito abierto para desenergizar al sistema. Una vez que suceda el lanzamiento en el espacio, al no seguir existiendo contacto entre la estructura y el contenedor, el interruptor se cierra y la energización se encontrará presente de nueva cuenta.

3.10 Módulo de Expansiones

Pensando en que las aplicaciones de SATEDU pueden ampliarse, el PIC del SIP puede controlar hasta 2 expansiones mediante 2 líneas de apagado/encendido (ON-VCC-EXP1 y ON-VCC-EXP2). Cada tarjeta de expansión debe generar su propio voltaje acondicionando un convertidor o regulador según sus necesidades y tomando como voltaje de entrada el que proporcionan las baterías, mismo que se encuentra incorporado en el *bus*.

Capítulo 4

Desarrollo de las tarjetas del SIP de SATEDU

4.1 Introducción

El diseño realizado partió desde el hecho de seleccionar cada componente, hacer el diagrama de las conexiones en su totalidad, así como realizar el circuito impreso y ubicar cada dispositivo en el lugar adecuado. Para ello se empleó la herramienta de diseño Protel DXP 2004.

Dado que la parte medular de la tarjeta de electrónica lo conforma el PIC, se dedicará una sección para explicar a fondo las funciones que tiene y los componentes externos que maneja.

4.2 Arquitectura Electrónica del SIP

4.2.1 Tarjeta de Baterías

La parte central de esta tarjeta está conformada precisamente por las baterías y por sus circuitos de carga (figura 4.1). La alimentación de estos últimos la provee, ya sea el tomacorriente externo o las celdas solares. Se cuenta con 4 sensores *One Wire* de temperatura, alimentados por un regulador cuyo voltaje energiza todos los sensores de SATEDU.

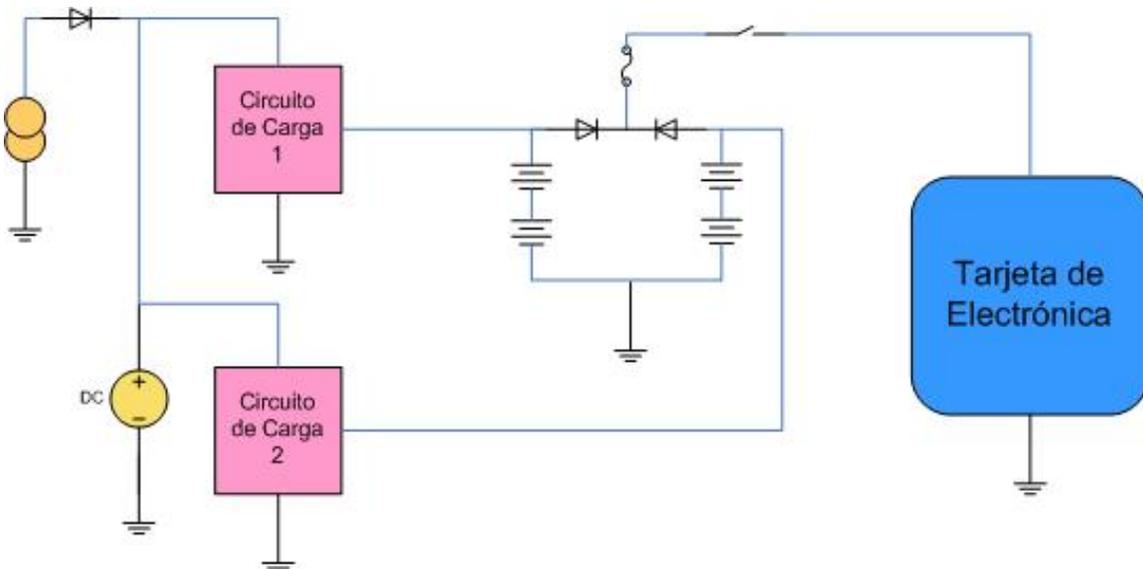


Figura 4.1 Diagrama de Bloques de la tarjeta de Baterías.

Se iniciará la explicación de la arquitectura de esta tarjeta con los circuitos de carga, así como sus componentes externos y líneas digitales que los conciernen.

Una ventaja que poseen este tipo de circuitos de carga es que el número de componentes externos es mínimo, solo requiere de resistores, condensadores, *led's* y un termistor. Debido a que los dos circuitos de carga son iguales, la conexión es la misma y los valores de los elementos externos también son iguales.

Como se puede notar, la alimentación de los circuitos de carga la suministran las celdas solares, por una parte, y el empleo del tomacorriente externo, por otra. Un diodo conectado en serie en las celdas actúa como dispositivo de protección.

A continuación se irá describiendo el funcionamiento de los componentes externos a los circuitos de carga. La descripción se hará alusiva a un solo circuito de carga, tomando por entendido que el otro posee exactamente lo mismo.

El circuito de carga incorpora una interfaz de estado de carga, la cual consiste en dos salidas que se emplean para iluminar *led's* externos que muestran de forma visual las condiciones del proceso de carga como se aprecia en la tabla 4.1.

Ciclo de la carga	STAT1	STAT2
Preacondicionamiento	Encendido	Apagado
Carga Rápida (corriente constante)	Encendido	Apagado
Voltaje constante	Encendido	Apagado
Carga Completa	Apagado	Apagado
Falla	Apagado	Encendido
Temperatura Inválida	Apagado	Intermitente(1 Hz, 50% ciclo de trabajo)

Tabla 4.1 Estado de las salidas del circuito de carga de baterías.

Dado que los pines del circuito de carga donde se conectan los *led's* se denominan STAT1 y STAT2 por el fabricante, para una referencia más práctica, en el circuito impreso se decidió cambiar sus nombres por los de CARGA y FALLA respectivamente, para que la identificación del proceso sea más clara.

Sumados a estos *led's*, se agregó un *jumper*, el cual los habilita o deshabilita (figura 4.2), con ello se logra un ahorro en el consumo de energía pues el usuario tiene la opción de encenderlos solo cuando lo crea conveniente, además de que al migrar este diseño para su uso en un picosatélite, los *led's* indicadores no tienen un aprovechamiento ya que estando en el espacio, nadie podrá verlos.

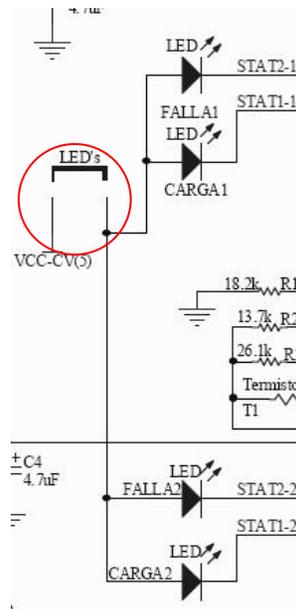


Figura 4.2 *Jumper* para habilitar/deshabilitar *led's* de los circuitos de carga.

Estos mismos pines del circuito de carga también pueden emplearse para establecer comunicación hacia el PIC alojado en la tarjeta de Potencia, mediante el uso de resistores de *pull up*, con el propósito de monitorear el proceso de carga de las baterías y, de ser necesario, tomar alguna decisión tal como aplicar un *reset* al sistema de carga (figura 4.3).

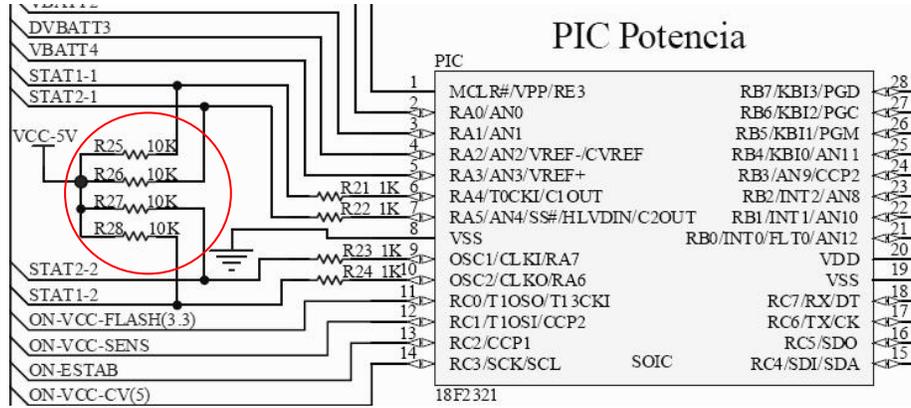


Figura 4.3 Resistores de *pull up* para su interfaz hacia el PIC de Potencia.

Como se mencionó en el capítulo 3.4 la corriente de carga a emplear es de 0.15 A, misma que se programa a través del uso de un resistor llamado R_{PROG} , cuyo cálculo se muestra en dicho capítulo. Además se emplea un termistor, cuyo rango de operación de temperatura se establece a través de dos resistores y el uso de un condensador para programar el tiempo máximo de carga para cada una de las etapas del proceso de carga. Todos los cálculos realizados para cada elemento se muestran el capítulo previamente mencionado.

Como se observa en la figura 4.4, las salidas de los circuitos de carga se conectan directamente hacia los bornes positivos de cada arreglo serie de las baterías y, como puede apreciarse, se incorporaron dos diodos para evitar que la corriente que se le inyecta a cada arreglo serie también llegue al circuito de carga opuesto.

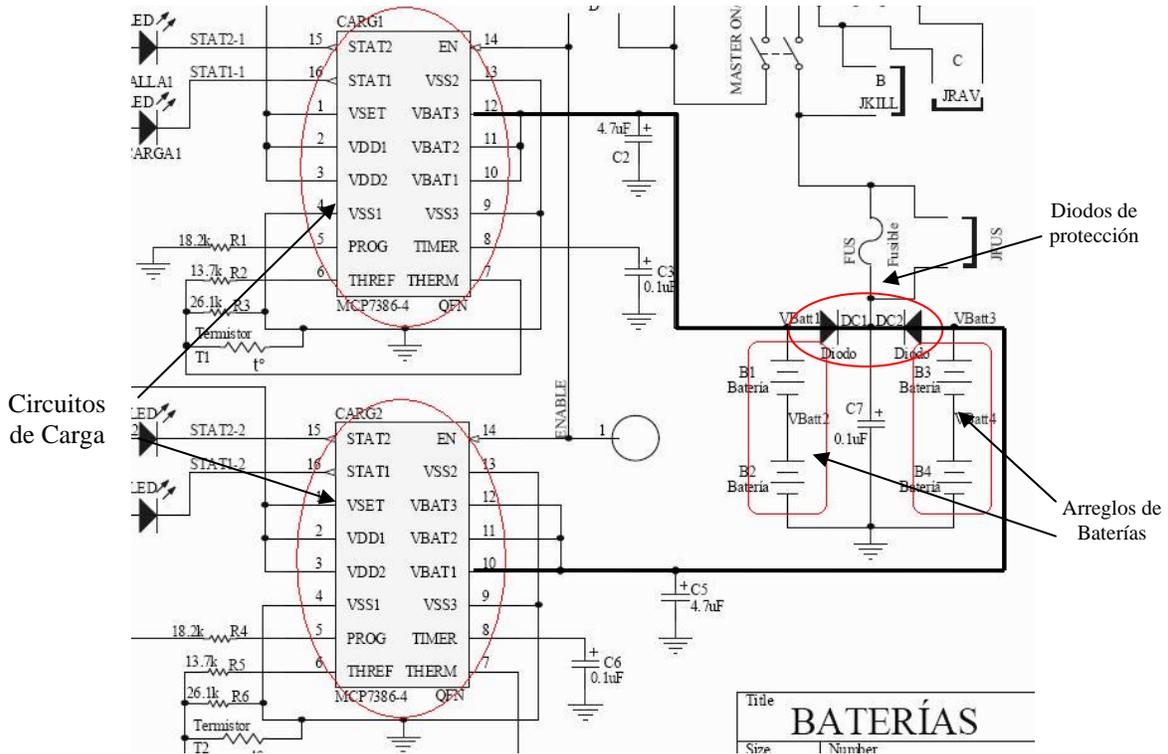


Figura 4.4 Conexión entre los circuitos de carga y las baterías.

Para la versión de SATEDU se ha agregado un fusible, del cual se prescindía en el picosatélite, por lo que el uso de un *jumper* permite su incorporación o no del mismo.

Además de ello, SATEDU cuenta con un interruptor manual que permite desconectar a las celdas solares del circuito de carga y las baterías del resto de la carga. Esto se hizo con el fin de permitirle al usuario un apagado total del sistema SATEDU cuando no esté previsto su empleo.

Para seguir con el objetivo de migrar el diseño del SIP de SATEDU a un picosatélite, como se mencionó previamente en el capítulo 3.9.2, la arquitectura debe contar con dos *switches* llamados RAV (Remover antes de vuelo) y *Kill Switch*.

En el caso del *switch* RAV se destinó un espacio en la tarjeta de baterías para su posterior colocación cuando el SIP se emplee en un picosatélite. Refiriéndose a SATEDU, el *switch* se sustituye por un *jumper*, dado que su empleo no es necesario en el ámbito escolar, objetivo para el cual está diseñado el sistema completo.

Algo similar ocurre con el *Kill Switch*, y es que éste interruptor va anclado en la estructura mecánica del picosatélite, por lo cual en la tarjeta de Baterías no se implementó este dispositivo, solo se dejó el espacio y la conexión correspondiente para su función dentro del picosatélite (figura 4.5).

Finalmente en esta tarjeta se cuenta con 4 sensores *One Wire*, encargados de monitorear la temperatura de cada batería, y cuya telemetría se envía al PIC a través del *bus One Wire*.

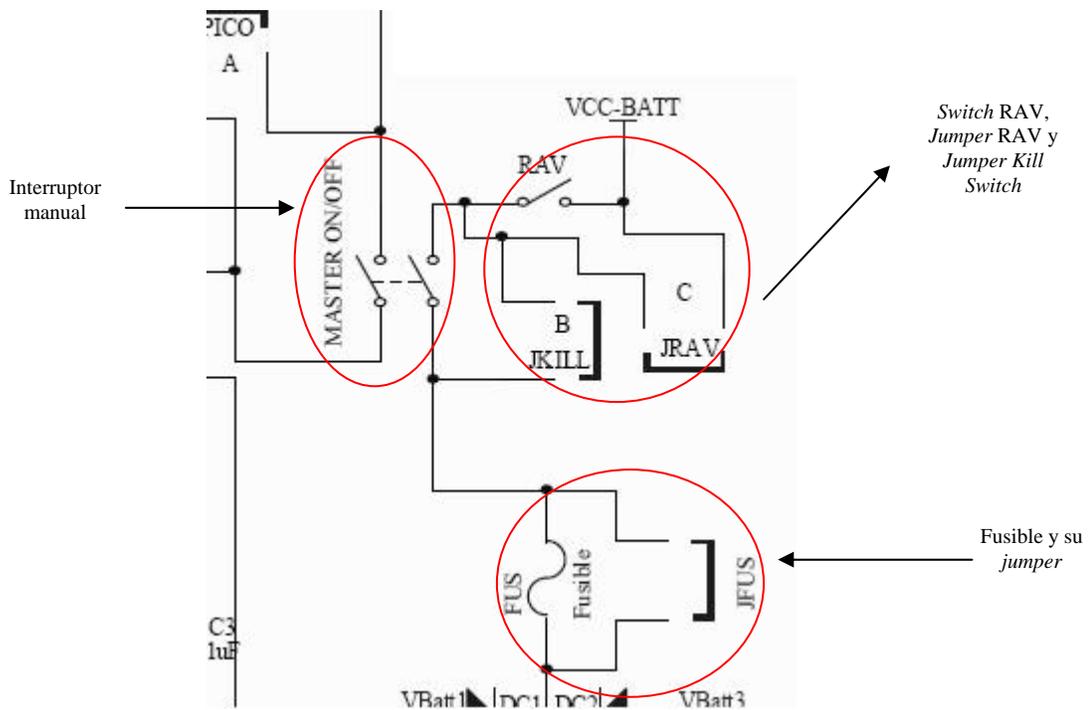


Figura 4.5 Vista del esquemático para Fusible, Interruptores Manual y RAV, así como sus *jumpers*.

4.2.2 Tarjeta de Electrónica

La tarjeta de Electrónica posee más elementos en comparación con la de baterías, ya que tiene un mayor número de funciones que realizar (figura 4.6).

A través del *bus* (conectores de costilla), esta tarjeta recibe la energía proveniente de las baterías y con ella se alimenta a todos los circuitos reguladores de voltaje, al convertidor DC-DC y a los interruptores.

Debido a que se manejan 3 diferentes voltajes: 3.3V, 5V y 12V, la descripción de la tarjeta se irá detallando en grupos para una mejor comprensión de la arquitectura de este diseño. Como primer grupo, se hablará de los componentes relacionados con el voltaje de 3.3V.

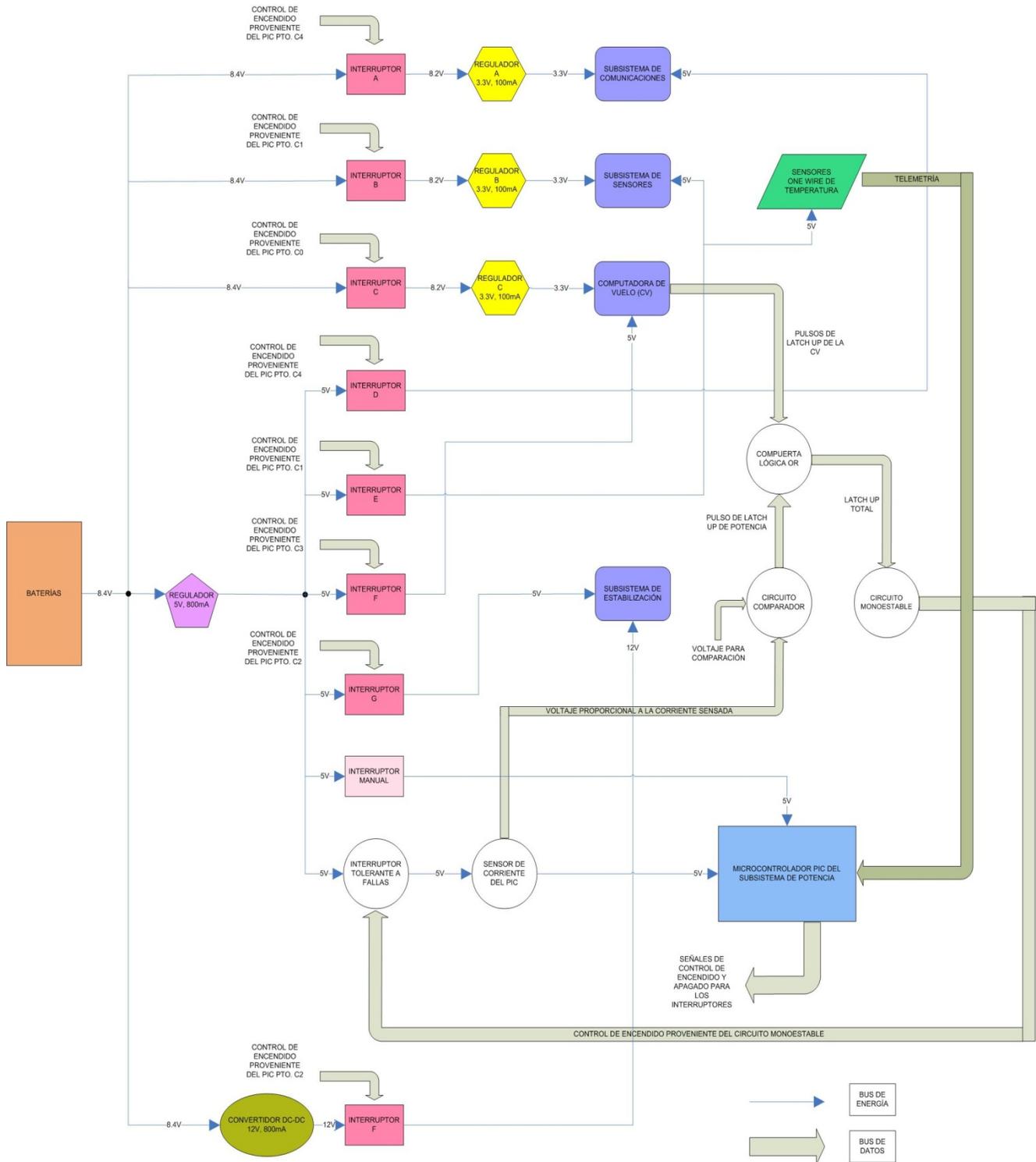


Figura 4.6 Diagrama de Bloques de la tarjeta de Electrónica. Los bloques circulares son para uso exclusivo en el Picosatélite; SATEDU prescinde de ellos.

Se cuenta con 3 reguladores para este valor de voltaje y 3 interruptores destinados para cada regulador, cuyas líneas de control para el encendido/apagado son independientes una de otra (figura 4.7). El voltaje de las baterías llega a cada interruptor y posteriormente, si el interruptor se encuentra cerrado, a cada regulador. Los voltajes regulados se llevan al bus para su uso en los subsistemas de Comunicaciones, Sensores y para la memoria flash alojada en la CV.

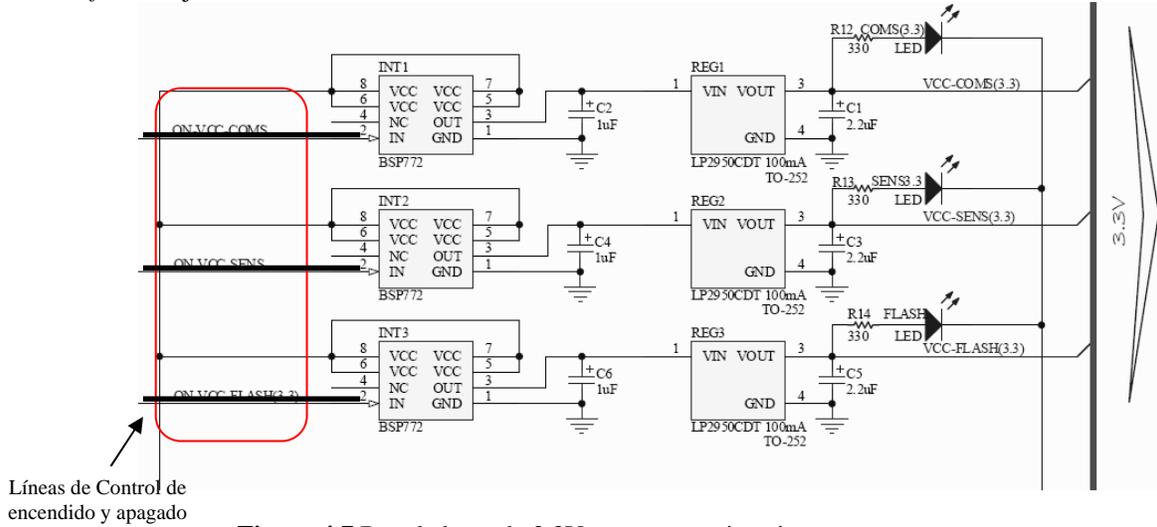


Figura 4.7 Reguladores de 3.3V y sus respectivos interruptores.

El siguiente grupo lo conforman aquellos circuitos alimentados con 5V. El voltaje de las baterías energiza al único regulador provisto con este fin. Este voltaje regulado se emplea en la mayoría de componentes que hay en la tarjeta. De acuerdo a la figura 4.8, es posible observar que este voltaje alimenta a los interruptores 4, 5 y 6, así como al interruptor tolerante a fallas. Cada voltaje controlado se direcciona hacia el bus para emplearse en los subsistemas de Comunicaciones, Sensores, Estabilización y Computadora de Vuelo.

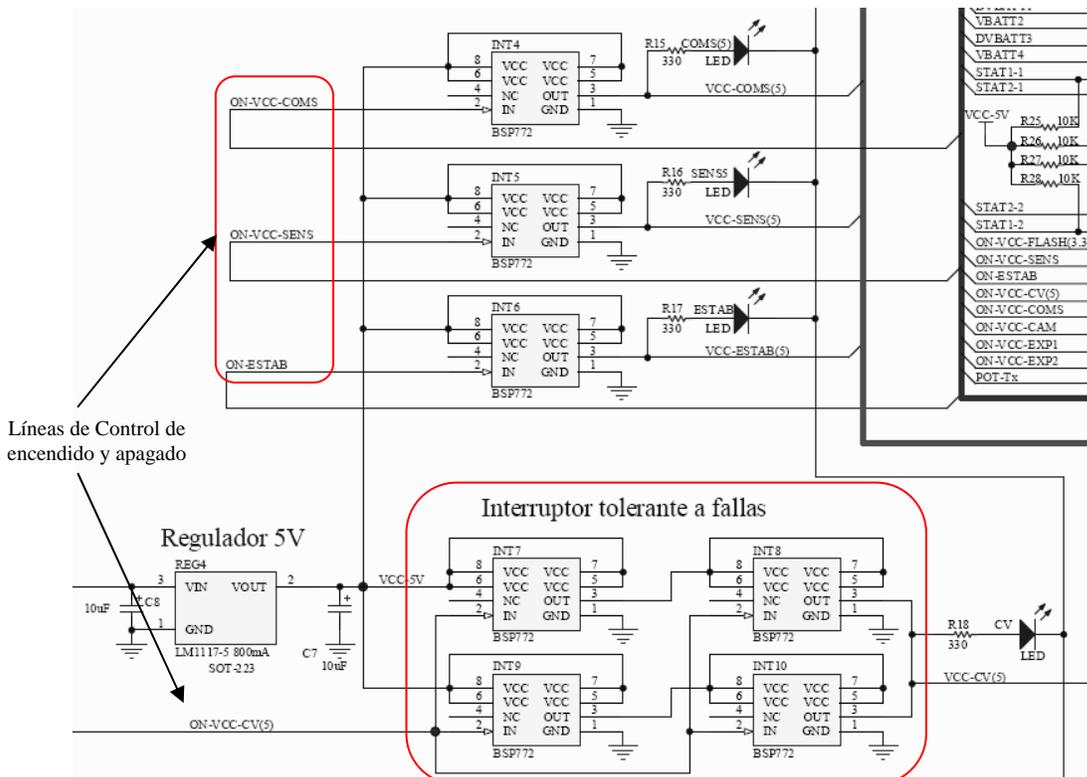


Figura 4.8 Regulador de 5V y sus respectivos interruptores.

Se debe subrayar que las líneas de control de los interruptores son las mismas para el caso de los voltajes de 3.3V y 5V de los subsistemas de Comunicaciones y Sensores, es decir, para el caso del Subsistema de Comunicaciones, la línea de control es la misma tanto en el interruptor 1, como en el 4, (figuras 4.7 y 4.8) mientras que para sensores, esta línea es la misma en los interruptores 2 y 5. Lo anterior es con el propósito de que, si la CV envía el comando al PIC de la tarjeta de electrónica del SIP para que este active, por ejemplo, la energización para el sistema de sensores, los dos voltajes destinados a esta tarjeta (3.3V y 5V) estén presentes al mismo tiempo, habilitando solo una línea de control. Lo mismo aplica para el caso de comunicaciones.

El voltaje regulado de 5V, alimenta además a una serie de interruptores, que en conjunto forman el llamado 'interruptor tolerante a fallas' (figura 4.9).

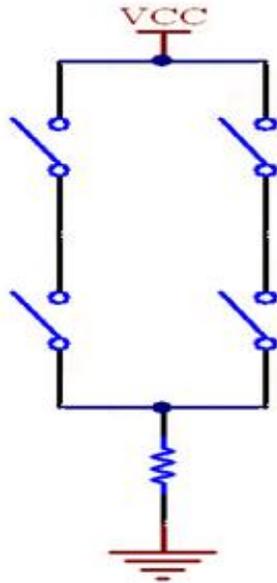


Figura 4.9 Vista sencilla de un Interruptor Tolerante a Fallas.

El objetivo de la configuración de conexión en estos interruptores, es aumentar la confiabilidad del paso de energía en caso de que alguno de los interruptores se dañe y quede siempre abierto ó siempre cerrado.

Pensando en su empleo en el picosatélite, se designaron dos tipos de estos interruptores a las cargas más relevantes del sistema SATEDU: uno es para la CV y el otro para el PIC de potencia.

Los elementos restantes que emplean 5V son: sensores de corriente, circuito de *latch up*, circuito monoestable, compuerta lógica or y algunos componentes pasivos. El diseño electrónico realizado para estos circuitos, se hizo con el fin de implementarlos en el Picosatélite, por lo que en el sistema SATEDU no se prevé su uso, pero independientemente de ello, la tarjeta puede migrarse sin ningún problema de un sistema a otro, ya que el circuito impreso contempla ambas posibilidades.

A continuación se describirá el funcionamiento de dichos dispositivos y su aplicación dentro del Picosatélite.

Como se describió en el capítulo 3.9, el efecto *latch up* es un aspecto de suma importancia que debe considerarse en cualquier diseño para un sistema espacial. Por ello, SATEDU integra este diseño, que, aunque no sea necesario para aplicaciones terrestres, permite realizar pruebas y con ello asegurar la funcionalidad del mismo en un picosatélite.

Las cargas críticas que requieren una protección contra este efecto son las de mayor densidad; tal es el caso del microcontrolador SAB80C166, el PIC 16F876A y la memoria RAM alojados en la CV, así como el PIC propio del SIP. La decisión de proteger a la CV, es que ella comanda todo el funcionamiento del satélite, además de que mantiene comunicación con la estación terrena; por otra parte, el PIC del SIP es quien, por medio de órdenes provenientes de la CV, apaga, enciende y tiene a su cargo la acción que se toma cuando el

efecto *latch up* se presenta, por lo que si el PIC se daña, el sistema completo queda desenergizado y por tanto, la misión se pierde.

Según las hojas de especificaciones proporcionadas por el fabricante, la corriente máxima que tolera el PIC del SIP, es de 250mA, por lo que considerando un factor de seguridad, se permite un consumo de hasta 220mA. Para evitar que este consumo sobrepase ese valor se emplea un sensor de corriente, el cual a través de un resistor es capaz de sensar la corriente que pasa a través del PIC y convierte dicha corriente en un voltaje proporcional a la misma, de manera que esta tensión es conducida a un circuito comparador de voltaje (figura 4.10).

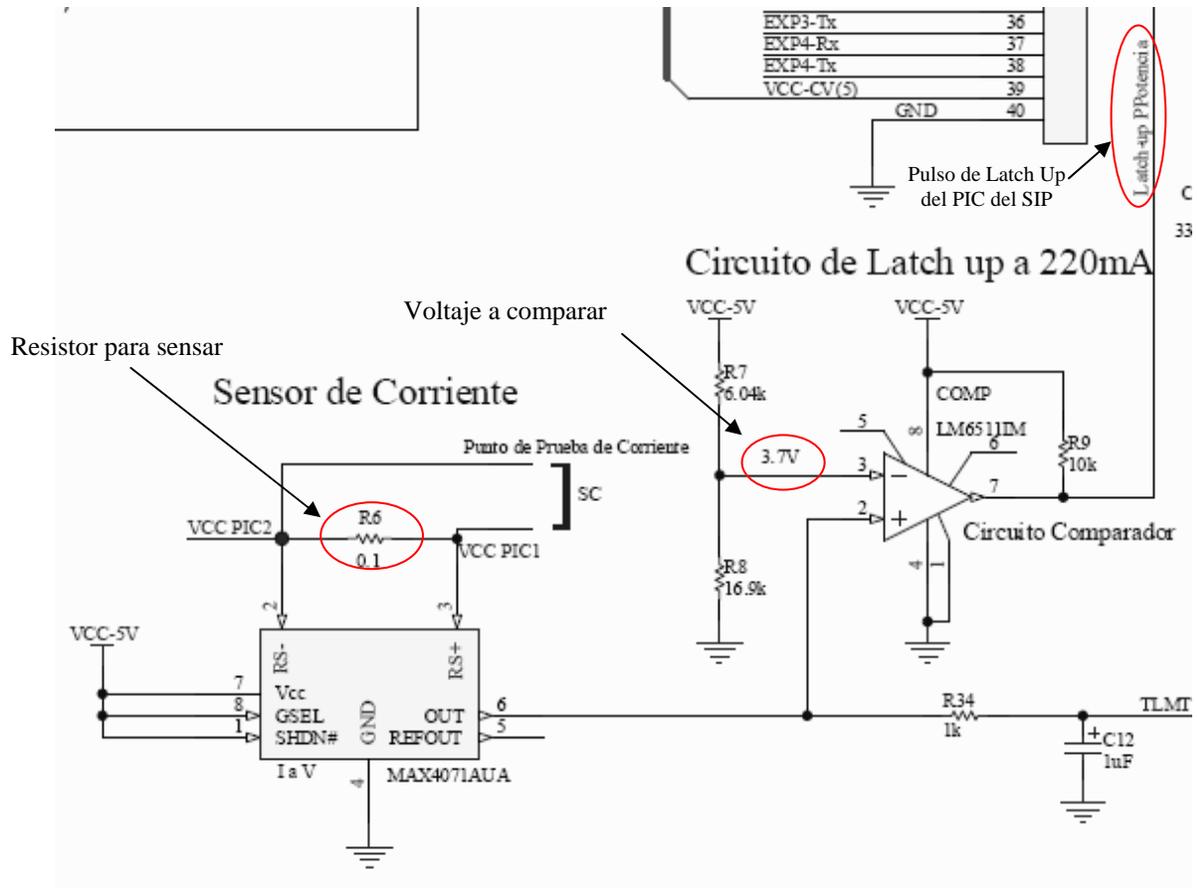


Figura 4.10 Sensor de Corriente y Circuito Comparador.

Cuando la tensión del sensor de corriente se eleva por encima del voltaje preestablecido, se activa un pulso en alto que llega a una compuerta OR. Esta compuerta lógica se emplea para que cualquiera de los 4 pulsos que indican la presencia del efecto de *latch up* (tres provenientes de la CV y uno del PIC del SIP), otorguen a la salida de dicha compuerta un '1' lógico que dispare un circuito monoestable. Cuando esto sucede, dicho circuito mantiene un nivel lógico bajo por un lapso de 46 segundos (figura 4.11).

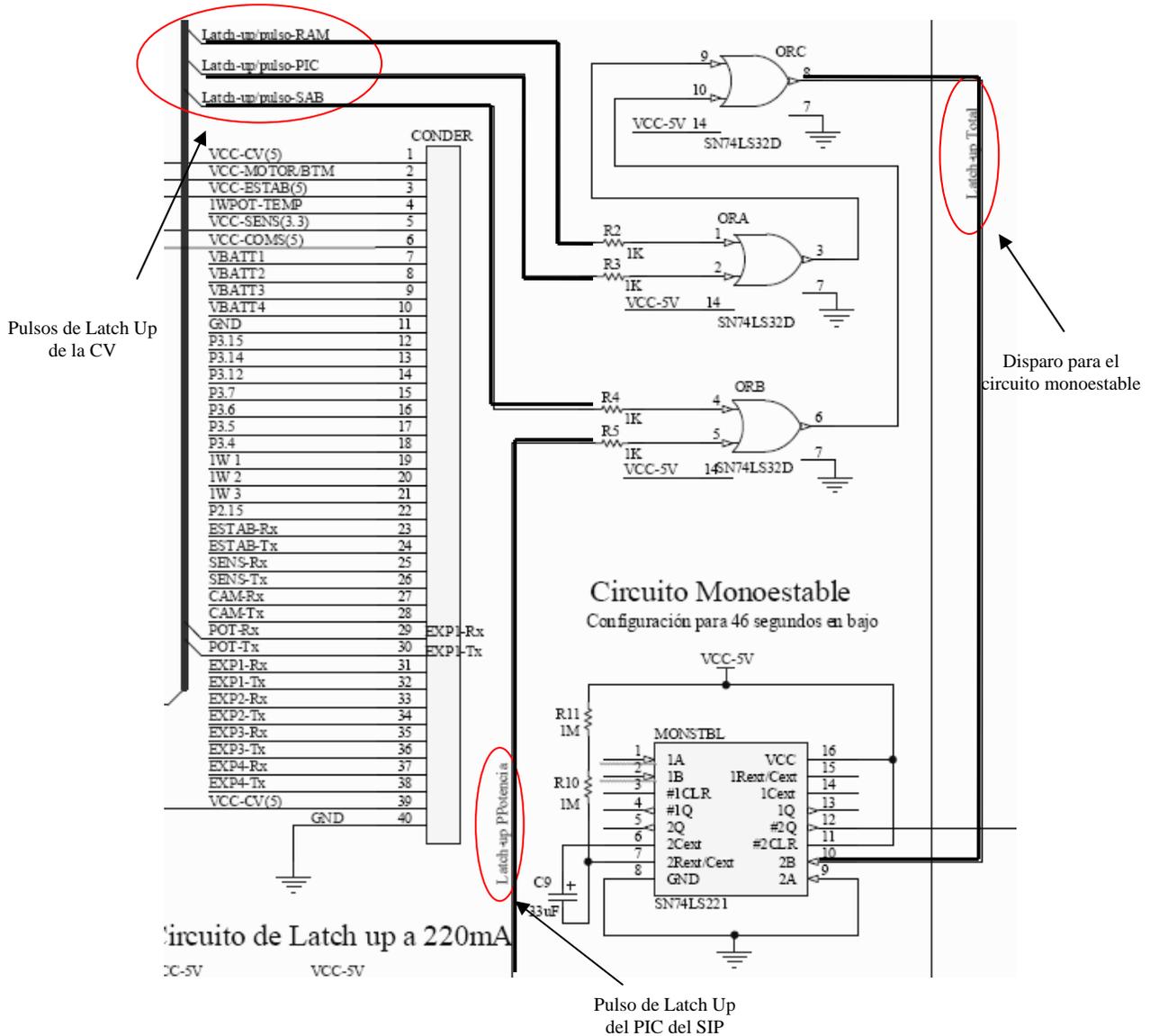


Figura 4.11 Circuito Monoestable y Compuerta OR.

Esta salida que ofrece el monoestable, está conectada directamente a la línea de control del interruptor tolerante a fallas del PIC, el cual solo permanece cerrado mientras dicha línea se encuentra en alto, por lo que, durante ese lapso de tiempo el interruptor se abre, impidiendo que la alimentación del PIC se encuentre presente. Por consiguiente, el PIC queda desenergizado, sus líneas digitales que controlan al resto de los interruptores se cambian a un nivel bajo quedando estos abiertos y, consecuentemente, la mayor parte de los componentes del sistema completo pierden su fuente de energización (figura 4.12).

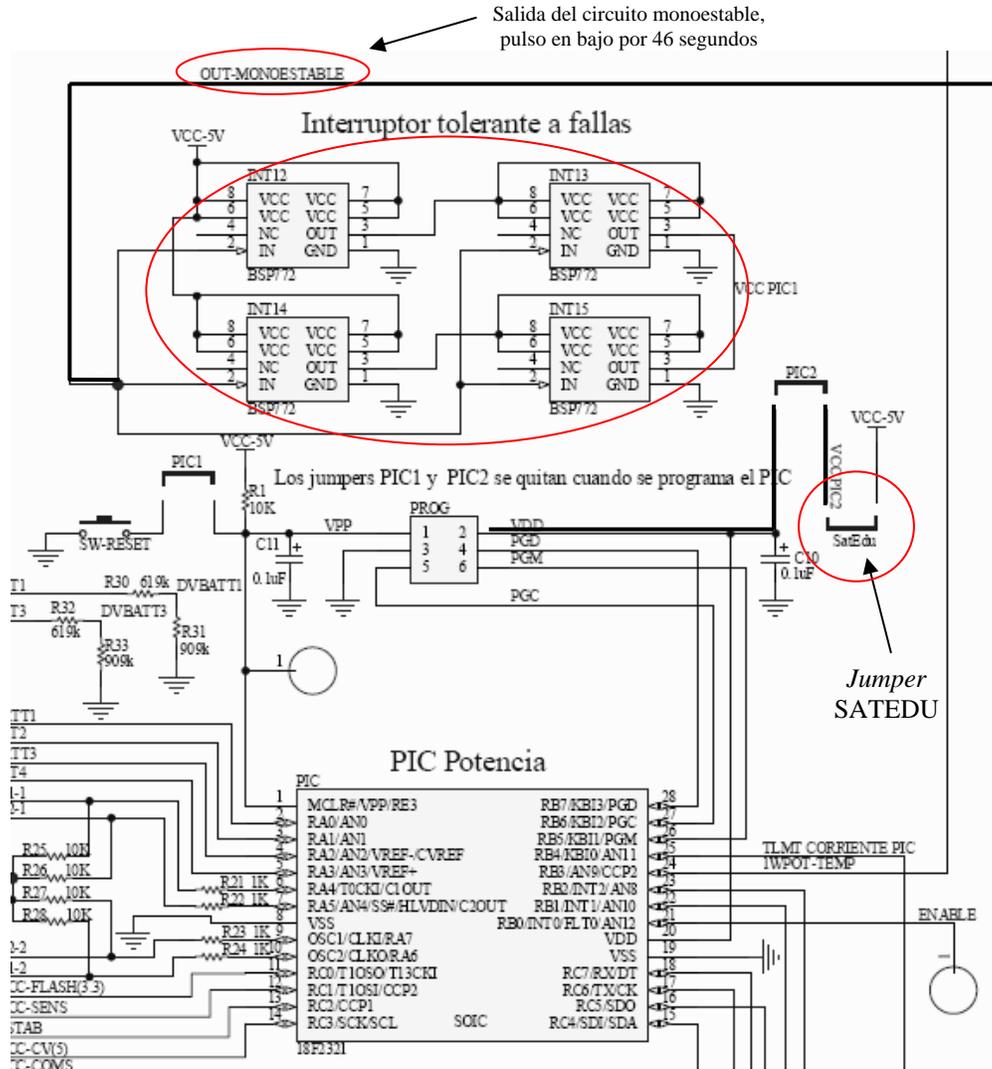


Figura 4.12 PIC de Potencia y su Interruptor Tolerante a Fallas.

Después del lapso programado para el monoestable, su salida pasa de un ‘0’ a un ‘1’, cerrando así el interruptor tolerante a fallas dispuesto para el control de energización del PIC, con ello nuevamente el PIC está a la espera de que la CV le envíe instrucciones. Si el efecto *latch up* sigue presente después de haber transcurrido los 46 segundos, el hardware, al percatarse de ello, nuevamente disparará al monoestable realizando el mismo procedimiento descrito.

Se habló acerca de que SATEDU no implementa esta circuitería; solo deja el espacio libre en el circuito impreso. La forma en que prescinde de estos componentes sin alterar su funcionamiento, se explica a continuación.

Debido a que el interruptor tolerante no se integra a la tarjeta de electrónica en la versión de SATEDU, la alimentación del PIC depende de un *jumper* nombrado SATEDU (figura 4.12), que lo conecta directamente con el voltaje proveniente del regulador de 5V. Con ello, el sensor de corriente, el circuito comparador, la compuerta *or* y el circuito monoestable no cumplen ninguna función, por lo anterior, no se encuentran integrados en el circuito impreso. Esta misma característica puede apreciarse de mejor manera observando el diagrama de bloques de la figura 4.6, haciendo notar que los bloques con forma circular son para uso exclusivo del picosatélite, por lo que en SATEDU no se encuentran incorporados.

Esta tarjeta, además cuenta con 3 sensores *One Wire* de temperatura, cuya telemetría es recibida por el PIC y enviada a la CV cuando esta lo requiera.

Para finalizar la sección de componentes agrupados de acuerdo al voltaje regulado que emplean, se tiene la parte de 12V. El voltaje que entregan las baterías alimenta al convertidor DC-DC y de él se obtienen los 12V controlados por el interruptor 11 (figura 4.13). Este voltaje se envía al *bus* y se emplea para su uso en el motor alojado en la tarjeta de estabilización. Ya que este subsistema maneja 2 voltajes diferentes (5V y 12V), la línea de control que abre y cierra a sus respectivos interruptores, es la misma.

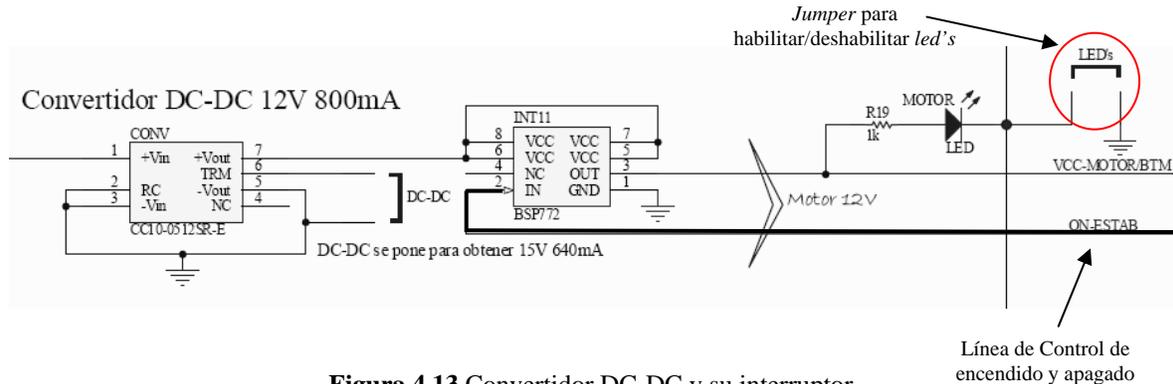


Figura 4.13 Convertidor DC-DC y su interruptor.

Cada voltaje regulado, es enviado al *bus* para su empleo en el subsistema correspondiente y además, cuentan con un *led* para que en el momento en que se realicen las pruebas a la tarjeta de electrónica sirvan como indicadores luminosos de que el voltaje se encuentra presente. De igual forma, una vez que se tiene la certeza de que los interruptores funcionan de forma adecuada y de que, por consiguiente, el encendido y apagado de voltajes es correcto, un *jumper* habilita/deshabilita a estos *led's* para obtener un ahorro en el consumo de energía cuando estos ya no se requieren (figura 4.13).

4.2.2.1 Funciones del Microcontrolador PIC de la Tarjeta de Electrónica

El PIC se encarga de ejecutar los comandos que la CV le envíe para el encendido y apagado de equipos vía puerto serie, además monitorea tanto el voltaje presente en las baterías como el estado del proceso de carga de las mismas y envía su telemetría a la CV, además de tomar lectura de la corriente consumida por el mismo PIC y la temperatura que registran los sensores de ambas tarjetas (electrónica y baterías).

En este subtema se explicarán estas funciones correspondientes al PIC del SIP.

El monitoreo de voltaje se realiza para cada batería, por lo que se emplean 4 convertidores analógico digital del PIC, uno por batería. Recordando el arreglo en el cual se conectaron a las baterías (2S2P), figura 4.4, los voltajes correspondientes a las baterías 2 y 4, se conectan directamente a los pines 3 y 5 del PIC. El voltaje máximo que soportan los pines de entrada del microcontrolador, es de 5V, lo cual, para este caso no supone problema alguno, ya que el voltaje máximo que pueden presentar las baterías en ese punto es de 4.2V.

Para las dos baterías restantes (1 y 3), dada la conexión que se tiene, el voltaje que se mide en esos puntos (V_{batt1} y V_{batt3}) es el voltaje serie, cuyo valor máximo es de 8.4V, por lo cual no es posible conectar estos puntos directamente con los convertidores. Por ello, se adaptó un divisor de voltaje a 5V, para realizar la conexión, y después, mediante *software*, hacer los cálculos necesarios para obtener el valor real de la tensión que ofrecen estas baterías.

Para ser consistentes con la nomenclatura de los elementos en el esquemático, se manejarán los mismos nombres empleados ahí (figura 4.14). Los valores de los resistores para el divisor se muestran en enseguida.

Según el material existente en bodega, se decidió fijar el valor de uno de los resistores:

$$R30 = 619k\Omega$$

De manera que:

$$R31 = \frac{(R30)(V_{OUT})}{V_{IN} - V_{OUT}} = \frac{(619k\Omega)(3)}{8.4 - 3} = 910k\Omega$$

Aproximando el valor obtenido a los existentes en almacén, se tiene que:

$$R31 = 909k\Omega$$

De manera análoga se obtiene para el segundo divisor del voltaje:

$$R32 = 619k\Omega$$

y

$$R33 = 909k\Omega$$

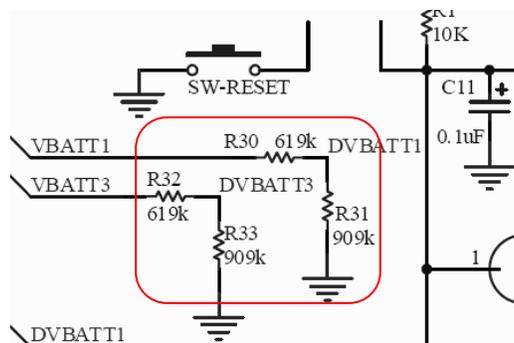


Figura 4.14 Divisor de voltaje de las baterías 1 y 3.

Dado que el PIC mantiene comunicación con el circuito de carga para conocer el proceso de carga de las baterías, la tabla 4.1 muestra las señales que recibe el PIC por medio de los resistores de *pull up* (figura 4.3).

Para el caso de las líneas de control que abren/cierran los interruptores, cuando la CV envía el comando de apagado y/o encendido al PIC, este envía un '1' o un '0' lógicos al interruptor correspondiente, según el subsistema deseado.

Finalmente, el PIC recaba la telemetría correspondiente al consumo de corriente del PIC, temperatura de la tarjeta de electrónica y de baterías, voltaje de las baterías y estado del proceso de carga de estas. Dicha información la envía por puerto serie a la CV cuando esta la requiere. La forma en que lo hace se explica en el capítulo 6, donde se hablará del aspecto del *software*.

Adicionalmente, debido a que todas las líneas del *bus* se encuentran bajo uso, fue necesario agregar dos vías a este circuito impreso, una para conectar una línea del PIC que controle el habilitador de los circuitos de carga y la otra para enviar un *reset* al PIC por medio de *software*.

4.3 Desarrollo de circuitos impresos del SIP

La elaboración de los circuitos impresos se llevó a cabo empleando el *software* Protel DXP 2004.

Como inicio para el desarrollo de cualquier circuito impreso, es necesario elaborar el circuito eléctrico de conexiones, llamado esquemático y cuyas pequeñas secciones se han podido apreciar a lo largo de este capítulo.

A pesar de que Protel DXP posee librerías extensas de diversos dispositivos de diferentes fabricantes, en los cuales incluye además del símbolo electrónico y su huella (*footprint*), hay que hacer notar que no posee todos y cada uno de los circuitos que existen actualmente en el mercado. Por consiguiente, para gran parte de los dispositivos y elementos empleados en SATEDU, fue necesario realizar tanto su símbolo usado en el diagrama de conexiones o esquemático, así como su huella, considerando las especificaciones que marca el fabricante en las hojas de especificaciones, tales como dimensiones, forma, ancho de los pines (si era el caso), número de los mismos, tipo de empaquetado, etc.

Una vez que ya se tenían hechos tanto los símbolos como las huellas correspondientes a cada elemento, se procedió a realizar el esquemático, haciendo las conexiones eléctricas necesarias.

Cuando se completa el esquemático, se realiza una compilación con el mismo *software*, para validar y/o encontrar incongruencias, errores o demás detalles en el esquemático. Cuando no encuentra problemas, transfiere la información contenida en el diagrama a su versión de circuito impreso.

En este circuito, el usuario define el tamaño que tendrá el impreso, el número de capas, así como su forma. También delimita el área de trazado de pistas, el ancho de las mismas y la mínima distancia entre ellas. En el impreso se muestran los componentes con la forma real que poseen. Las conexiones las realiza el mismo *software*, pero en primera instancia lo que ofrece es una vista de lo que se conoce como “nido de ratas”. Los componentes se acomodan según las necesidades del impreso a realizar. Dado que estas tarjetas (Electrónica y Baterías) deben ser compatibles con el resto de los subsistemas de SATEDU, el tamaño para los circuitos impresos es de 8.9cmx8.9cm, y los conectores de costilla empleados como *buses*, deben estar en la misma posición geométrica que la de los demás impresos, así como las perforaciones dispuestas para los postes que sostienen al tándem de impresos.

Es importante realizar dos tipos de inspecciones: la primera consiste en hacer una impresión a escala uno a uno en papel normal de los circuitos impresos que se han desarrollado, esto es con el fin de corroborar que las huellas de cada componente correspondan en su totalidad en tamaño y forma con los circuitos integrados y demás dispositivos que conforman a las tarjetas.

Una vez ruteado el circuito impreso, la segunda inspección consiste en corroborar que cada pista en este circuito coincida con cada conexión eléctrica hecha en el esquemático. Esto puede significar un trabajo complejo y fatigoso, pero con ello se reduce el número de errores y por consiguiente, implica un ahorro en tiempo, pues es el momento justo de realizar cualquier cambio o corregir cualquier defecto que se presente, como alguna conexión mal hecha o algún dispositivo que se haya quedado sin conectar.

Se dividirá la explicación de los circuitos impresos por cada tarjeta.

4.3.1 Tarjeta de Baterías

Tanto en la parte superior (*top*) como en la inferior (*bottom*) se cuenta con dos baterías, un circuito de carga y componentes externos a este último. En el *top* se dispusieron los *led's* que indican el estado del proceso de la carga de baterías, además de que se encuentra disponible el espacio para el uso del *Kill Switch*.

Dado que esta tarjeta va en la parte inferior del sistema completo de SATEDU, se tuvieron que contemplar algunos detalles extras. Puesto que las baterías pueden ser cargadas ya sea por medio de celdas solares o de un tomacorriente externo, se emplea un *jack* para su conexión a través de dicho tomacorriente. Recordando que la estructura de SATEDU es una campana de las que se emplean para el almacenamiento de Discos Compactos (CD's), figura 4.15, la base de la campana es una circunferencia de plástico que en algunos casos posee bordes que forman un círculo, o bien, un octágono.

Debido que el *jack* debe sobresalir de esta base para conectarlo al tomacorriente, la disposición geométrica del mismo se eligió en un lugar donde, al hacer la perforación a la base plástica, no interfiera con ninguno de estos bordes, simplemente con el objetivo de hacer más fácil el proceso de perforación. Estas mismas consideraciones se realizaron para la colocación del interruptor manual que reemplaza al *Kill Switch* (figura 4.16).



Figura 4.15 Vista inferior de la base de un contenedor de Discos Compactos (CD's).

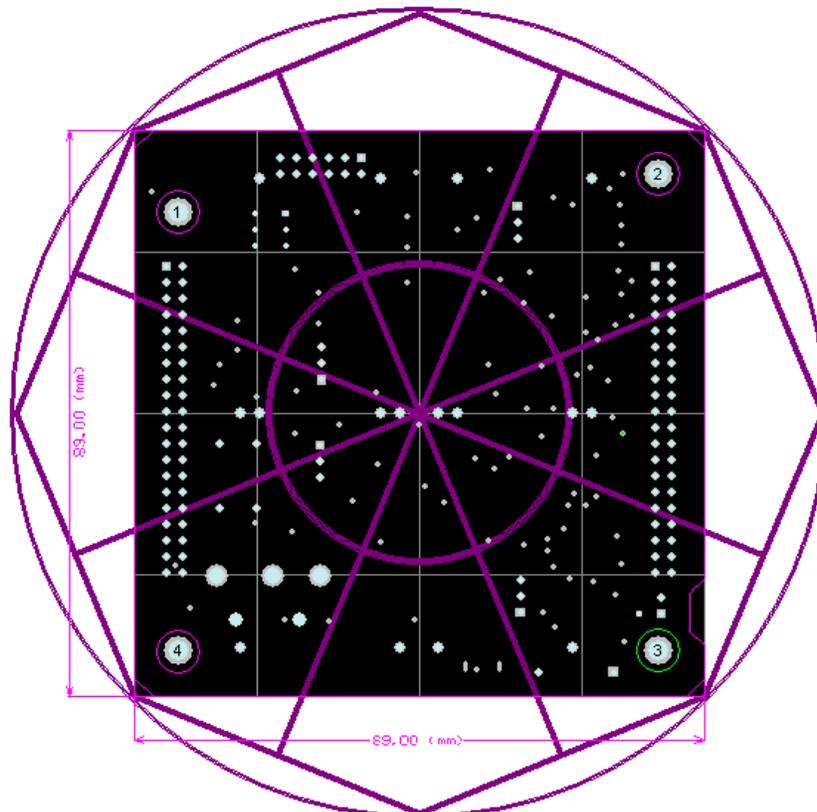


Figura 4.16 Guías para la colocación del *jack* y el interruptor manual.

4.3.2 Tarjeta de Electrónica

En esta tarjeta no hubo problema para ubicar los dispositivos, por lo que en la parte superior (*top*) se decidió concentrar al PIC al centro de la tarjeta, a los *led's* que indican cuando se ha encendido un sistema y la circuitería diseñada contra el efecto *latch up*.

En la parte inferior (*bottom*) se alojaron a los interruptores *Miniprofet* y a los reguladores de voltaje junto con el convertidor DC-DC (figura 4.19).

Adicionalmente, se cuenta con un sensor de temperatura en el lado superior y los dos restantes en el inferior.

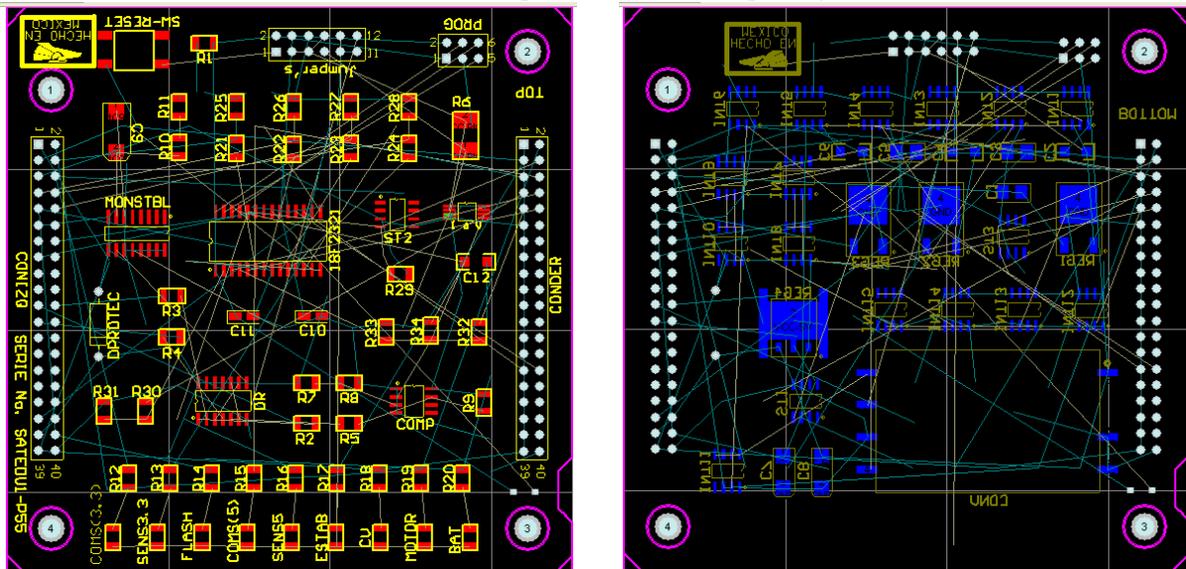


Figura 4.19 De izquierda a derecha, vistas superior e inferior del “nido de ratas” de la tarjeta de Electrónica.

Llegado a este punto, se realizan impresiones en papel normal, escala 1:1, con el fin de corroborar físicamente que la disposición, tamaño y orientación de cada componente cumpla los requerimientos establecidos. Cada componente se mide con respecto a su huella y, de ser necesario, se realizan los cambios pertinentes (figura 4.20 y 4.21).

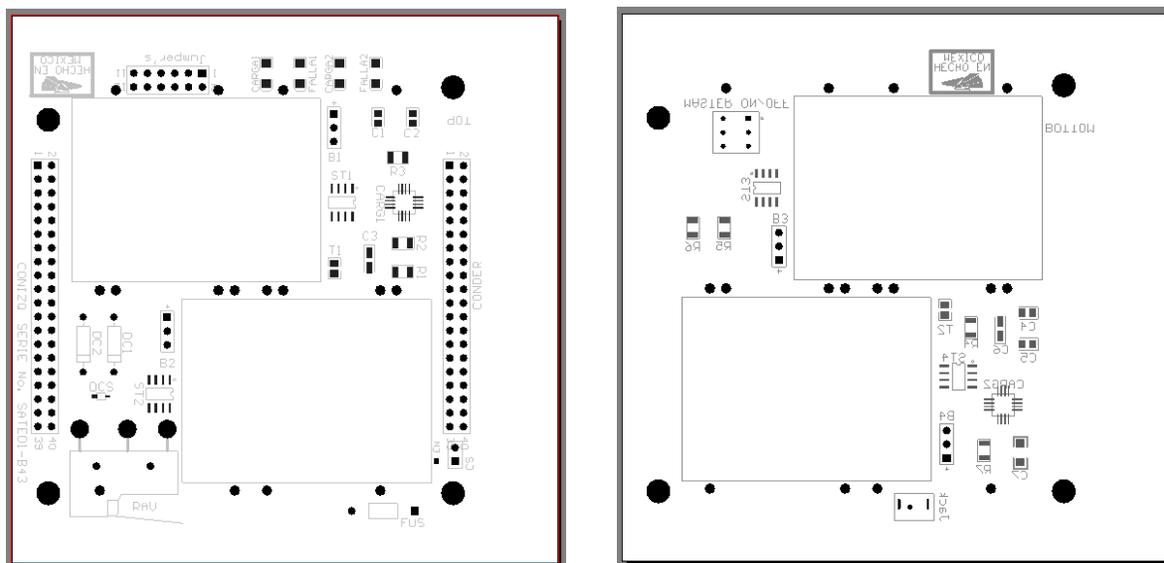


Figura 4.20 De izquierda a derecha, vista superior e inferior de la tarjeta de Baterías en una versión a escala, (la figura mostrada está en una escala menor al tamaño real).

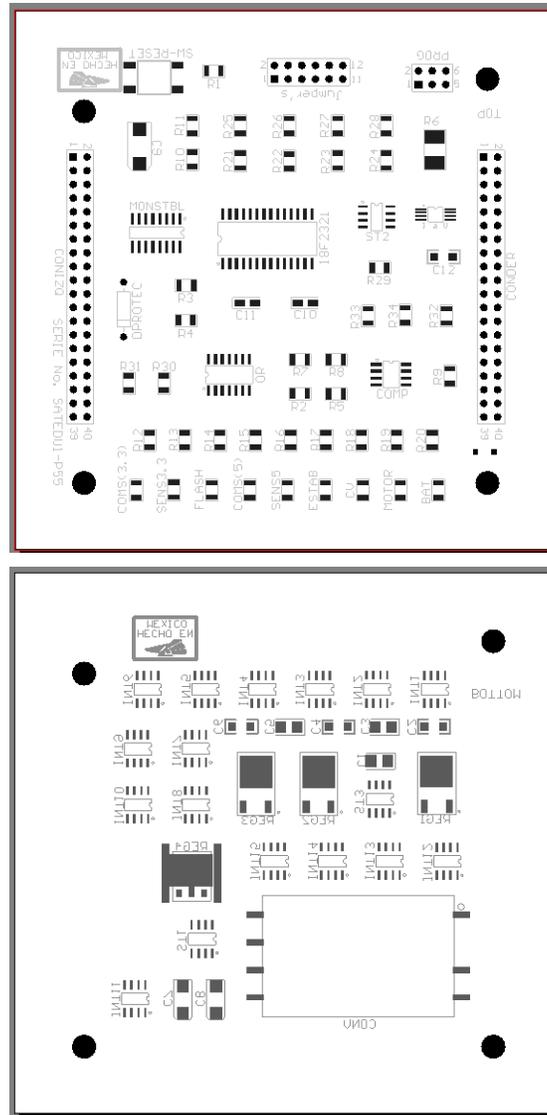


Figura 4.21 De arriba a abajo, vista superior e inferior de la tarjeta de Electrónica en una versión a escala, (la figura mostrada está en una escala menor al tamaño real).

Cuando lo anterior es satisfactorio, se procede al proceso de trazado de pistas, el cual lo realiza el mismo *software* con las características y reglas previamente especificadas. Los grosores de pista definidos son los mostrados en las tablas 4.2 y 4.3.

Señal	Ancho mín. [mm]	Ancho máx. [mm]
Voltaje de Baterías y Tierra	0.6	0.8
12V	0.4	0.6
5V	0.3	0.4
Señales restantes	0.254	0.3

Tabla 4.2 Ancho de pistas para la tarjeta de Electrónica.

Señal	Ancho mín. [mm]	Ancho máx. [mm]
Voltaje de Baterías y Tierra	0.6	0.8
5V	0.4	0.6
Señales restantes	0.254	0.3

Tabla 4.3 Ancho de pistas para la tarjeta de Baterías.

Finalmente, los circuitos impresos para la tarjeta de baterías y la de electrónica, ya con las pistas trazadas, se pueden apreciar en las figuras 4.22 y 4.23.

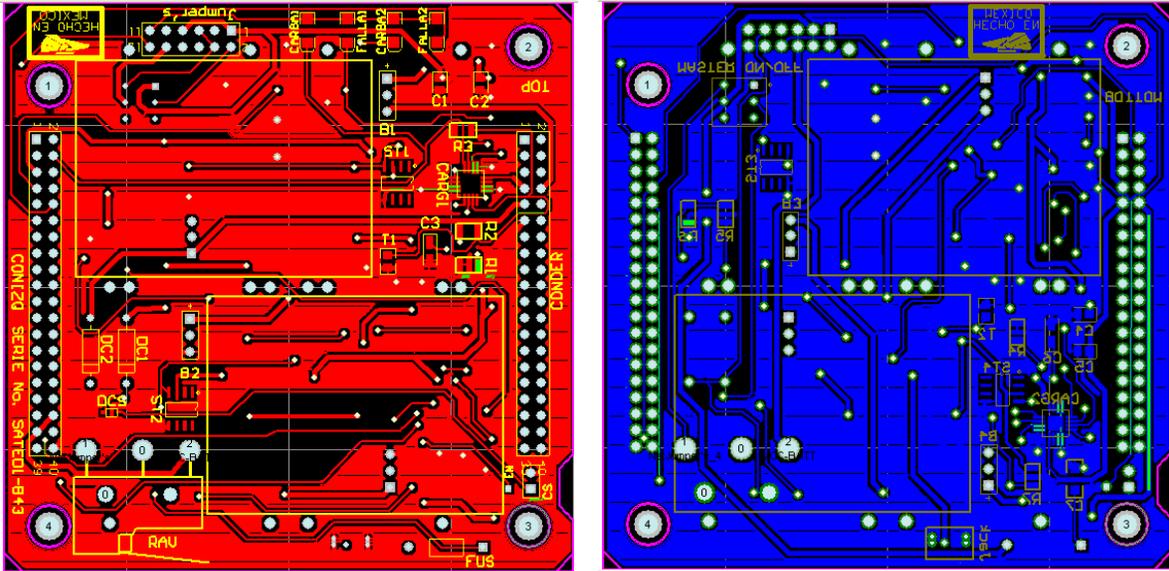


Figura 4.22 De izquierda a derecha, vista superior e inferior de la tarjeta de Baterías.

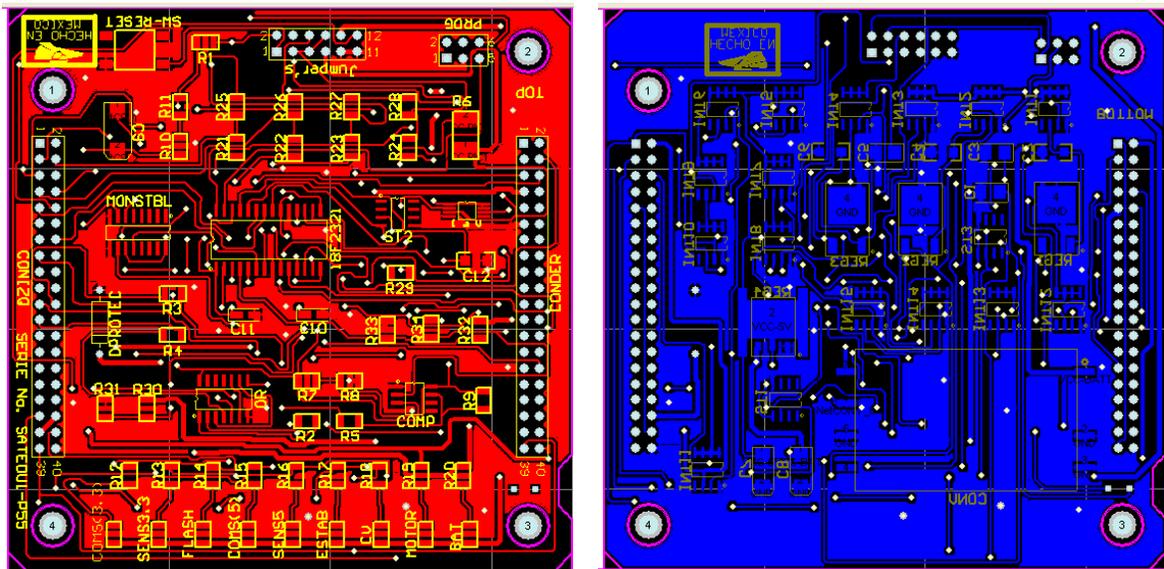


Figura 4.23 De izquierda a derecha, vista superior e inferior de la tarjeta de Electrónica.

Ya conformes con el resultado, los archivos generados por Protel DXP se envían a fabricar. Los resultados físicos se observan en las siguientes fotografías (figuras 4.24 y 4.25):

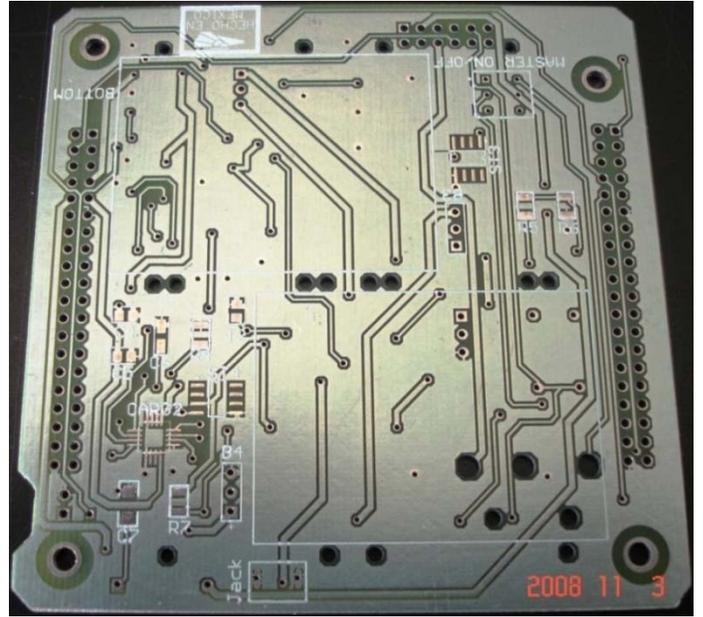
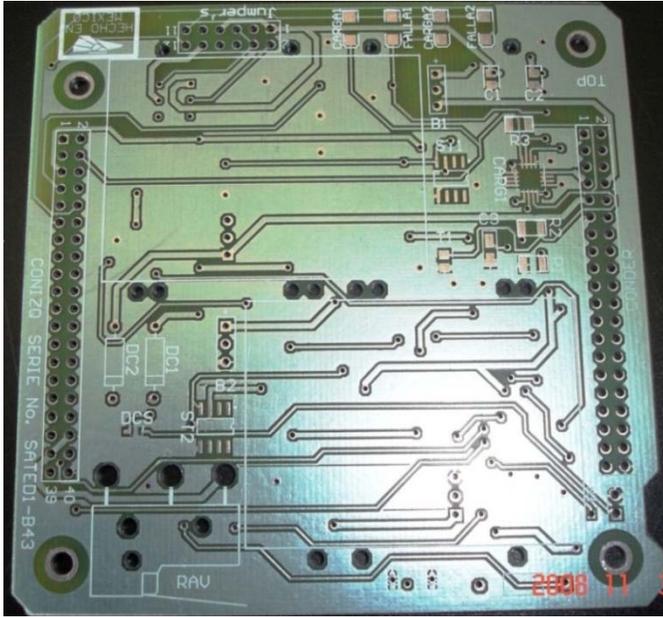


Figura 4.24 De izquierda a derecha, vista superior e inferior del circuito impreso de la tarjeta de baterías.

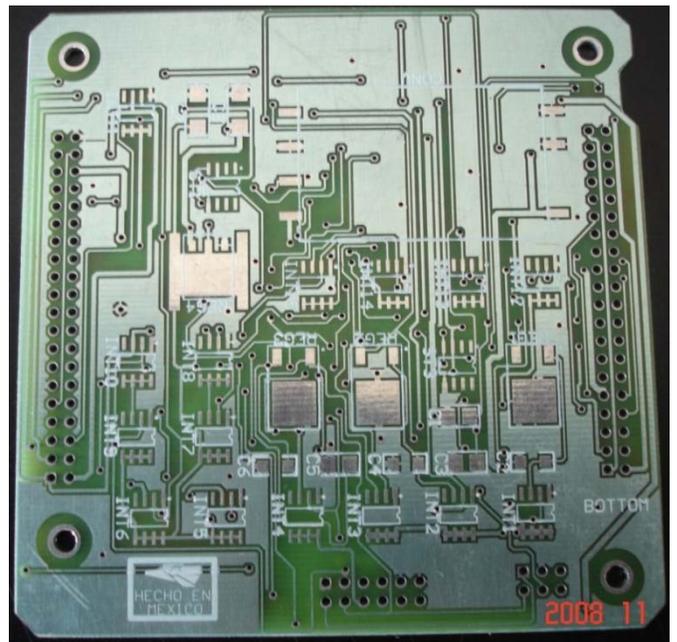
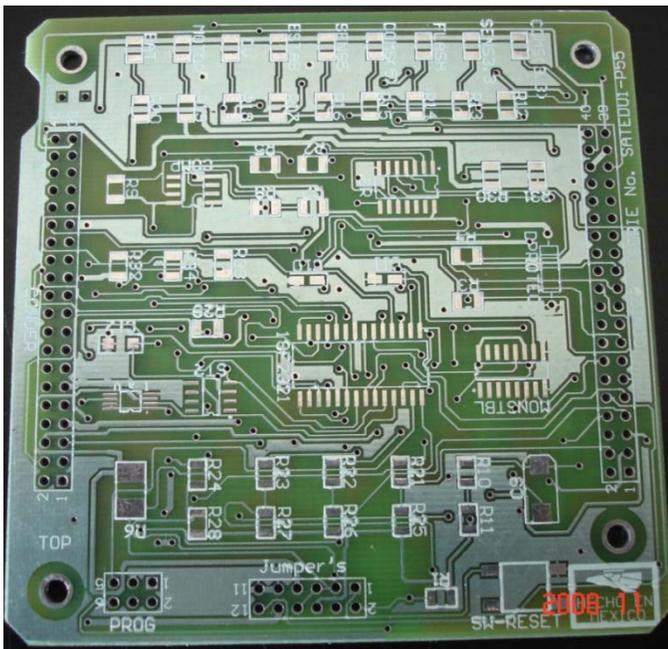


Figura 4.25 De izquierda a derecha, vista superior e inferior del circuito impreso de la tarjeta de Electrónica.

Capítulo 5

Pruebas de validación realizadas a las tarjetas del SIP de SATEDU

5.1 Introducción

Una vez completado el diseño y la fabricación de los circuitos impresos del SIP de SATEDU, las pruebas de validación son fundamentales, puesto que en ellas se detecta y, de ser necesario, se corrige la falla o se acondiciona algún componente para que realice de manera correcta su labor, además de que si el módulo por sí solo funciona adecuadamente, las probabilidades de que el desempeño de los módulos en conjunto como un único sistema sean favorables, también son mayores.

En este capítulo se discutirán las pruebas realizadas a las dos tarjetas que conforman el subsistema de Potencia de SATEDU, así como los resultados obtenidos.

5.2 Pruebas visuales y de inspección aplicadas al SIP de SATEDU

Con los circuitos impresos listos, se realizó una inspección visual bajo lupa para encontrar posibles errores de manufactura en los mismos. Uno de los aspectos importantes es corroborar que no existan cortos circuitos entre los voltajes y tierra, por ello con ayuda de un multímetro se revisaron los *buses* de conexión con los que cuenta cada tarjeta, pues en dichos *buses* se manejan los distintos voltajes que alimentan al sistema completo.

Cuando se tiene asegurado que no existe ningún problema con las conexiones eléctricas, el siguiente paso es comenzar a soldar los componentes. Debido a que la mayor parte de dispositivos empleados son de montaje superficial y a que no existía experiencia previa en el soldado de este tipo de componentes, se optó por iniciar soldando aquellos componentes que no requieren de un manejo delicado, como en el caso de resistores, *led's* y condensadores. Posteriormente se prosiguió a soldar los demás elementos mínimos necesarios para poner en marcha ambas tarjetas, y se fueron realizando pequeñas pruebas para ir confirmando el buen funcionamiento de las mismas.

Para continuar con el mismo orden que se ha venido presentando, se explicarán estas etapas por cada tarjeta.

5.3 Pruebas aplicadas a la Tarjeta de Baterías del SIP

El módulo de almacenamiento de energía es la parte medular de esta tarjeta, por lo que las pruebas realizadas fueron dirigidas hacia las baterías, realizando su carga y descarga para observar su comportamiento y, aunado a ello, garantizar el buen funcionamiento de los circuitos de carga.

5.3.1 Descarga de Baterías

Para realizar un proceso de carga completo y validar cada etapa de este proceso (descrito en el capítulo 3), es necesario que las baterías estén descargadas. Hay que recordar que el estar en este estado no implica que su voltaje sea de 0V, sino que esté en el límite inferior del umbral establecido para baterías *Li Ion* (2.8V).

Se soldaron pequeños cables a las terminales de cada batería para manejarlas con mayor facilidad y se les conectó una carga. Cada cierto lapso de tiempo se fue midiendo el voltaje y se observó el decremento que iba presentando. Haciendo esto se comprobó que las baterías incorporan circuitería de protección de fábrica contra sobredescarga, tal como se menciona en el capítulo 3.3, pues cuando se descargaban por debajo del

límite, la batería se comportaba en circuito abierto, y con ello ya no proporcionaban energía hasta que fueran nuevamente cargadas.

Otra manera de descargar las baterías es ensamblando algún subsistema de SATEDU junto con Potencia, por ejemplo la Computadora de Vuelo, de manera que esta consuma energía provista por las baterías.

5.3.2 Carga de Baterías

Dado que son dos los circuitos de carga que se emplean, primero se soldó uno junto con los componentes externos que necesita (condensadores, resistores, termistores y *led's*) para así llevar a cabo la prueba de carga.

Las baterías se conectaron al circuito impreso con ayuda de los cables y se energizó al circuito de carga empleando una fuente de alimentación externa. El *led* llamado CARGA1 se enciende cuando el proceso de carga da inicio. En la carátula de la fuente y del multímetro fue posible observar el consumo de corriente del circuito, el cual es congruente con los cálculos realizados para fijar el valor de la corriente de carga (0.34A), figura 5.1. Recordando que cuando existe alguna falla por temperatura durante el proceso de carga, el circuito de carga enciende el *led* de aviso de falla, se acercó la punta de un caudín al termistor para corroborar esto. Transcurrido un pequeño lapso de tiempo y cuando la temperatura registrada fue por encima de los 43°C aproximadamente, el *led* nombrado FALLA1, comenzó a parpadear en respuesta a este estímulo de incremento de temperatura y el proceso de carga se detuvo de forma automática. Una vez que la temperatura descendió, la carga se reanudó.

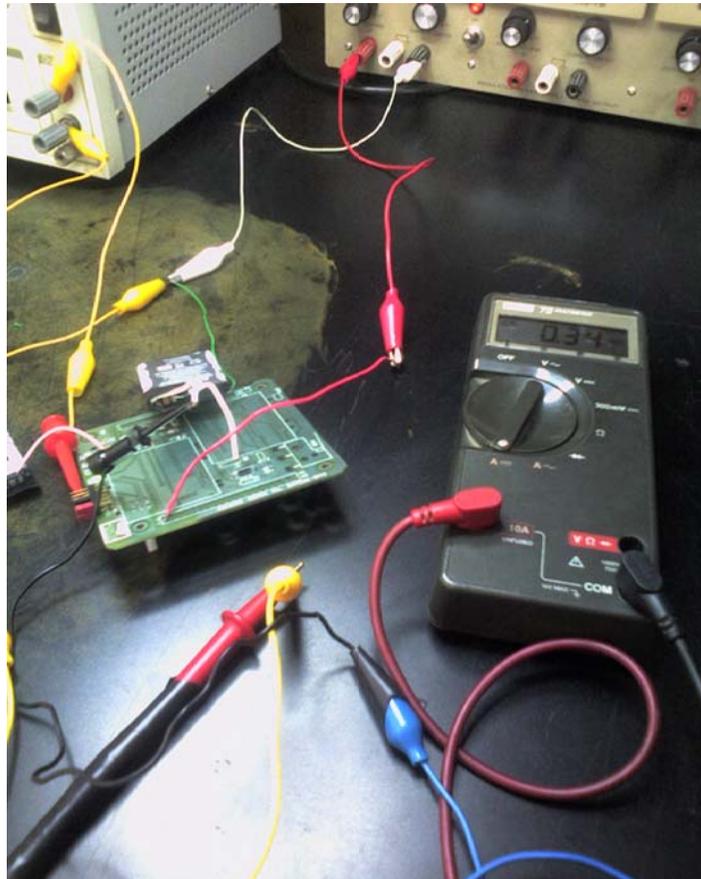


Figura 5.1 Carga de Baterías y medición de corriente.

Durante cada etapa del proceso de carga, se midió la corriente y el voltaje que el circuito de carga suministraba a las baterías para corroborar que los valores de estos datos fueran los esperados, obteniéndose resultados satisfactorios.

Cuando el circuito de carga indicó que el proceso había finalizado (esto se sabe puesto que el *led* CARGA1 se apaga), se midió el voltaje de las baterías el cual fue de 4.2V, y con ello se confirmó que el primer proceso de carga realizado fue exitoso.

Este mismo proceso de cargar y descargar a las baterías se repitió en varias ocasiones para asegurar el buen funcionamiento del circuito de carga, así como para observar el comportamiento de las baterías sometidas a este proceso.

Una vez conformes con el resultado, se procedió a soldar el segundo circuito de carga y se realizaron las mismas pruebas de manera individual, es decir, como si solo estuviera conectado un circuito de carga en la tarjeta de baterías. Cuando los resultados fueron satisfactorios se realizó la prueba completa de cargar 4 baterías al mismo tiempo y así verificar el funcionamiento de ambos circuitos de carga de manera simultánea. Con los resultados anteriores se decidió llevar a cabo el soldado de las baterías en el circuito impreso, para mantenerlas fijas en su lugar y para llevar a cabo la carga sin necesidad de cables externos soldados en las baterías (figuras 5.2 y 5.3).

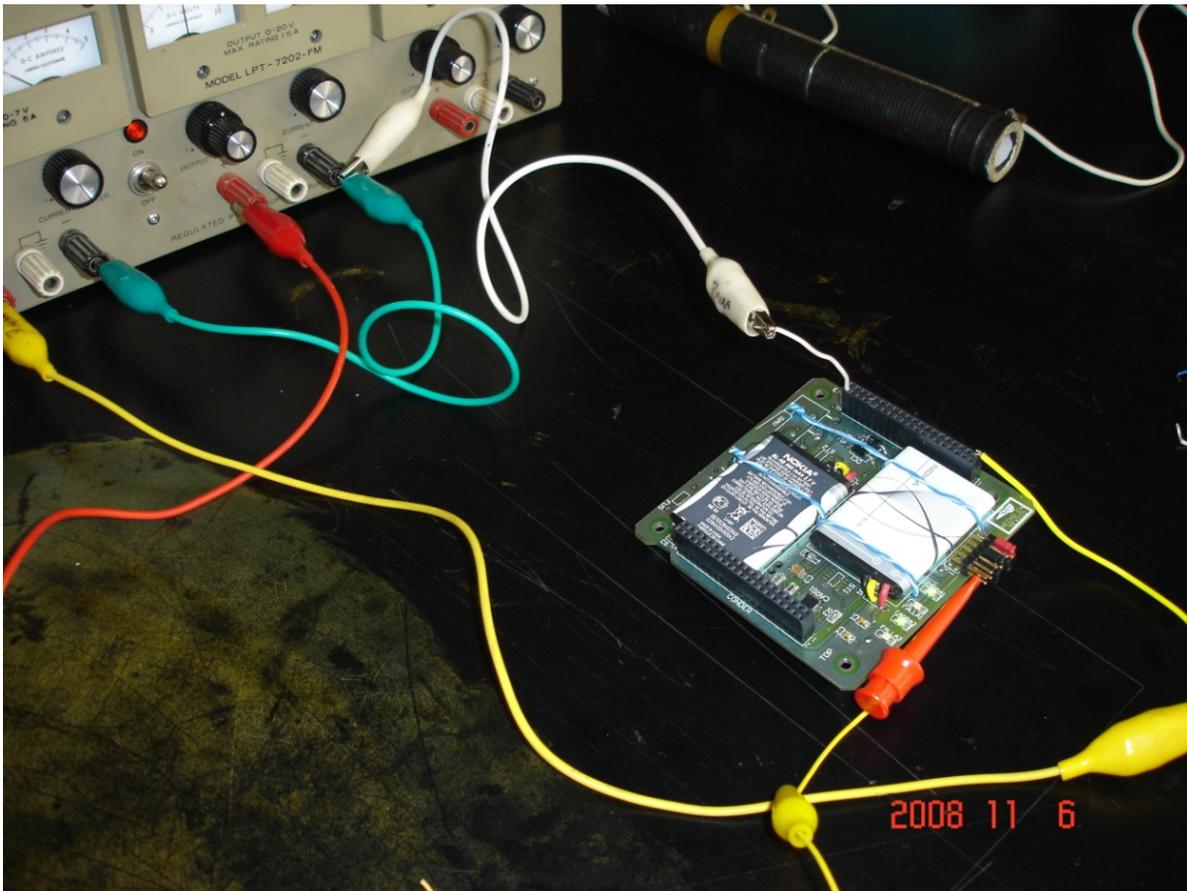


Figura 5.2 Baterías fijas en el circuito impreso.

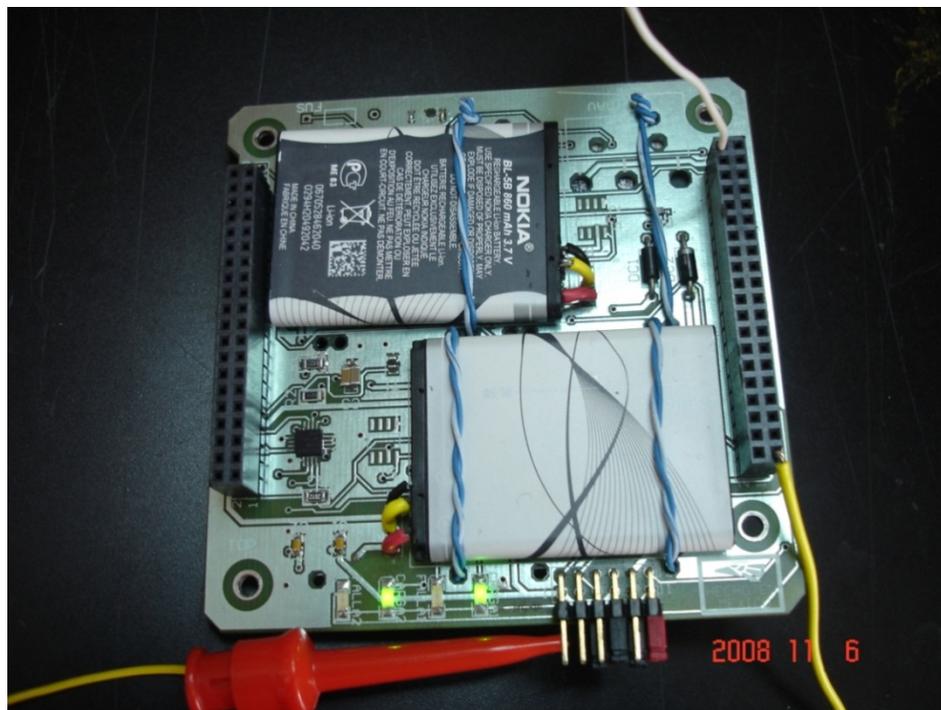


Figura 5.3 Proceso de carga de las cuatro baterías al mismo tiempo.

En la figura 5.3 se observan los dos *led's* encendidos (CARGA1 y CARGA2) en señal de que los dos circuitos de carga se encuentran en funcionamiento.

5.4 Pruebas aplicadas a la Tarjeta de Electrónica del SIP

En primera instancia se soldaron los reguladores de voltaje y el convertidor DC-DC y se midieron las tensiones reguladas que cada uno ofrece. Posteriormente se soldó el Microcontrolador PIC junto con los componentes mínimos necesarios para su funcionamiento, y con ello se le realizó una primera prueba al módulo de distribución de energía.

5.4.1 Pruebas aplicadas al módulo de distribución de energía

Recordando que a esta tarjeta se le colocaron visualizadores luminosos (*led's*) para saber cuando un subsistema está o no energizado, la prueba para el módulo de distribución de energía se apoyó en el encendido y apagado de estos *led's*.

- a) Encendido y Apagado de subsistemas sin comando

Identificando las líneas del microcontrolador empleadas para el control de los interruptores, se cargó un programa sencillo al PIC que cumpliera con la función de abrir y cerrar los interruptores enviando 0's y 1's lógicos. Cuando el interruptor estaba cerrado, y por consiguiente su *led* correspondiente encendido, con ayuda de un multímetro se medía el voltaje en el *bus*, y se confirmaba que su valor fuera el esperado y que no estuviera presente en caso de que el interruptor se encontrara abierto. De manera similar se realizó lo mismo para los demás interruptores, corroborando así su buen funcionamiento junto con el del PIC.

- b) Encendido y Apagado de subsistemas vía puerto serie

Se llevaron a cabo dos pruebas empleando el puerto serie del PIC. Para ello se cargó parte de lo que conforma el *software* principal del PIC para habilitar la transmisión y recepción de datos vía puerto serie, y para la

interpretación de los mismos, lo cual se traduce en la recepción de comandos y toma de acciones por parte del PIC. La primera prueba consistió en enviarle los comandos de encendido y apagado al PIC a través del empleo del puerto serie de una computadora personal. El comando se enviaba y se esperaba la respuesta del microcontrolador para encender ó apagar el(los) subsistema(s) solicitado(s).

La segunda prueba se realizó enviando el comando por medio de la computadora de Vuelo, quien es la encargada de solicitar las acciones necesarias para el funcionamiento del sistema SATEDU. La CV indicaba que subsistemas requería encender y/o apagar y el PIC realizaba la acción.

De esta manera, además de corroborar que el módulo de distribución de energía funcionara adecuadamente, fue posible realizar la validación de la comunicación vía puerto serie que mantiene el subsistema de potencia con la computadora de vuelo para realizar acciones. La información relevante al *software* y protocolo de comunicaciones se verá en el capítulo 6.

Con estas pruebas, fue posible afirmar que las tarjetas de baterías y de electrónica se encontraban listas para continuar desarrollando las demás funciones contempladas para ellas.

Las tarjetas terminadas, con todo y sus componentes soldados, se muestran en las figuras 5.4 a 5.8.

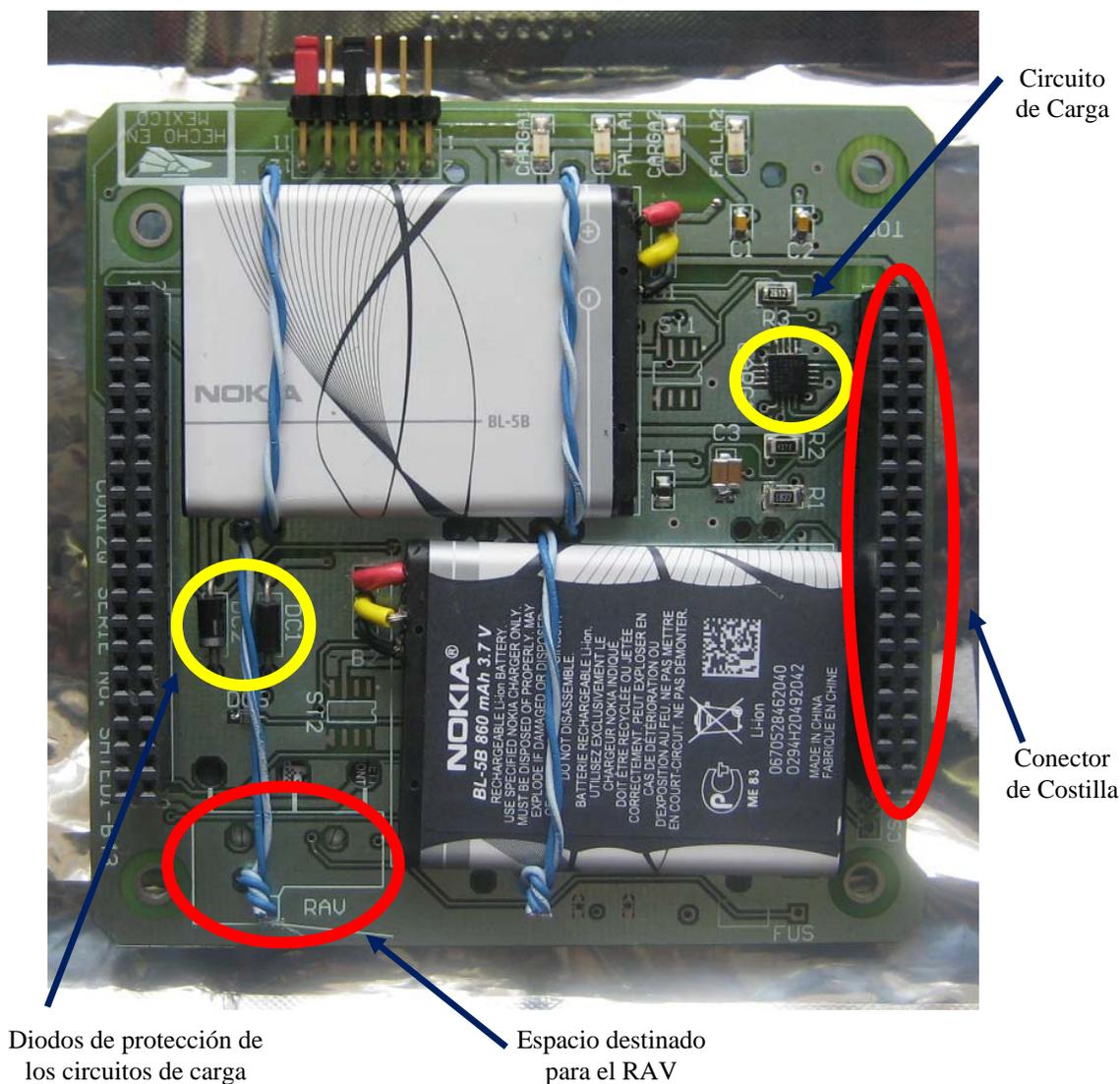


Figura 5.4 Vista superior (Top) de la tarjeta de Baterías.

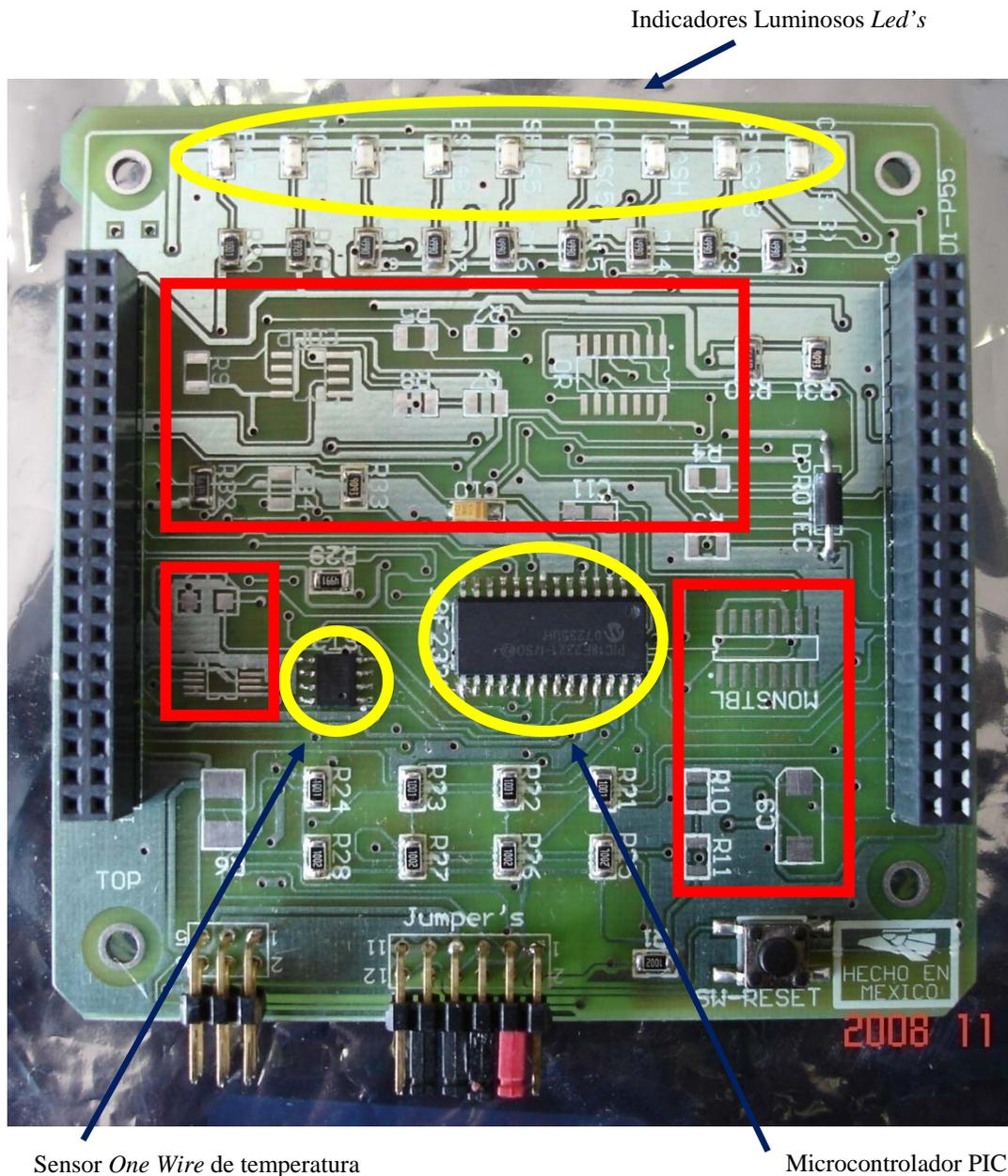


Figura 5.5 Vista superior de la tarjeta de Electrónica.

Las partes seleccionadas en rojo corresponden al espacio dispuesto para el módulo de protección contra efecto *latch up*.

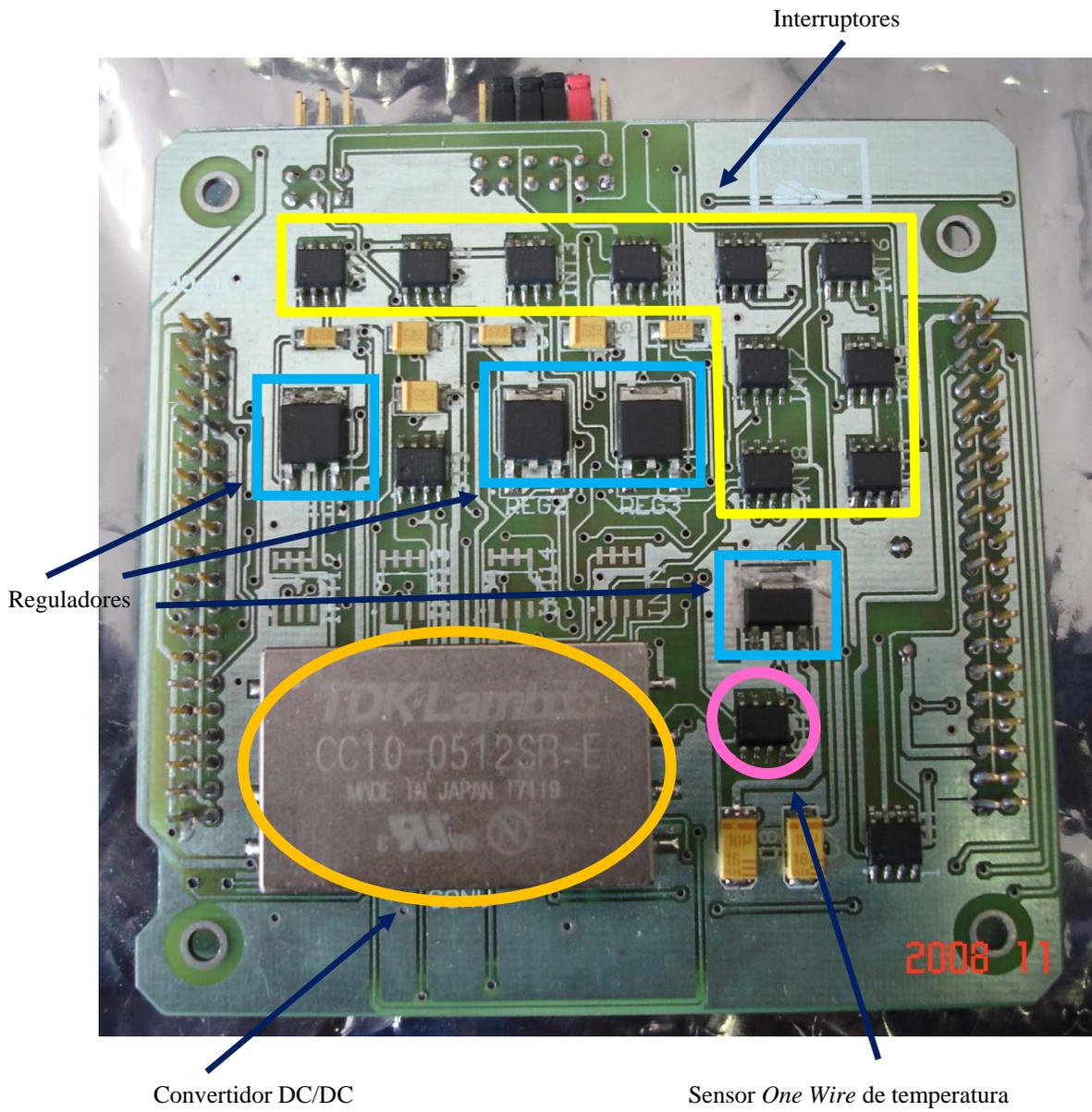


Figura 5.6 Vista inferior de la tarjeta de Electrónica.



Figura 5.7 Tarjetas de Electrónica (imagen superior) y Baterías (imagen inferior).

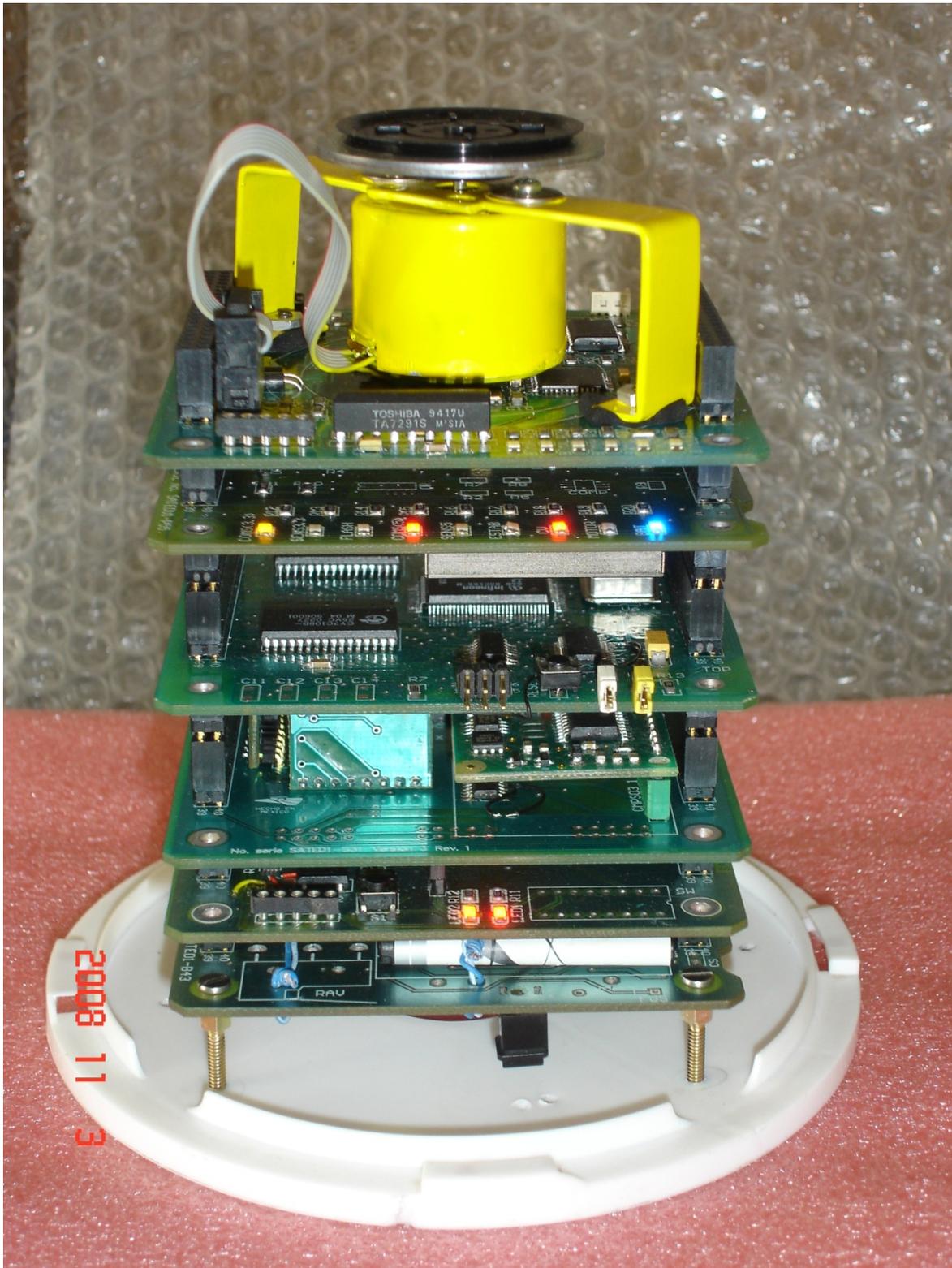


Figura 5.8 SATEDU con todos sus subsistemas incorporados. De arriba a abajo: Estabilización, Electrónica, CV, Sensores, Comunicaciones y Baterías.

Capítulo 6

Software de operación elaborado para el SIP de SATEDU

6.1 Introducción

El *software* del subsistema inteligente de Potencia es una herencia del *software* propio del subsistema de Estabilización [4]. Debido a que la comunicación entre cada tarjeta se realiza de la misma forma, la comunicación vía puerto serie ya había sido validada en dicho subsistema, por lo que fue adaptado para su uso en el SIP de SATEDU. La programación es casi idéntica, solo cambian los archivos de cabecera y la forma en que se inicializa cada microcontrolador. Esta es la ventaja de programar bajo los mismos lenguajes de programación y con las mismas herramientas.

Además de controlar el encendido y apagado de los demás subsistemas, el *software* de operación de Potencia recaba la telemetría referente a voltajes, corriente, temperatura y monitoreo del estado de carga de las baterías. De igual modo, ejecuta acciones independientes según ciertas condiciones. Vía puerto serie recibe las instrucciones y envía información si le es requerida.

En este capítulo se discutirá la adaptación de este *software*, sus características y las acciones que realiza.

6.2 Comandos creados para interacción entre la computadora de vuelo y el SIP

La forma en que interactúan la Computadora de Vuelo y el SIP se lleva a cabo a través de comandos constituidos cada uno por una trama de 14 bytes, incluido un byte de despertar. El subsistema de potencia es capaz de recibir hasta 19 comandos diferentes, los cuales se pueden dividir en dos categorías: encendido y apagado de subsistemas y transmisión de telemetría.

Para el caso del encendido y apagado, los comandos son los mostrados en la tabla 6.1.

Comando	Acción
00	Encendido Comunicaciones
01	Apagado Comunicaciones
10	Encendido Sensores
11	Apagado Sensores
20	Encendido Memoria <i>flash</i>
21	Apagado Memoria <i>flash</i>
30	Encendido Estabilización
31	Apagado Estabilización
50	Encendido Computadora de Vuelo
51	Apagado Computadora de Vuelo
60	Encendido Cámara
61	Apagado Cámara
70	Encendido Expansión 1
71	Apagado Expansión 1
80	Encendido Expansión 2
81	Apagado Expansión 2

Tabla 6.1 Comandos de encendido y apagado.

Existen tres comandos para solicitar telemetría, y son los únicos casos en el que el PIC del subsistema de Potencia transmite información a la computadora de vuelo, pues en los otros comandos solo se dedica a energizar y/o desenergizar (tabla 6.2).

Comando	Acción
B0	Lectura de voltaje de baterías y estado del proceso de carga
C0	Lectura de temperatura en tarjeta de baterías
D0	Lectura de temperatura en tarjeta de electrónica y corriente del PIC

Tabla 6.2 Comandos para envío de telemetría.

6.3 Diseño de tramas para los comandos del SIP

Las tramas de comandos empleadas para ordenar las acciones requeridas en cada subsistema tienen la misma longitud, 14 bytes cada una.

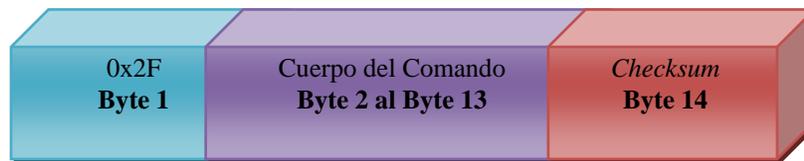


Figura 6.1 Trama de Comando.

De acuerdo a la figura 6.1, el byte 1 corresponde al byte de despertar (0x2F), el cual fue elegido para indicar el inicio de cada trama de comunicaciones recibida o enviada por los subsistemas. Los 12 bytes siguientes son el cuerpo del comando, los cuales definen los argumentos asociados a la función del comando y se relacionan con la acción procesada y ejecutada en cada subsistema. El último byte es el *checksum* o suma de verificación, que es una forma de control de redundancia de los datos y sirve para verificar la integridad de la información recibida en el comando, es decir, que los datos no estén corrompidos. El *checksum* lo calcula el emisor del comando, en este caso la CV, después de llenar la trama de comunicaciones de 14 bytes; al llegar al receptor se realiza la misma operación y se comparan para verificar la integridad del paquete de datos. Esta suma de verificación o *checksum* consiste en sumar los 12 bytes que componen el cuerpo del comando despreciando la cabecera del mismo; adicionalmente se realiza un complemento a 2 de esta suma y se trunca en 8 bits.

6.4 Protocolo de comunicación entre la CV y el SIP

La EIA (*Electronics Industry Association*) elaboró la norma RS-232 que define la interfaz mecánica, los pines, las señales y los protocolos que debe cumplir la comunicación serie.

El RS232 es un protocolo de comunicación serie orientado a caracteres, es decir, un protocolo donde toda la información se envía por un solo canal bit a bit (un canal para enviar información y otro para recibirla), y donde lo que se envían son caracteres. Por ejemplo, si se desea enviar el número 123, primero se envía el carácter 1, seguidamente el 2 y para finalizar el 3, y no el byte que represente el número 123.

Este protocolo está diseñado para distancias cortas, de unos 15 metros aproximadamente y se puede trabajar de forma asíncrona o síncrona y con tipos de canal *simplex*, *halfduplex* y *fullduplex*. En SATEDU se trabajó de la forma asíncrona y *halfduplex*.

Los conectores más utilizados para una conexión RS232 son los DB9 y los DB25. En la tabla 6.3 se observan las señales más comunes en RS232:

- ❖ GND: Valor a 0V.
- ❖ TD: Línea de datos del transmisor al receptor.
- ❖ RD: Línea de datos del receptor al transmisor.
- ❖ DTR: Línea por donde el receptor informa al transmisor que su condición está bien.
- ❖ DSR: Línea por donde el transmisor informa al receptor que su condición está bien.
- ❖ RTS: Línea en la que el transmisor indica que quiere enviar algo al receptor.
- ❖ CTS: Línea en la que se informa que el receptor está preparado para recibir datos.
- ❖ DCD: Línea por la que el receptor informa al transmisor que tiene una portadora entrante.
- ❖ RI: Línea en la que se indica que se ha detectado una portadora.

Señal	DB-25	DB-9
GND	7	5
Transmisión de datos (TD)	2	3
Recepción de datos (RD)	3	2
Terminal de datos preparado (DTR)	20	4
Datos preparados (DSR)	6	6
Peticion de envío (RTS)	4	7
Limpieza de envío (CTS)	5	8
Portadora de datos detectada (DCD)	8	1
Indicador de tono (RI)	22	9

Tabla 6.3 Señales más comunes en RS232 y sus respectivos pines en los conectores.

La conexión más sencilla se puede realizar con 3 cables (TD, RD, y GND), que fue la empleada en SATEDU.

Los parámetros a configurar en una comunicación RS232 son los siguientes:

- ❖ **Protocolo serie (numero de bits - paridad - bits de parada):** La paridad se utiliza para comprobar la calidad de los datos recibidos. Los bits de datos pueden estar entre los 5 bits y los 8, y los bits de parada consisten en uno o dos bits puestos a '1'. En SATEDU se utiliza la configuración 8N1 (8 bits de datos sin paridad y con un bit de parada).
- ❖ **Velocidad del puerto:** RS232 puede transmitir los datos a unas velocidades determinadas (normalmente entre 4800 y 115200 bps). En SATEDU se usa una velocidad entre tarjetas de 9600 bps.
- ❖ **Protocolo de control de flujo:** El control de flujo puede ser mediante hardware gracias al llamado 'handshaking' entre las líneas RTS y CTS, o por *software* mediante el XON/XOFF. En SATEDU no se usa control de flujo.

6.5 Plataforma de desarrollo de *software* en Lenguaje C

6.5.1 Recepción y Evaluación de Comandos

En vista de que los microcontroladores empleados en la mayor parte de los subsistemas pertenecen a la misma familia (PIC18), y a que se usa un compilador común (MPLAB C18), es posible tener un esquema general acerca de la manera en que reciben los comandos, según lo requieran las funciones que realizarán los subsistemas, salvo pequeñas diferencias (figura 6.2).

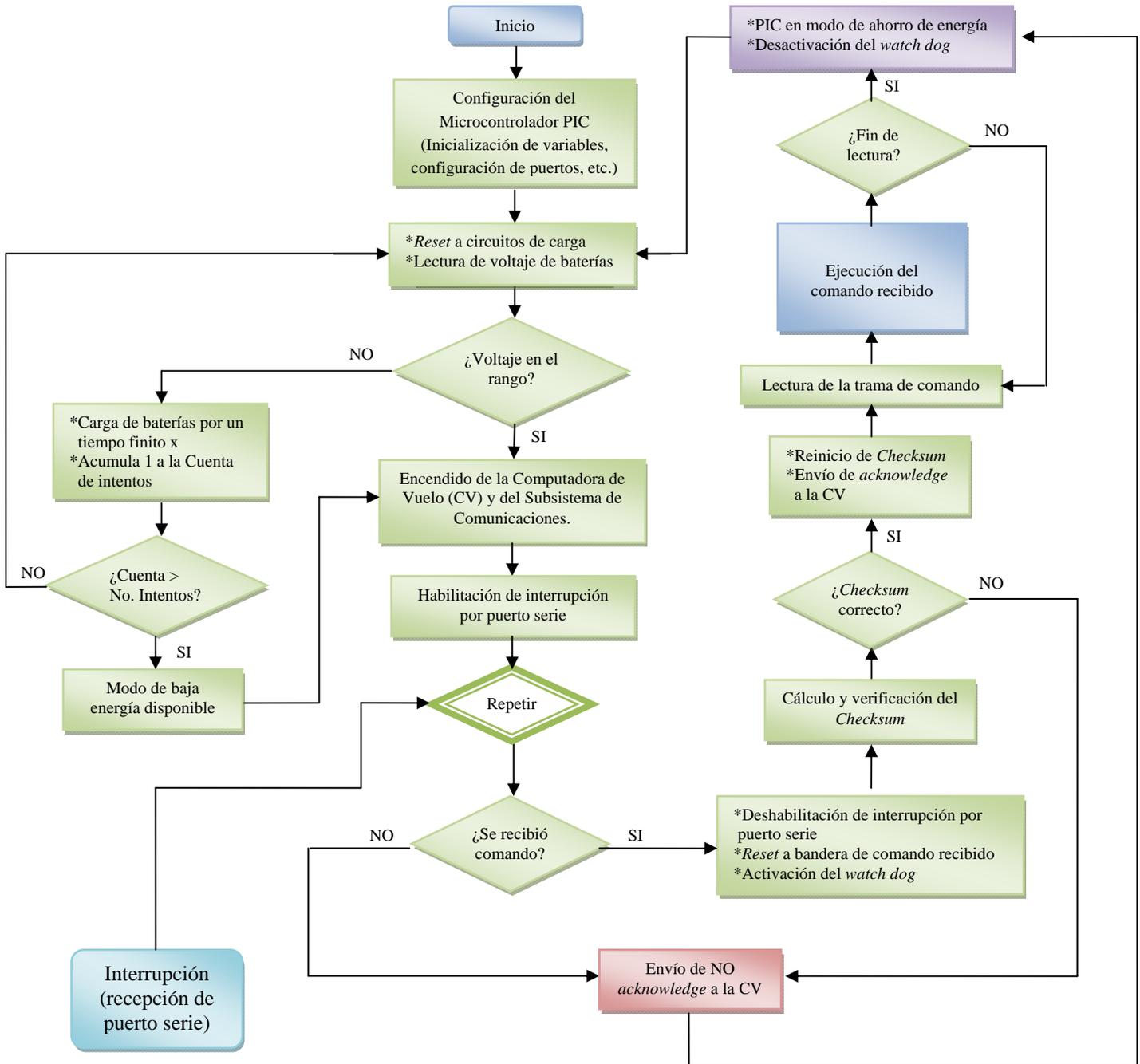


Figura 6.2 Esquema general de recepción y evaluación de comandos en subsistemas de SATEDU.

Dichas diferencias radican en que una vez encendido el SIP, este tiene que tomar la lectura del voltaje de las baterías para determinar si se puede seguir operando de forma normal, o si es necesario permitir que se realice un ciclo de carga, además de tener en consideración que si el tiempo de carga expira, es necesario aplicarle un *reset* a los circuitos de carga. Posteriormente energiza a la CV y al subsistema de Comunicaciones para iniciar operaciones.

6.5.2 Interrupción vía puerto serie

En la figura 6.3, está representada la interrupción principal que se genera en el subsistema a partir de la recepción de nuevos datos por el canal serie de comunicaciones. Esta rutina se presenta mientras el microcontrolador se encuentra durmiendo, y en ella se reciben 14 bytes que componen una trama de comunicaciones. Para que la trama quede almacenada se verifica que el encabezado sea el indicado (está predefinido); posteriormente el microcontrolador ejecuta el comando.

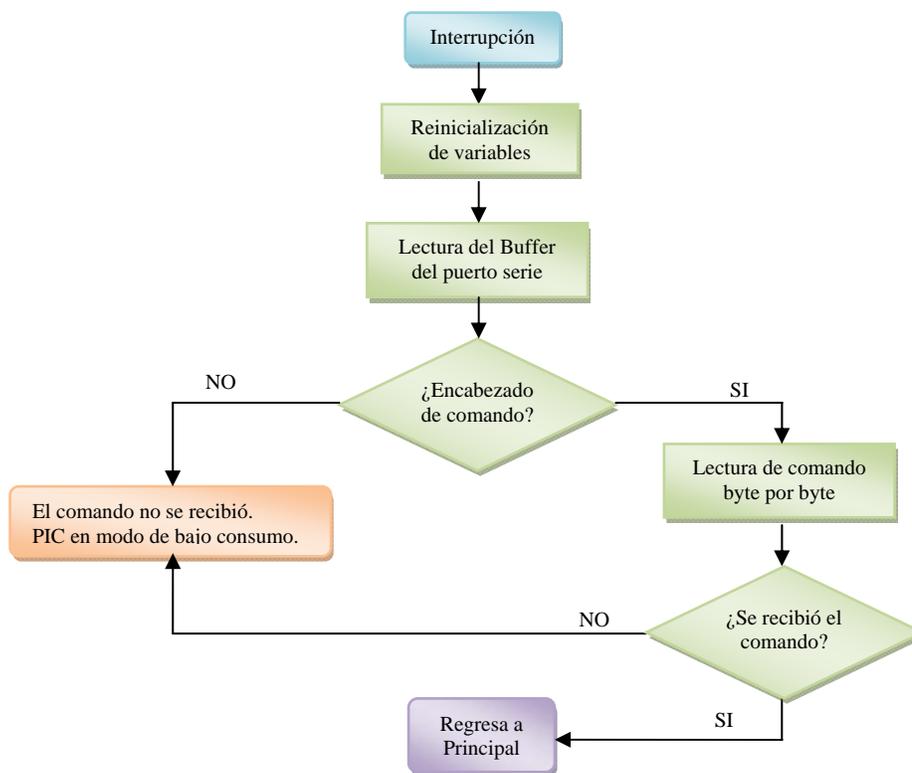


Figura 6.3 Esquema general de interrupción por puerto serie.

6.5.3 Envío de Telemetría

Fue necesario planear un procedimiento para crear y para enviar un comando desde los subsistemas que lo requirieran hasta la CV, que se usa a manera de respuesta a comandos enviados por ella. Estas respuestas pueden ser requeridas por la estación terrena (ET) para conocer el estado total del sistema. Para ello se creó la rutina mostrada en la figura 6.4, en la que se hicieron varias consideraciones para evitar que los algoritmos se atoren y prescindir con ello del *reset*, tales como el tiempo máximo de espera para recibir un byte por el puerto serie del microcontrolador, así como el reenvío de la telemetría un número determinado de veces.

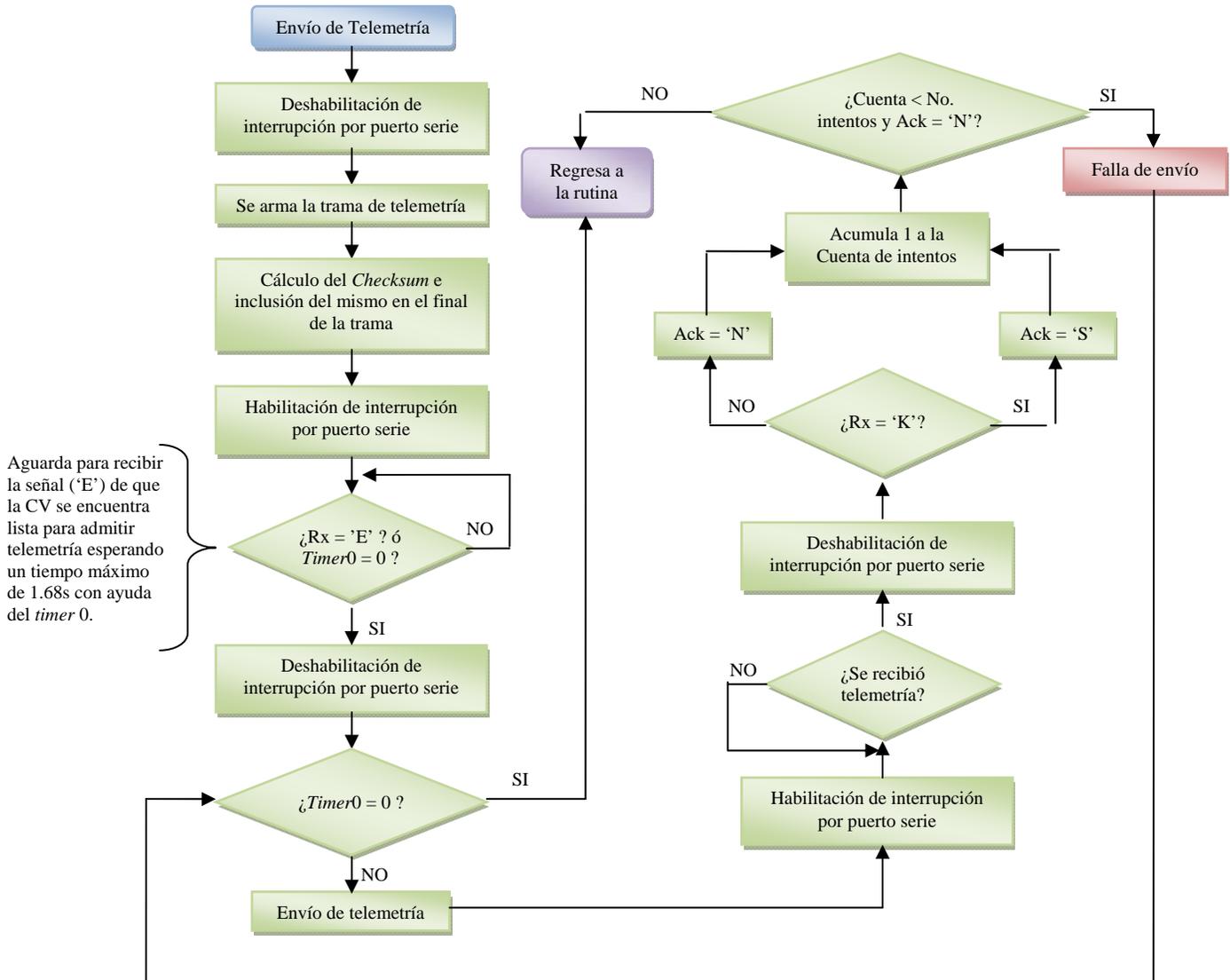


Figura 6.4 Diagrama de flujo para el envío de telemetría.

Al inicio de este capítulo en la tabla 6.2, se mencionaron los comandos con los cuales le es requerida la telemetría al SIP de SATEDU. Para el caso del comando B0 (telemetría de voltaje de baterías y estado del proceso de carga), la trama con la información requerida es la que se observa en la tabla 6.4:

Número de Byte	Byte	Función
1	2F	Cabecera de comando
2	XX	Byte más significativo del convertidor A/D del divisor de voltaje B1
3	XX	Byte menos significativos del convertidor A/D del divisor de voltaje B1
4	XX	Byte más significativo del convertidor A/D del voltaje B2
5	XX	Byte menos significativo del convertidor A/D del voltaje B2
6	XX	Byte más significativo del convertidor A/D del divisor de voltaje B3
7	XX	Byte menos significativo del convertidor A/D del divisor de voltaje B3
8	XX	Byte más significativo del convertidor A/D del voltaje B4
9	XX	Byte menos significativo del convertidor A/D del voltaje B4
10	XX	Lectura del estado de carga del circuito de carga 1
11	XX	Lectura de aviso de falla del circuito de carga 1
12	XX	Lectura del estado de carga del circuito de carga 2
13	XX	Lectura de aviso de falla del circuito de carga 2
14	XX	Checksum

Tabla 6.4 Trama de telemetría en respuesta al comando B0.

El siguiente comando que solicita telemetría es el C0; la información que se transmite es la referente a la lectura de los sensores de temperatura de la tarjeta de baterías (tabla 6.5).

Número de Byte	Byte	Función
1	2F	Cabecera de comando
2	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 1
3	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 1
4	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 2
5	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 2
6	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 3
7	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 3
8	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 4
9	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 4
10	41	Dato de relleno
11	41	Dato de relleno
12	41	Dato de relleno
13	41	Dato de relleno
14	XX	Checksum

Tabla 6.5 Trama de telemetría en respuesta al comando C0.

Finalmente, con el comando D0 el PIC envía la información referente a la lectura de temperatura de la tarjeta de electrónica, así como la corriente que consume el microcontrolador (tabla 6.6):

Número de Byte	Byte	Función
1	2F	Cabecera de comando
2	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 5
3	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 5
4	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 6
5	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 6
6	XX	Byte más significativo del sensor de temperatura 7
7	XX	Byte menos significativo del sensor de temperatura 7
8	XX	Byte más significativo del convertidor A/D del sensor de corriente
9	XX	Byte menos significativo del convertidor A/D del sensor de corriente
10	41	Dato de relleno
11	41	Dato de relleno
12	41	Dato de relleno
13	41	Dato de relleno
14	XX	Checksum

Tabla 6.6 Trama de telemetría en respuesta al comando D0.

6.5.4 Sensores *One Wire*

El *bus One Wire*® emplea un *bus* maestro para controlar uno o más dispositivos esclavos. En este caso, el sensor de temperatura DS18S20 siempre es esclavo. Cuando existe un solo esclavo en el *bus*, el sistema es llamado *single-drop*; si existe más de un esclavo, entonces es *multi-drop*.

Dentro de las características del sensor *One Wire*® de temperatura DS18S20 se encuentran: mediciones de temperatura en °C de 9 bits, memoria EEPROM de dos bytes, código serial único de 64 bits (*ROM Code*), alarma y medición de temperatura en el rango de -55°C a +125°C. Para emplear estas funciones, existen diversos comandos específicos para cada tarea que se quiera realizar, ya incluidos en su protocolo de comunicaciones.

Su memoria se encuentra organizada según la figura 6.5. Posee memoria EEPROM donde se almacena la información referente al rango de temperatura permitido (bytes 2 y 3), y cuando la temperatura se sale de esta ventana, el sensor levanta una bandera (función de alarma). Si esta función no se emplea, los registros T_H y T_L sirven como memoria de propósito general.

El byte 0 y el byte 1 contienen el LSB y el MSB, respectivamente, de la temperatura que se está sensando. Estos bytes son de solo lectura. Los bytes 4 y 5 están reservados para uso interno del dispositivo, y no pueden ser sobrescritos. Los bytes 6 y 7 contienen a los registros *COUNT REMAIN* y *COUNT PER °C*, respectivamente, los cuales se emplean para el cálculo de resultados con una resolución mayor. El byte 8 es de solo lectura y contiene el CRC (*Cyclic Redundancy Check*) de los bytes 0 a 7 [16].

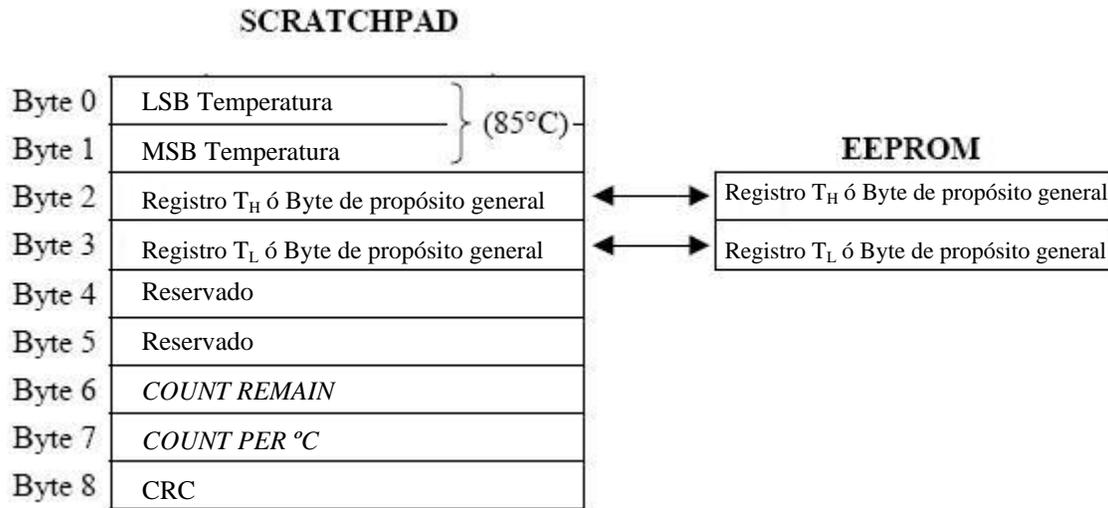


Figura 6.5 Mapa de la memoria.

6.5.4.1 ROM Code de los sensores *One Wire*

Dado que cada dispositivo *One Wire* posee su código único, es posible manejar múltiples dispositivos en el mismo *bus One Wire*. Según la figura 6.6, los 8 bits menos significativos del *ROM Code* representan la familia del dispositivo que en el caso del DS18S20 es 10h. Los siguientes 48 bits son un número serial único. Los 8 bits más significativos son el CRC calculado a partir de los 56 bits menos significativos, y además también está contenido en el byte 8 de la memoria. El CRC sirve para verificar que se ha leído correctamente el *ROM Code*.

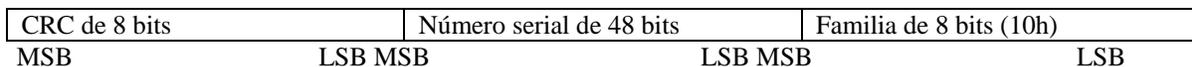


Figura 6.6 ROM Code de 64 bits.

Para verificar que el ROM *Code* ha sido correctamente leído, el maestro debe re-calcular el CRC del dato recibido y comparar este valor con el byte más significativo del ROM *Code* o con el 9º byte de la memoria SRAM. Si ambos valores son iguales, el dato recibido está libre de errores.

Para realizar este cálculo del CRC se emplea un registro de corrimiento y compuertas XOR (figura 6.7).

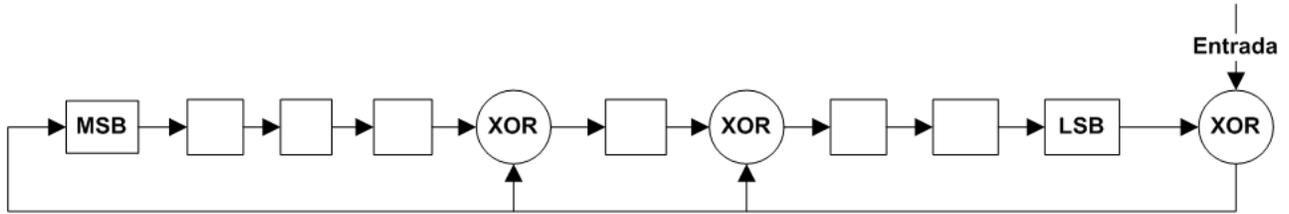


Figura 6.7 Registro de corrimiento para verificar el ROM *Code*.

Todos los bits del registro de corrimiento comienzan con un valor de cero, después se introduce el ROM *Code* comenzando por el bit menos significativo. Si al cabo de introducir todos los bits del ROM *Code* el registro de corrimiento vale cero entonces el ROM *Code* es correcto.

Para obtener el ROM *Code* de los sensores, el protocolo *One Wire* incluye dos comandos para lograr esto. El primero es el READ ROM[33h] y se emplea solo cuando existe un único dispositivo *One Wire* en el *bus*, ya que si es usado cuando existe más de un esclavo, puede ocurrir una colisión de datos debido a que todos los dispositivos responderán al mismo tiempo.

En nuestro caso, se tienen 7 sensores *One Wire* en total, por lo que este comando no puede ser empleado y se recurre a la segunda alternativa, la cual consiste en el comando SEARCH ROM[F0h]. El maestro, es decir, el PIC, ‘aprende’ el ROM *Code* a través de un proceso de eliminación, el cual requiere que el PIC realice tantos ciclos como sean necesarios para identificar todos los dispositivos presentes en el *bus*.

Cada ocasión que el comando es enviado, los dispositivos presentes en el *bus* envían un valor verdadero o falso según el valor del bit que posea en cierta posición el ROM *Code*. La lectura que se recibe es de dos bits cuyos valores se rigen según lo siguiente: si todos los elementos tienen un valor igual a 0, la lectura será igual a 01, si todos contienen un 1, la lectura es 10, pero si existen 0’s y 1’s, la lectura es 00, lo cual indica que existe conflicto. Entonces el maestro debe enviar un 0 ó un 1 para seleccionar los dispositivos que permanecerán en el proceso de selección. Aquellos dispositivos que no fueron seleccionados no se emplean hasta que el PIC nuevamente los active. Después de esta primera etapa, le seguirán 63 ciclos de lectura y selección, hasta que finalmente el maestro haya ‘aprendido’ el ROM *Code* de un dispositivo. Después de ello debe verificar el CRC y posteriormente continuar con el proceso de lectura de los ROM *Codes* faltantes, hasta finalizar todos los dispositivos [17].

El algoritmo empleado para este proceso de selección se muestra en la figura 6.8.

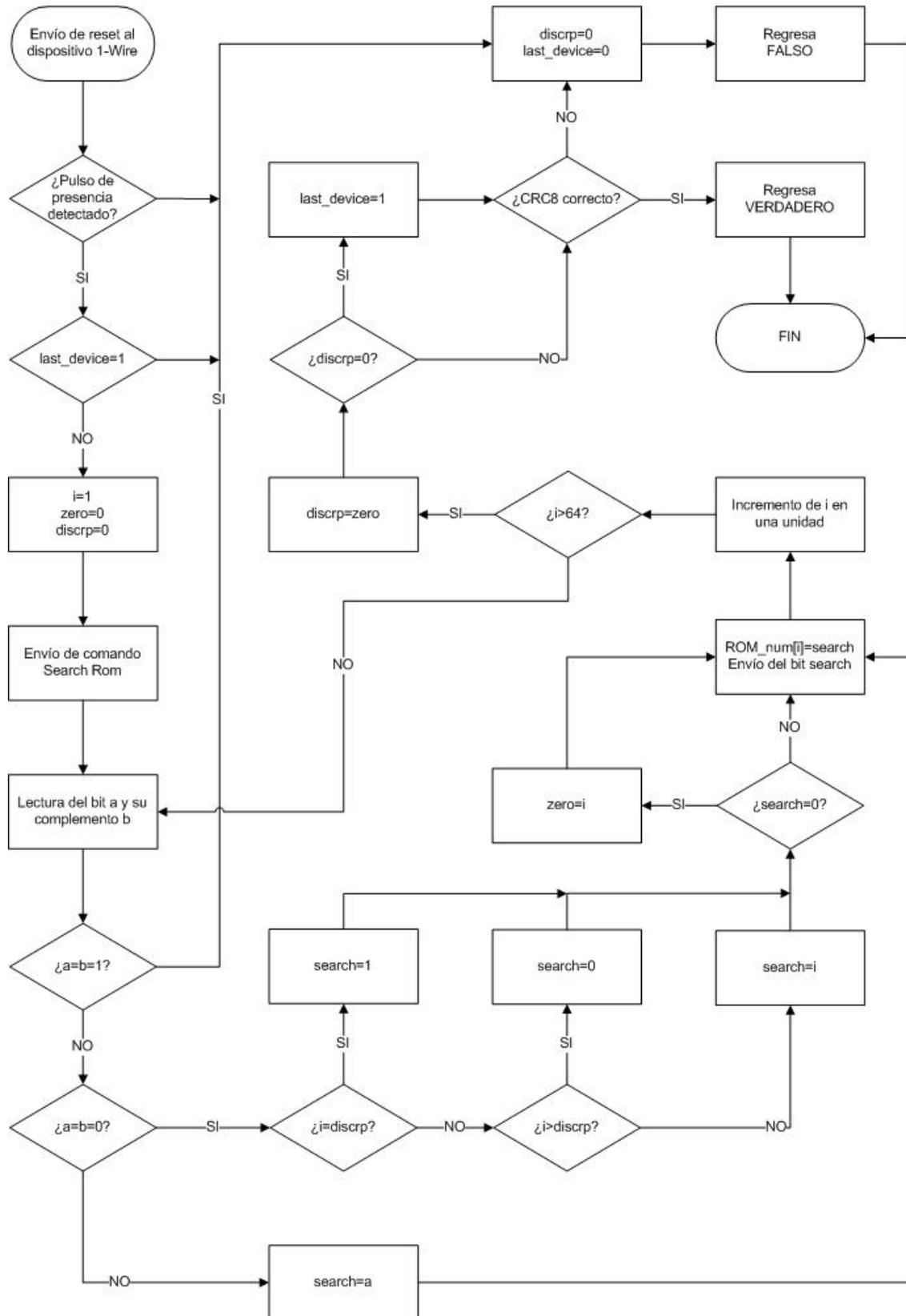


Figura 6.8 Diagrama de flujo para obtener el ROM Code en un sistema multi-drop.

6.5.4.2 Comandos del sensor *One Wire*

Cualquier comunicación con el sensor *One Wire* ya sea para leer el *ROM Code*, para efectuar una medición de temperatura, para leer la memoria SRAM, etc. debe de realizarse en 3 pasos:

1. Inicialización.
2. Comando de ROM.
3. Comando a ejecutar.

Inicialización. Este paso consiste en la transmisión de un pulso de *reset* desde el dispositivo maestro al esclavo el cual responderá con un pulso de presencia indicando que se encuentra listo y en espera del comando de ROM.

Comando de ROM. En este paso el dispositivo maestro envía un comando de 1 byte al esclavo. Los comandos de ROM son:

- *SEARCH ROM* [F0h]. El dispositivo maestro realiza tantas veces sea necesario este ciclo para que en un sistema *multi-drop* y a través de un proceso de eliminación se identifiquen todos los dispositivos *One Wire* presentes en el *bus*.
- *READ ROM* [33h]. Este comando puede utilizarse únicamente en sistemas *single-drop*. Cuando el dispositivo maestro envía este comando automáticamente el esclavo responde con el *ROM Code* de 64 bits.
- *MATCH ROM* [55h]. Este comando permite al dispositivo maestro direccionar a un elemento *One Wire* específico para que realice la acción que se le pida
- *SKIP ROM* [CCh]. El maestro utiliza este comando seguido de comandos a ejecutar que no requieren de *ROM Code*. Por ejemplo, puede utilizarse el comando *SKIP ROM* seguido de *CONVERT T* para que todos los sensores *One Wire* de un sistema *multi-drop* tomen lecturas de temperatura.

Comando a ejecutar. El maestro envía un comando de 1 byte al esclavo. El comando a ejecutar puede ser:

- *CONVERT T* [44h]. Después de que el dispositivo maestro envía este comando el DS18S20 toma una lectura de temperatura, realiza la conversión A/D y el resultado lo coloca en las localidades 0 y 1 de la memoria SRAM. Este proceso se lleva a cabo en aproximadamente 750 ms.
- *READ SCRATCHPAD* [BEh]. Después de que el maestro envía este comando el esclavo responde con el contenido de la memoria SRAM comenzando por el bit menos significativo de la localidad 0 hasta el bit más significativo de la localidad 9. El maestro puede recibir las 2 primeras localidades y después enviar un pulso de *reset* para no recibir el resto de la memoria SRAM.

En el protocolo *One Wire* las transferencias de datos y comandos siempre comienzan por el bit menos significativo.

6.5.4.3 Señales *One Wire*

En el protocolo *One Wire* existen 4 tipos de señales: pulso de *reset*, pulso de presencia, escritura de un bit y lectura de un bit. Todas estas señales, excepto el pulso de presencia, son iniciadas por el dispositivo maestro.

Pulso de reset y pulso de presencia

Para generar un pulso de *reset* (figura 6.9), el maestro debe de llevar a 0 el *bus One Wire* por al menos 480 μ s, después el maestro debe configurarse en modo de recepción por al menos 480 μ s. El esclavo responderá después de mínimo 15 μ s con el pulso de presencia llevando a 0 el *bus One Wire* por mínimo 60 μ s.

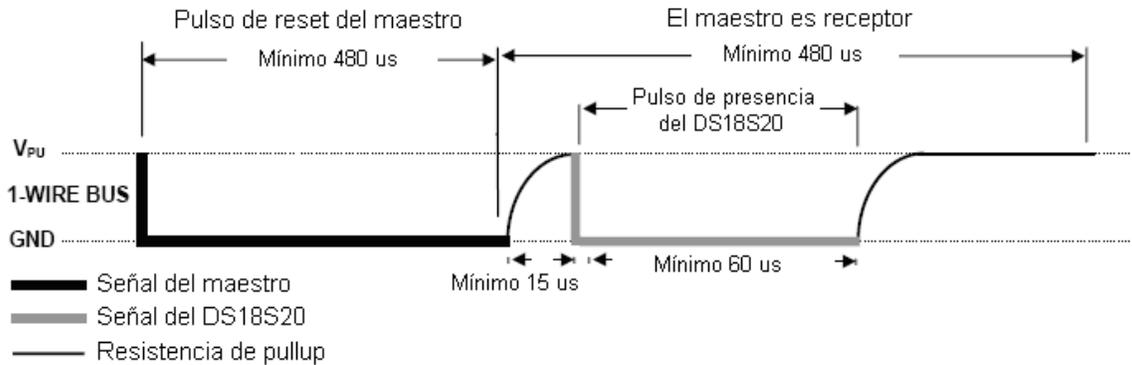


Figura 6.9 Pulso de *reset* y pulso de presencia.

Escritura de un bit

El dispositivo maestro puede escribir un bit 0 o un bit 1 en el esclavo (figura 6.10). Esta escritura se lleva a cabo en al menos 60 μ s. Para escribir un bit 0 el maestro debe de llevar el *bus One Wire* a 0 por un tiempo de al menos 60 μ s. Para escribir un bit 1 el maestro debe de llevar el *bus One Wire* a 0 por un tiempo máximo de 15 μ s y después configurarse en modo de recepción por un tiempo de al menos 45 μ s. Entre cada bit que se escribe debe de haber un tiempo de recuperación de al menos 1 μ s.

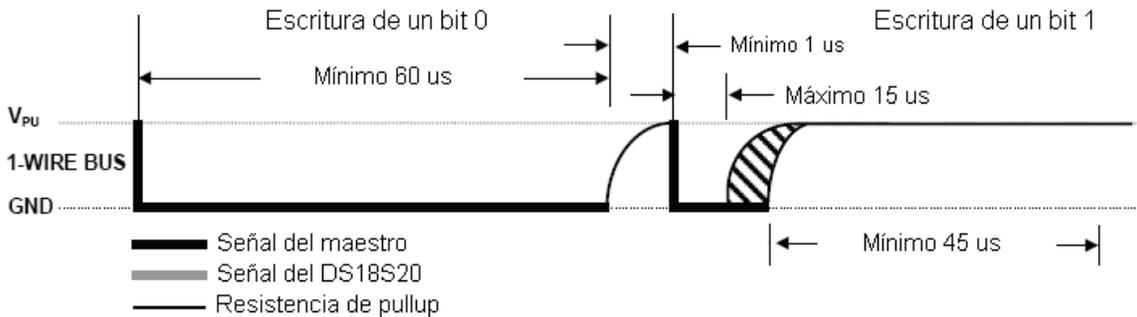


Figura 6.10 Escritura de un bit en el *bus One Wire*.

Lectura de un bit

La lectura de un bit (figura 6.11), proveniente del dispositivo esclavo comienza cuando el maestro lleva a 0 el *bus One Wire* por un tiempo de al menos 1 μ s y después se configura en modo de recepción. En un tiempo máximo de 15 μ s el esclavo responderá llevando el *bus One Wire* a 0 para un bit 0 o llevándolo a 1 para un bit 1. La lectura de un bit se lleva a cabo en al menos 60 μ s. Entre cada bit que se lee debe de haber un tiempo de recuperación de al menos 1 μ s.

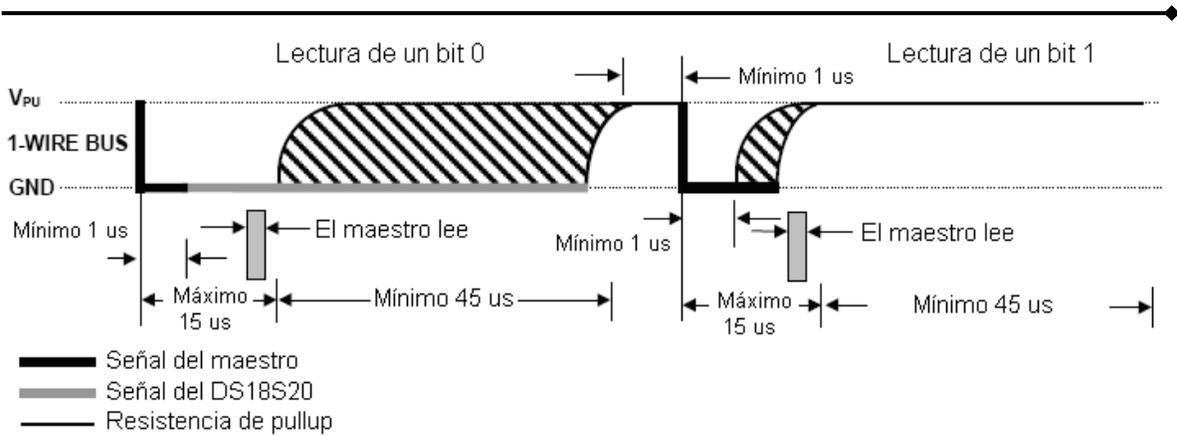


Figura 6.11 Lectura de un bit en el bus One Wire.

6.5.4.4 Lectura de mediciones

La temperatura que obtiene el DS18S20 se encuentra en °C, y se almacena en los dos primeros bytes de la memoria SRAM. El byte más significativo es el byte de signo que vale 0 para temperaturas positivas y 1 para temperaturas negativas. El byte menos significativo es la temperatura del sensor. En la figura 6.12 se muestra el formato del par de registros en donde se almacena la temperatura.

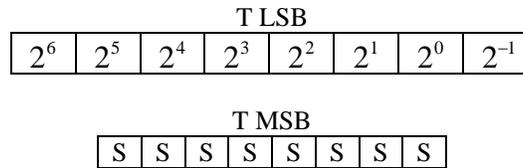


Figura 6.12 Registros T LSB y T MSB de la memoria interna.

Si S vale 0 entonces la temperatura es positiva y se calcula:

$$T = \frac{TL\text{SB}}{2} [^{\circ}\text{C}]$$

Si S vale 1 entonces la temperatura es negativa y se calcula:

$$T = -\frac{256 - TL\text{SB}}{2} [^{\circ}\text{C}]$$

En la tabla 6.7 se muestran equivalencias de la temperatura en formato decimal, binario y hexadecimal.

Temperatura	Binario	Hexadecimal
85 °C	0000 0000 1010 1010	00AAh
25 °C	0000 0000 0011 0010	0032h
0.5 °C	0000 0000 0000 0001	0001h
0 °C	0000 0000 0000 0000	0000h
- 0.5 °C	1111 1111 1111 1111	FFFFh
- 25 °C	1111 1111 1100 1110	FFCEh
- 55 °C	1111 1111 1001 0010	FF92h

Tabla 6.7 Equivalencias de temperatura en decimal, binario y hexadecimal.

Capítulo 7

Conclusiones y Observaciones

7.1 Conclusiones del trabajo desarrollado

Con la realización de este trabajo de Tesis se concluye lo siguiente:

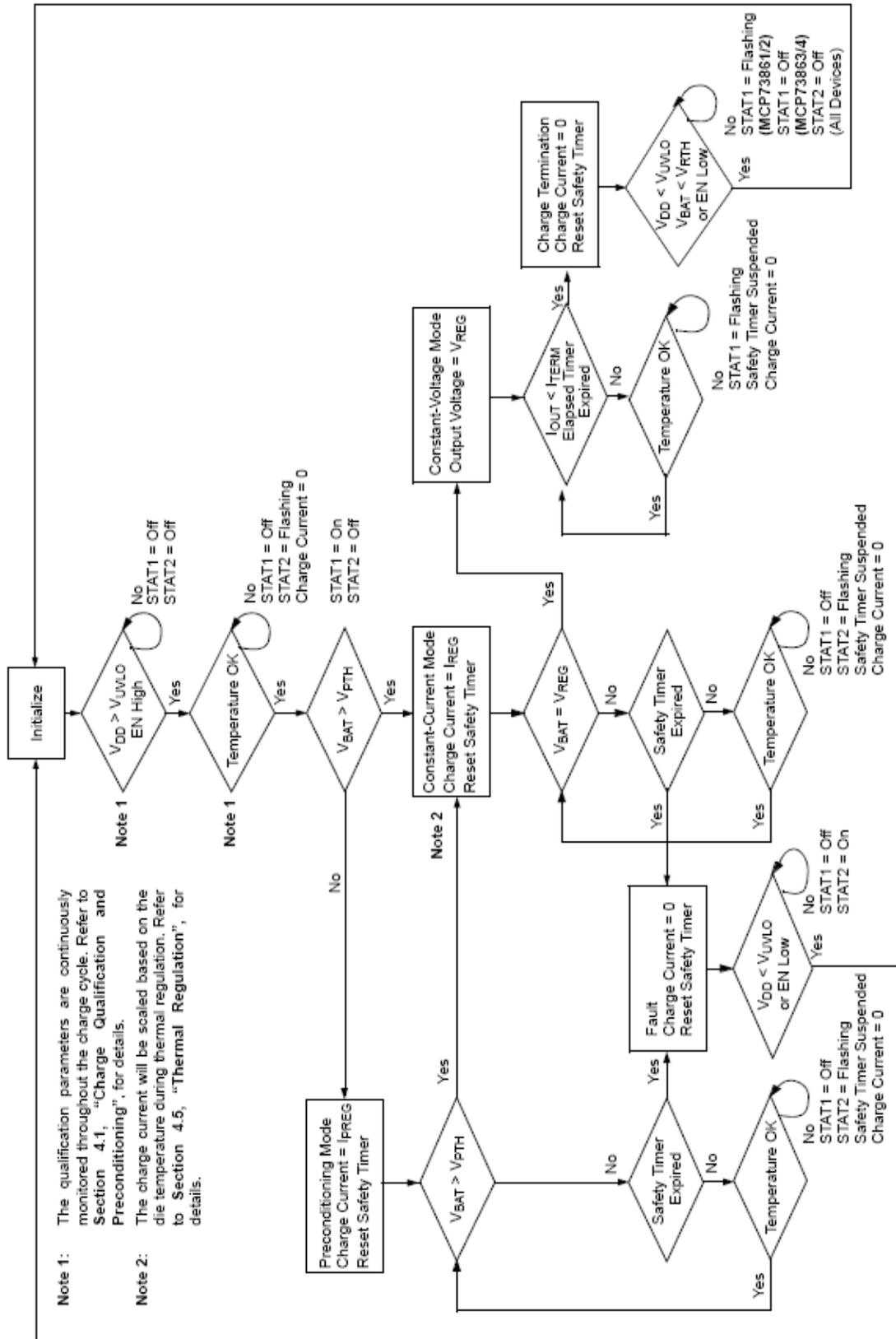
- Se diseñó, desarrolló, implementó y validó exitosamente el Subsistema Inteligente de Potencia de SATEDU, cuyas funciones son almacenar, controlar y distribuir la energía eléctrica para la alimentación completa del satélite educativo.
- Se desarrollaron dos tarjetas, una que contiene principalmente las baterías de almacenamiento y distribución de energía, en tanto que la segunda integra principalmente la electrónica de control inteligente del sistema (microcontrolador, interruptores de estado sólido, reguladores de voltaje y un convertidor DC/DC).
- Se modificó el *software* diseñado para el PIC del subsistema de Estabilización de SATEDU y se adaptó para su empleo en el SIP.
- Se añadieron funciones específicas para el PIC del SIP.
- El SIP se ha validado continuamente y en repetidas ocasiones con SATEDU, el cual integra actualmente a todos los subsistemas satelitales trabajando en forma distribuida.
- Los videos de operación del SIP y de SATEDU se pueden ver en la página del proyecto, la cual es: <http://proyectos.iingen.unam.mx/satedu/>.

7.2 Observaciones

Algunas observaciones para la mejora del Subsistema Inteligente de Potencia son:

- Realizar pruebas de generación de energía eléctrica con Celdas Solares y el empleo de las mismas como fuente secundaria de alimentación para el circuito de carga de baterías, ya que por falta de tiempo no se llevó a cabo la adquisición de las celdas solares.
- Es conveniente el empleo de un disipador en los circuitos de carga de baterías para que estos no se calienten demasiado con el objetivo de incrementar la corriente de carga y así reducir el tiempo de carga de las baterías.
- Reducir el número de *led's* empleados como indicadores luminosos, ya que para el caso del subsistema de sensores, estabilización y comunicaciones, existe un *led* redundante por cada uno. De esta forma se lograrán ahorros en el consumo de energía.
- Reubicar los componentes: interruptor RAV y *jack*, de forma que el subsistema completo cumpla el estándar de *CubeSat*, ya que, debido a la inexperiencia en este tema, la ubicación actual de estos no es el apropiado.
- La adición de un visualizador luminoso en la tarjeta de baterías, con opción de encendido y apagado mediante un *jumpers*, es necesaria para indicar si el interruptor manual se encuentra abierto o cerrado y con ello asegurar que dicha tarjeta no se almacene encendida.
- Para el caso del picosatélite es posible emplear la alarma que integran los sensores *One Wire* de temperatura y con ello establecer un rango de operación válido para que se active el sistema de calentamiento de baterías en caso de que la temperatura registrada exceda los límites dispuestos.
- Las perforaciones para el amarre de las baterías deben platearse para que los sujetadores de estas puedan ir soldados al circuito impreso.
- La adición de un circuito que mida la carga disponible en las baterías (como los empleados en las computadoras portátil), servirá para conocer un estimado del tiempo disponible para seguir realizando operaciones antes de que la energía almacenada se agote.

Apéndice A. Diagrama de flujo del algoritmo del proceso de carga de baterías



Apéndice B. Distribución de líneas en los conectores tipo *bus* de SATEDU

Conector izquierdo

Pin	Nombre	Descripción
1	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
2	VCC-MOTOR/BTM	Alimentación del motor de C.D. y las bobinas de torque magnético
3	VCC-ESTAB(5)	Alimentación de la tarjeta de estabilización
4	CARGA1	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
5	VCC-SENS(5)	Alimentación de la tarjeta de sensores
6	VCC-COMS(3.3)	Alimentación de la tarjeta de comunicaciones
7	FALLA1	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
8	CARGA2	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
9	VCC-FLASH(3.3)	Alimentación de la memoria <i>flash</i>
10	FALLA2	Interfaz del circuito de carga de baterías con el PIC del SIP
11	GND	Tierra
12	ET-Rx	Receptor de la computadora de vuelo
13	ET-Tx	Transmisor de la computadora de vuelo
14	ON-VCC-EXP1	Encendido/Apagado de la tarjeta de Expansión 1
15	ON-VCC-EXP2	Encendido/Apagado de la tarjeta de Expansión 2
16	P2.13	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
17	P2.14	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
18	P2.0	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
19	P2.1	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
20	P2.2	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
21	<i>latch up</i> /pulso-RAM	Efecto <i>latch up</i> en la memoria RAM
22	<i>latch up</i> /pulso-PIC	Efecto <i>latch up</i> en el PIC16F876A
23	<i>latch up</i> /pulso-SAB	Efecto <i>latch up</i> en el SAB80C166
24	CAD0/P5.0	Canal 0 del convertidor A/D del SAB80C166
25	CAD1/P5.1	Canal 1 del convertidor A/D del SAB80C166
26	CAD2/P5.2	Canal 2 del convertidor A/D del SAB80C166
27	CAD3/P5.3	Canal 3 del convertidor A/D del SAB80C166
28	CAD4/P5.4	Canal 4 del convertidor A/D del SAB80C166
29	CAD5/P5.5	Canal 5 del convertidor A/D del SAB80C166
30	CAD6/P5.6	Canal 6 del convertidor A/D del SAB80C166
31	CAD7/P5.7	Canal 7 del convertidor A/D del SAB80C166
32	CAD8/P5.8	Canal 8 del convertidor A/D del SAB80C166
33	CAD9/P5.9	Canal 9 del convertidor A/D del SAB80C166
34	NMI#/EXT	Pin de interrupción no mascarable del SAB80C166
35	ON-VCC-CAM	Encendido/Apagado de la tarjeta de carga útil
36	VCC-BATT	Voltaje de las Baterías
37	VCC-BATT	Voltaje de las Baterías
38	VCC-FLASH(3.3)	Alimentación de la memoria <i>flash</i>
39	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
40	GND	Tierra

Conector Derecho

Pin	Nombre	Descripción
1	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
2	VCC-MOTOR/BTM	Alimentación del motor de C.D. y las bobinas de torque magnético
3	VCC-ESTAB(5)	Alimentación de la tarjeta de estabilización
4	1W-POT-TEMP	Envío de telemetría <i>One Wire</i>
5	VCC-SENS(3.3)	Alimentación de la tarjeta de sensores
6	VCC-COMS(5)	Alimentación de la tarjeta de comunicaciones
7	VBATT1	Voltaje de la batería 1
8	VBATT2	Voltaje de la batería 2
9	VBATT3	Voltaje de la batería 3
10	VBATT4	Voltaje de la batería 4
11	GND	Tierra
12	P3.15	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
13	P3.14	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
14	P3.12	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
15	P3.7	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
16	P3.6	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
17	P3.5	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
18	P3.4	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
19	1W 1	Envío de telemetría <i>One Wire</i>
20	1W 2	Envío de telemetría <i>One Wire</i>
21	1W 3	Envío de telemetría <i>One Wire</i>
22	P2.15	Puerto libre del SAB80C166 de la CV
23	ESTAB-Rx	Receptor de la tarjeta de estabilización
24	ESTAB-TX	Transmisor de la tarjeta de estabilización
25	SENS-Rx	Receptor de la tarjeta de sensores
26	SENS-Tx	Transmisor de la tarjeta de sensores
27	CAM-Rx	Receptor de la tarjeta de la carga útil
28	CAM-Tx	Transmisor de la tarjeta de la carga útil
29	POT-Rx	Receptor de la tarjeta de potencia
30	POT-Tx	Transmisor de la tarjeta de potencia
31	EXP1-Rx	Receptor de la expansión 1
32	EXP1-Tx	Transmisor de la expansión 1
33	EXP2-Rx	Receptor de la expansión 2
34	EXP2-TX	Transmisor de la
35	EXP3-Rx	Receptor de la expansión 3
36	EXP3-Tx	Transmisor de la
37	EXP4-Rx	Receptor de la expansión 4
38	EXP4-Tx	Transmisor de la
39	VCC-CV(5)	Alimentación de la CV
40	GND	Tierra

Bibliografía

- [1] SATEX. <<http://pumas.iingen.unam.mx/satex/>>. Instituto de Ingeniería, UNAM, 2003
- [2] EyasSat, The Classroom satellite. <<http://www.eyassat.com/>>. 2009.
- [3] Francisco Islas, *Computadora de Vuelo para un sistema de capacitación de recursos humanos en el manejo de satélites*, Tesis, Ingeniería Eléctrica y Electrónica, FI UNAM, 2008.
- [4] Emilio Jiménez, *Subsistemas de estabilización activa y sensores de un simulador satelital*, Tesis, Ingeniería Eléctrica y Electrónica, FI UNAM 2009.
- [5] AAU Cubesat. <<http://www.cubesat.auc.dk/>>. Aalborg University, 2005.
- [6] CanX 1 Cubesat. <<http://www.utias-sfl.net/nanosatellites/CanX1/>>. University of Toronto Institute for Aerospace Studies, 2004.
- [7] CUTE 1 Cubesat. <http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cubesat/index_e.html>. Tokyo Institute of Technology, 2003.
- [8] AAUSAT II Cubesat. <<http://aasatii.space.aau.dk/eng/>>. Aalborg University, 2008.
- [9] COMPASS 1, *Phase A Study*. <http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/downloads/Phase_A.pdf>. [Aachen University of Applied Sciences](http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/), 2003.
- [10] SEEDS 2. <<http://cubesat.aero.cst.nihon-u.ac.jp/english/index.html>>. Nihon University, CubeSat Project Official Web Site, 2008.
- [11] DELFI C3. <<http://www.delfic3.nl/>>. Delft University of Technology, 2009.
- [12] *SSETI Express Flight Analysis Summary, Successes and Failures*, European Space Agency, 2005.
- [13] Peter Fortescue, John Stark, Graham Swinerd. *Spacecraft Systems Engineering*. Wiley, 3rd edition, England 2003.
- [14] *Power Management in Portable Applications: Charging Lithium-Ion/Lithium-Polymer Batteries*, Application Note, Microchip, 2004.
- [15] *Batteries in Nokia mobile devices*, Press Backgrounder, Nokia, 2007.
- [16] *Understanding and Using Cyclic Redundancy Checks with Maxim iButton Products*, Application Note, MAXIM, 2001.
- [17] [Book of iButton® Standards](#), Application Note, MAXIM, 2002.

Hojas Técnicas

Circuito Comparador LM6511 <<http://www.national.com/ds/LM/LM6511.pdf>>.

Interruptor Digital BPS772
<http://www.datasheetcatalog.org/datasheet/infineon/1-BSP772T_20040127.pdf>.

Convertidor DC-DC CC <http://www.lambdapower.com/ftp/perfdata/CC10-0512Sx-E_eva_en.pdf>.

Circuito Monoestable SN74LS221
<http://www.datasheetcatalog.org/datasheet/on_semiconductor/SN74LS221-D.PDF>.

Microcontrolador PIC 18F2321 <<http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39689E.pdf>>.

Regulador 5V LM1117 <<http://ww1.microchip.com/downloads/en/DeviceDoc/39689E.pdf>>.

Regulador 3.3V LP2950CDT <<http://www.national.com/ds/LP/LP2950.pdf>>.

Sensor de corriente MAX4071 <<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/MAX4069-MAX4072.pdf>>.

Sensor de temperatura One Wire DS18S20 <<http://datasheets.maxim-ic.com/en/ds/DS18S20.pdf>>.