

Diseño del subsistema de distribución de potencia para el microsatélite experimental mexicano Satex

Andrés Calvillo Téllez¹ y Esaú Vicente Vivas²

¹IPN, Centro de Investigación y Desarrollo de Tecnología Digital, Av. del Parque 1310 Garita de Otay,

Tijuana, B. C., Tel. 01 (664) 6 -23-13-44, E-mail: calvillo@citedi.mx,

²Instituto de Ingeniería, UNAM, E-mail: evv@servidor.unam.mx

Resumen

Este artículo describe el diseño de un sistema digital que sensa, procesa y controla el recurso energético para el suministro y distribución de potencia de los sistemas que integran el satélite SATEX. Se presenta el diseño del subsistema de distribución de potencia con alta fiabilidad para alimentación los subsistemas del satélite. Cada subsistema posee una demanda de requerimientos energéticos diferente, la cámara digital, consume 1W durante 5 minutos, el transmisor de VHF consume 20W durante 10 minutos, el transmisor de UHF consume 10W durante 10 minutos, y el transmisor láser consume de 24W durante 15 minutos. El módulo de distribución de potencia diseñado mantiene un equilibrio entre el suministro de la demanda de potencia y la fiabilidad de los subsistemas. Posee habilitación independiente para cada carga útil y doble alimentación para el modulo de plataforma, con esto se incrementa la fiabilidad en los sistema más importantes, asegurando un suministro de energía a cada subsistema de hasta un 50% extra de la demanda solicitada.

1. Introducción

Para fortalecer los conocimientos científicos y tecnológicos, además de ampliar los recursos nacionales de conocimiento, algunas instituciones de educación superior e investigación se han integrado para desarrollar el primer microsatélite experimental mexicano [1]. Para proveer energía eléctrica a un microsatélite se requieren dos sistemas, uno que proporcione la energía y otro que la almacene como se ilustra en la figura 1. Para estimar la demanda energética del satélite se consideran los consumos de energía en misiones típicas durante una orbita, tomando en consideración que se realizarán experimentos cuando el satélite esté expuesto al sol y durante la fase de eclipse. El proceso implica el análisis de las características del sistema de generación y almacenamiento de energía considerando el área efectiva de captura de rayos solares así como la eficiencia del arreglo de paneles solares [2].

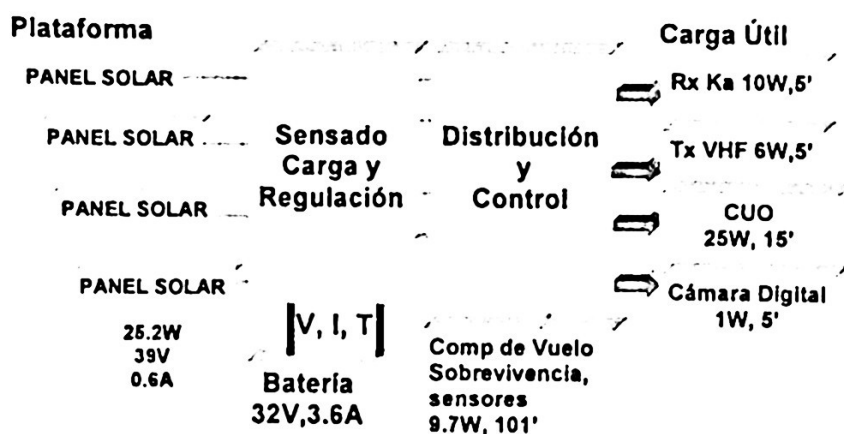


Figura 1. Diagrama de distribución de potencia.

2. El microsatélite satex

Las consideraciones acerca de las misiones que se realizarán, permitirán diseñar la distribución de potencia atendiendo prioridades de suministro energético y programando los experimentos con base en la capacidad de energía almacenada. Cada carga del satélite posee una tarea específica y por seguridad uno de los tópicos de diseño considera que cada carga posee una alimentación de potencia y tensión distinta. Por ejemplo, los sensores requieren una alimentación de $\pm 5V$ mientras que el sistema de comunicación demanda 12V. Otro punto importante que se consideró es la prioridad en la fiabilidad, esto se puede ver desde el punto de vista de ofrecer una alimentación más segura a algunos subsistemas satelitales, como el caso del suministro energético para la computadora principal lo cual implica el incremento de la redundancia de alimentación. Por otro lado, el sistema de transmisión de RF no posee redundancia en alimentación sin embargo se tiene un segundo sistema de radio de respaldo.

El microsatélite experimental mexicano SATEX se ubicará en una órbita polar a 98° de inclinación y una altitud aproximada de 780 km sobre la Tierra. El periodo de recorrido de la órbita tendrá una duración de 101 minutos, con un periodo de sol y de eclipse de 67 y 34 minutos respectivamente. Sus experimentos fueron propuestos y desarrollados por diversas instituciones de todo el país [2]. El SATEX tiene forma cúbica de 50 cm por lado con una estructura de aluminio basada en un cilindro central y tres placas que forman dos pisos en donde se instalan equipos y experimentos, con una masa total de 55 Kg. Tiene cuatro paneles solares montados en sus caras laterales y será inicialmente estabilizado de forma pasiva mediante un mástil desplegable ubicado en su parte superior. Adicionalmente, cuenta con un sistema de estabilización dinámica basado en bobinas de torque magnético.

El subsistema de potencia está compuesto por los módulos de generación y almacenamiento de energía eléctrica. El dispositivo de generación se compone de cuatro tableros solares, cada uno de ellos compuesto por 84 celdas que producirán al inicio de vida un promedio de energía de 24W [3]. A su vez, el módulo de almacenamiento de energía está compuesto por 52 celdas de NiCd que ofrecen una

capacidad de almacenamiento total de 31.2V@3.4AH por medio de dos módulos independientes y conectados en paralelo. Respecto al módulo de distribución de energía, está constituido por convertidores de corriente directa que energizan a los equipos electrónicos del satélite, y que a su vez adquiere la energía de un *bus* no regulado de 31.2V, figura 2.

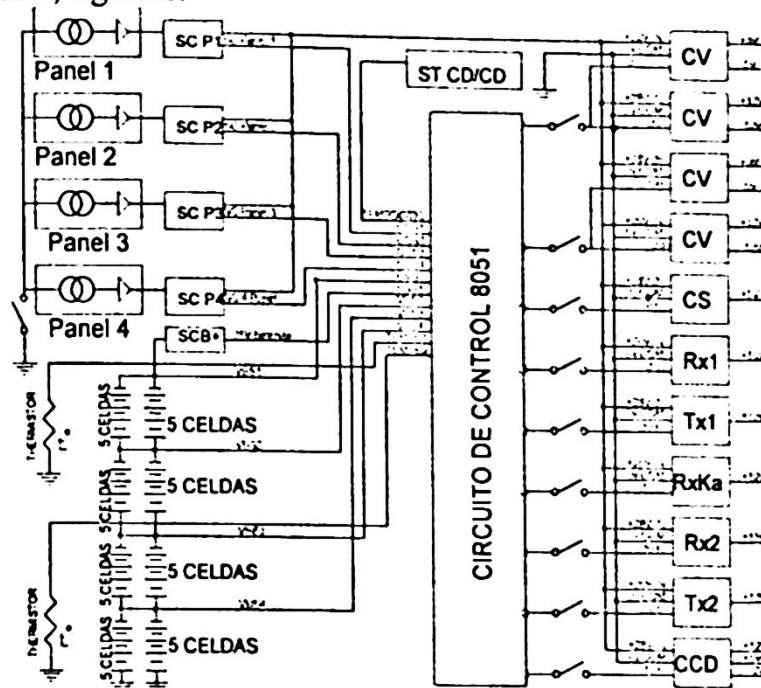


Figura 2. Subsistema de Potencia del SATEX I, con distribución de potencia para alimentación de las cargas.

3. Dimensionamiento del consumo de energía para el diseño de distribución de potencia

Para determinar que tipo de arreglo y componentes se van a utilizar en el diseño del modulo de distribución de potencia, primeramente se analizarán los requerimientos energéticos por subsistema, el consumo que presentarán y los niveles de alimentación que necesitan. Posteriormente se determinará si es prioritaria su función, si requiere módulos redundantes o si necesita alimentación redundante.

3.1. Consumo de potencia por subsistema

Se a concentrado la información de las necesidades energéticas de los subsistemas y se reportan a continuación los requerimientos de los niveles de alimentación de cada componente considerando el tiempo de operación por orbita, los niveles de tensión, corriente y potencia, todo esto se muestra en la tabla 1.

Tabla 1. Niveles de alimentación requeridos por cada subsistema del SATEX I

Subsistema	T	V	I	P
Acondicionamiento + Multiplexaje	∞	+5, +12, -12	.200, .050, .005	1.0, 0.6
Bobinas Magnéticas	10	10-12	0.3	
Carga Útil Óptica	10	+ 5, +12, -12	0.4, 0.3, 0.2	2.0, 3.6, 2.4
Cámara CCD	3	12	0.5	
Computadora Vuelo	∞	5	.250	1.25
Conmutadores de potencia	∞	5	0.100	0.5
Despliegue de Antenas	0.15	12	3	36
Magnetómetros	∞	5 +/- 0.5		0.040
Mástil.	0.1			
Receptor KA		+12	1/6	2.0
Rx UHF principal	∞	+5, 12, -12	.08, .120, .020	0.4, 1.44, 0.24
Rx UHF Secundario	∞	28	.080	2.24
Sensores de Corriente	∞	5	0.030	0.15
Tx VHF principal	10	+5, +12, -12	.08, .120, .020	0.4, 1.44, 0.24
Tx VHF secundario		+12	.08	2.24

Con el concentrado de los datos de potencia, se determina cual será la capacidad máxima en potencia que requiere cada subsistema y de esta forma se selecciona convertidor óptimo. Esto permitirá reducir espacio y peso, siempre y cuando mantenga la operación del convertidor dentro de los rangos de seguridad. El arreglo de convertidores se emplea de acuerdo con la alimentación que requieran: simple, doble, o triple voltaje.

Tabla 2. Demanda de potencia de los subsistemas que conforman a SATEX I

Subsistema	Componente	P _w	I _{mA}
Computadora de Vuelo	Computadora de vuelo	6.17	1066
Procesador de Supervivencia	Procesador de Supervivencia	0.65	130
	Sensores de sol	0.96	80
	Sensores de Corriente		
Sensores	Magnetómetros	0.04	8
	Sensores de Corriente y Temp.	1.56	130
Bobinas	6 bobinas	1.5	240
Mástil	Mástil		
Separador de Antena	DSA	0.027	2.3
Transmisores Principal y Redundante	Tx1	7.71	514
	Tx2	8.16	682
Receptores Principal y Redundante	Rx1	3.0	200
	Rx2	1.71	143
Banda Ka	Ka	9.36	780
Carga útil óptica	CUO	21.6	900
Cámara Digital	CCD	1	200
	Batería (NiCd)	40	1800
Fuente de Poder	CD/CD		
	Microcontrolador	1.0	
	Paneles solares		

Los datos de potencia utilizada por subsistema se presentan en la tabla 2, los cuales permiten visualizar la información del tipo de alimentación que necesitan. Como

observa, se tienen múltiples voltajes, potencias y cargas. No existen niveles de tensión semejantes y se tienen cargas ruidosas y otras sensibles al ruido [4].

3.2. Presupuestos de potencia de experimentos de acuerdo con el modo operativo

De estas tablas también se pueden desprender algunos datos importantes, como conocer qué equipos se energizan de acuerdo con cada uno de los experimentos que se tiene planeado realizar en la misión. Por ejemplo, se puede realizar un presupuesto de gasto energético para determinar cual será el consumo que demandará la ejecución de cada experimento. Este presupuesto se obtiene para cada uno de los experimentos propuestos, y de esta forma se determina qué subsistemas se requiere energizar y por tanto se puede conocer también cuál es el gasto energético que generan.

En la tabla 3 se presenta el presupuesto de potencia que demandan los subsistemas agrupados como plataforma. También se muestra la demanda que presenta un experimento en operación, el de carga útil óptica, así como la demanda durante el envío de datos por el transmisor principal y la demanda que presenta el transmisor de respaldo, entre otros.

Tabla 3. Demanda de potencia y tiempo de operación de los subsistemas de SATEX I por modo operativo

	Modos Operativos del microsatélite			
	Equipo	P [W]	min	Wmin
M1 Modo de recuperación de energía. Solo permanece energizada la computadora del subsistema de potencia (SP), la cual realiza el monitoreo y la administración de los recursos energéticos del vehículo. El satélite inicia su vida operando en este modo y lo abandona cuando existe suficiente carga para proceder a ejecutar uno de los modos operativos subsecuentes.	Plataforma	13.5	101	1363
	Recepción en banda Ka	34.3	10	343
	Transmisor Principal VHF	27.0	10	270
	Experimento de la cámara digital	23.1	10	231
	Comunicaciones Ópticas	33.7	15	505
M2 Modo de monitoreo con la computadora de vuelo. El SP energiza al sistema mínimo de sobrevivencia (SIMSOS), el cual permanecerá en estado de mínimo consumo energético la mayor parte de tiempo, y a la computadora de vuelo (CV) para que ésta realice las primeras operaciones y los respectivos reportes a la estación terrena de control satelital (ETCS).	Componente	P. [W]	Wminuto	
	Computadora de vuelo	6.17	61.7	
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5	
	Sensores de sol	0.96	9.6	
	Sensores CT	1.56	15.6	
	Fuente de Poder	7.9	79.0	
	Transmisor Principal	7.71	77.0	
	Ka Receptor	9.36	93.6	

M3 Modo de Monitoreo Completo, permite realizar el modo 2 con la adición de diagnósticos de las computadoras de experimentos. Para recabar estado de computadoras de experimentos solicita vía red interna al SP las indicaciones sobre las computadoras que se pueden energizar para recabarles su estado operativo, éstas se activan por un tiempo menor a 2.5 minutos y posteriormente se desactivan. Con este modo operativo la ETCS recibe mayor información sobre el estado operativo de los equipos del satélite.	Componente	P. [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	7.01	70.1
	Transmisor Principal	7.71	77.1
	Rx1 Principal	3.0	30
M4 Modo de envío de programas al satélite. Cuando los reportes de TLMN del satélite indican suficiente carga de las baterías, se puede subir un programa más complejo a la CV. Este programa se requiere para ejecutar aquellos experimentos que no están en el software básico del satélite.	Componente	P[W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	9.30	93.0
	Transmisor Principal	7.71	77.1
	Rx1 Principal	3.00	30
	CUO	21.6	216.0
M5 Modo de Monitoreo Detallado. Una vez ejecutado con éxito el modo M4. el satélite puede realizar nuevas tareas o bien nuevos experimentos, entre ellas la captura de telemetría especial que se orienta a la recopilación de datos detallados sobre cualquiera de los sensores del satélite. Como en todos los modos, con excepción de M1 y M2, la solicitud de ejecución de este modo se efectúa desde la ETCS, en donde a su vez se especifican los sensores de telemetría especial (TLME), así como su frecuencia de muestreo. Una vez enviada la solicitud al satélite, la captura de TLME se realiza en la siguiente visita del vehículo a su ETCS.	Componente	P[W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0

M6 Modo de estabilización en primera fase. Para ejecutar este modo operativo se requiere que las baterías se encuentren en estado de carga alto, pues emplea la inyección continua de pequeños pulsos de corriente a las bobinas de torque magnético para reducir la complejidad dinámica del satélite después de la liberación de su vehículo lanzador. De igual forma esta fase de estabilización reduce las RPMs del satélite para proceder posteriormente a la liberación segura del gradiente gravitacional que se usará como medio pasivo de estabilización	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0
M7 Modo de liberación del gradiente gravitacional. Requiere la ejecución previa y exitosa del modo M6 para realizar la liberación segura del gradiente gravitacional. El modo se programa y envía desde el SET.	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0
M8 Modo de estabilización fina. Para utilizar este modo se requiere la ejecución previa y exitosa del modo M7. Este permitirá estabilizar al satélite para que realice los experimentos que demandan apuntamiento fino entre el satélite y la ETCS.	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0
M9 Modo experimento del sistema de supervivencia. Este experimento está planeado para ejecutarse en caso de que se llegaran a presentar problemas operativos drásticos tanto en la CV como en los equipos de RF.	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0

M10 Modo arquitectura de computadoras. Este experimento consume recursos energéticos equivalentes al modo M3, sin embargo permite supervisar el estado operativo de la CV y aplicarle mantenimiento automatizado en caso de requerirlo. Durante su operación se asegura la continuidad de las comunicaciones Tierra – Satélite aun después de que se presenten fallas graves en la computadora de vuelo. Este experimento no requiere de ningún tipo de estabilización satelital para llevarse a cabo.	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0
M11 Modo experimento de captura de imágenes. Este modo operativo se puede utilizar de dos formas, para propósitos de validación satelital como del sistema en particular. Este caso no requiere de ningún tipo de estabilización, por lo cual, debido a que consume poca energía, se puede realizar desde las fases operativas iniciales del satélite.	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0
M12 Modo de ejecución de experimento en banda Ka. Este modo requiere la ejecución previa y exitosa del modo M8 para que se puedan realizar comunicaciones en Banda Ka con línea de vista entre satélite y Tierra. Además, el modo solo se puede utilizar durante las visitas del satélite a su ETCS.	Componente	P[W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0
M13 Modo experimento de comunicaciones ópticas. Este es el modo operativo más complejo que demanda además mayores recursos energéticos en el satélite. Su realización requiere la ejecución previa y exitosa del modo satelital M8 para reunir los requisitos indispensables para iniciar comunicaciones ópticas de bajada en el cercano infrarrojo.	Componente	P [W]	Wminuto
	Computadora de vuelo	6.17	61.7
	Procesador de Supervivencia	0.65	6.5
	Sensores de sol	0.96	9.6
	Sensores CT	1.56	15.6
	Fuente de Poder	8.8	88.0
	Cámara Digital	20	200.0

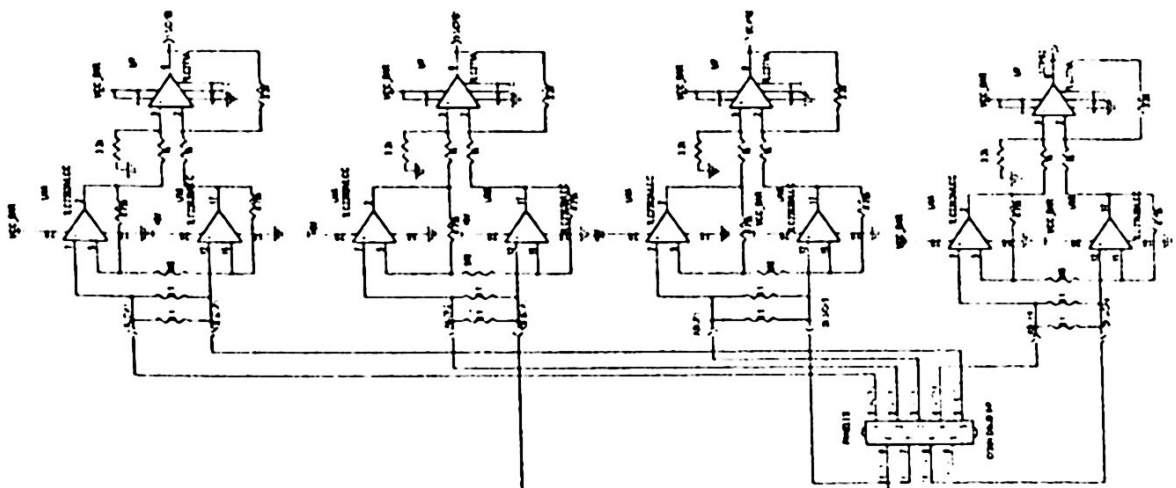
El tiempo máximo permitido por experimento es aproximadamente de 10 minutos, esto es, el tiempo que el satélite estará en línea de vista con la estación terrena cuando sobrevuele el cenit de ésta. Se debe señalar que en un día terrestre el satélite describirá 14 vueltas a la Tierra, sin embargo, solo en tres de ellas tendrá línea de vista para realizar experimentos.

4. Resultados

En los últimos años el subsistema de potencia del satélite Satex ha pasado de utilizar una arquitectura de potencia centralizada (un convertidor único que alimenta a todos los subsistemas) a una de potencia distribuida. Bajo esta última arquitectura cada subsistema dispone de un convertidor dedicado. En este diseño se buscó que la topología de alimentación distribuida suministre el universo de voltajes y corrientes para cada demanda que presentan los subsistemas de SATEX. Esto es, no se utilizan convertidores de alta demanda (superiores a 25Watts) en donde cualquiera de las cargas presente una demanda máxima que no exceda 5 Watts. Para satisfacer los nuevos requerimientos se buscó una clara mejora de las características considerando la demanda y el tamaño de los componentes. En un primer acercamiento se buscó un diseño distribuido como el mostrado en la figura 4 empleando un bus común de 28V y señalando los niveles de tensión por subsistema, los módulos que requieren dos o tres niveles emplearan también dos o tres convertidores.

El arreglo de distribución de potencia que se logró se ilustra en la figura 4. La alimentación redundante que se asignó obedece a que los elementos de mayor prioridad en la operación del satélite son la computadora de vuelo y todo el sistema de sensado. Debido a que los transmisores pueden inducir ruido en la alimentación en el momento de entrar en operación, con la alimentación distribuida se protege a los demás subsistemas del fenómeno de ruido inducido.

En la figura 3-7 se presenta la conexión del sistema de distribución de potencia con el de control y sensado de la fuente de alimentación así como las tarjetas del circuito.



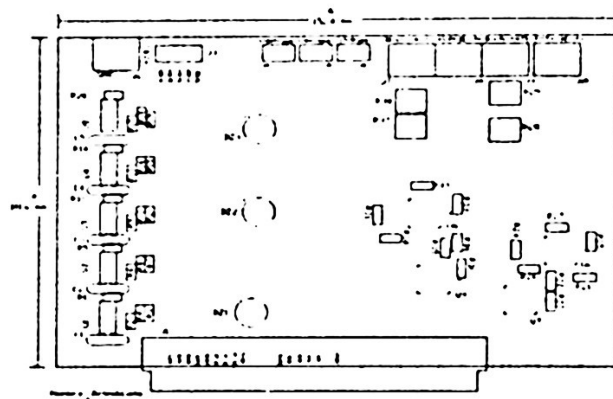


Figura 3. Sensores y acondicionamiento.

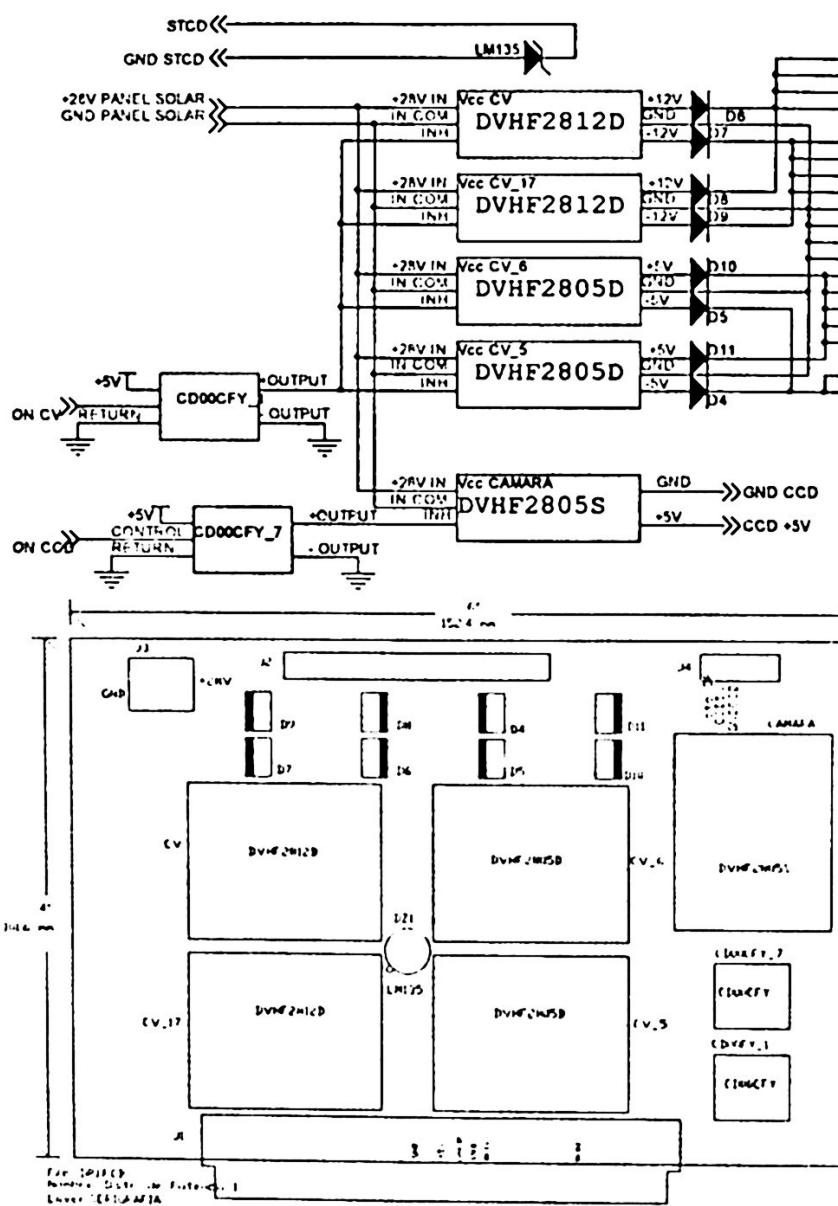


Figura 4. Distribución de potencia I.

5. Conclusiones

Debido a que durante el periodo orbital del microsatélite Satex se presentan condiciones operativas que demandan consumos energéticos hasta 300% superiores a lo que proporcionan sus paneles solares y a que éstos no pueden proporcionar energía durante periodos de eclipse, se requiere una fuente capaz de almacenar y retomar esa energía. Los dispositivos capaces de desarrollar esta función son arreglos de celdas de Níquel Cadmio, los cuales se utilizan para conformar la batería del satélite.

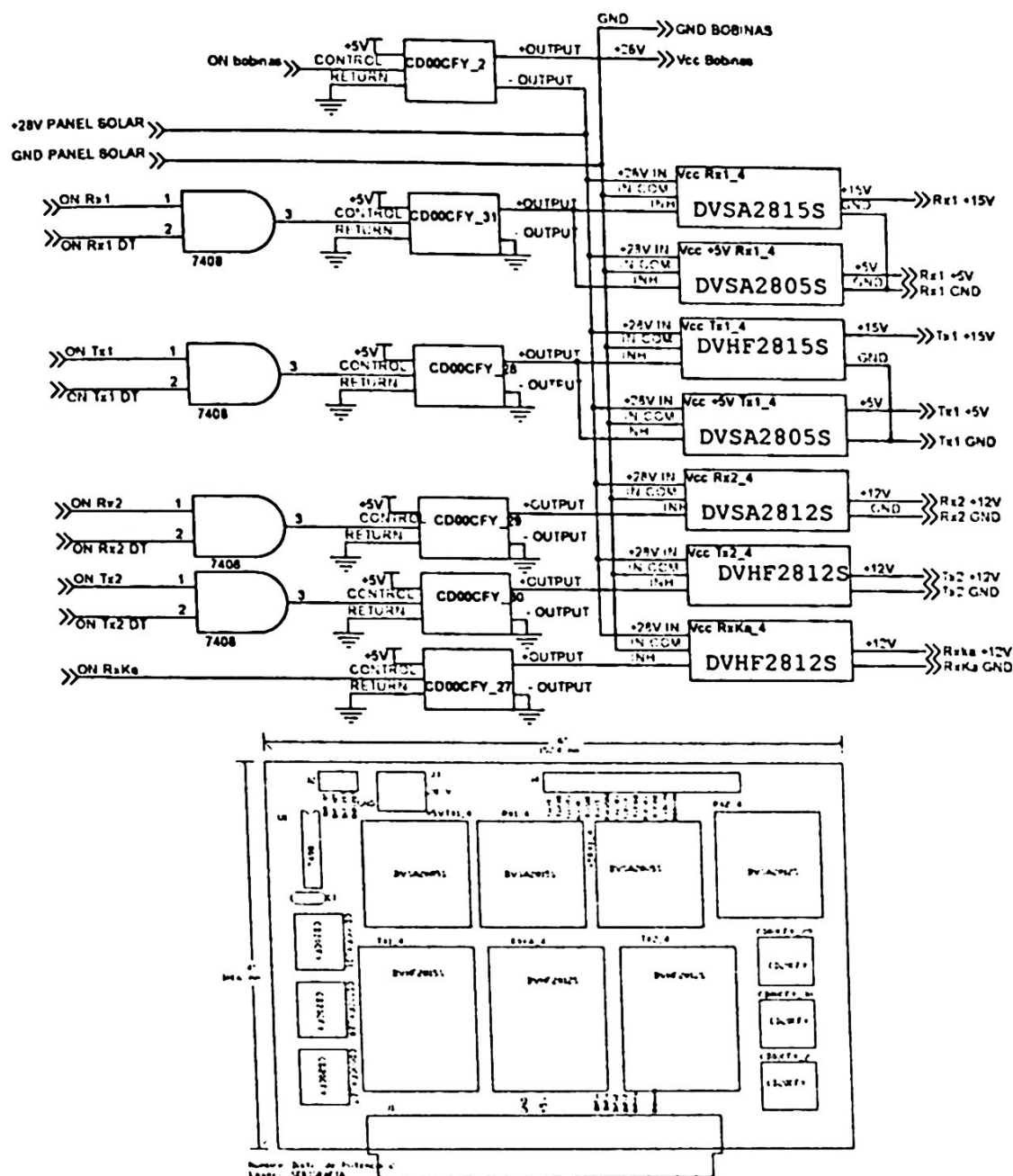


Figura 5. Distribución de potencia II.

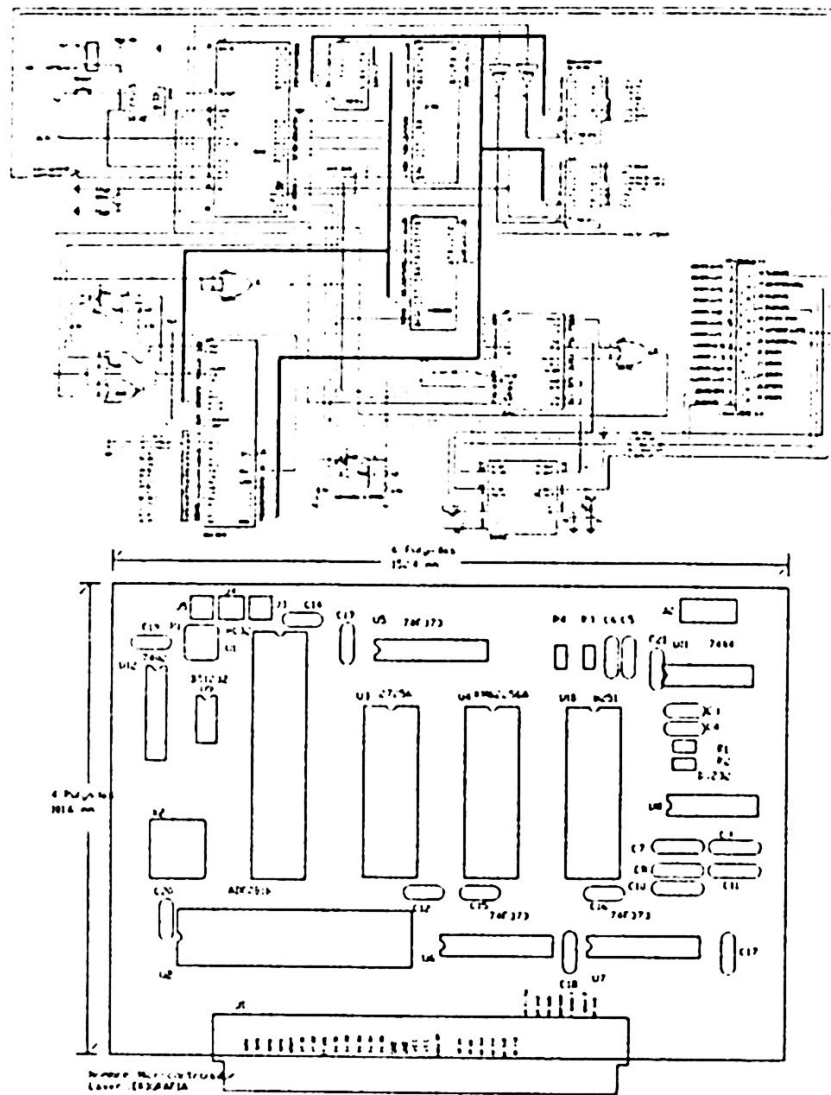
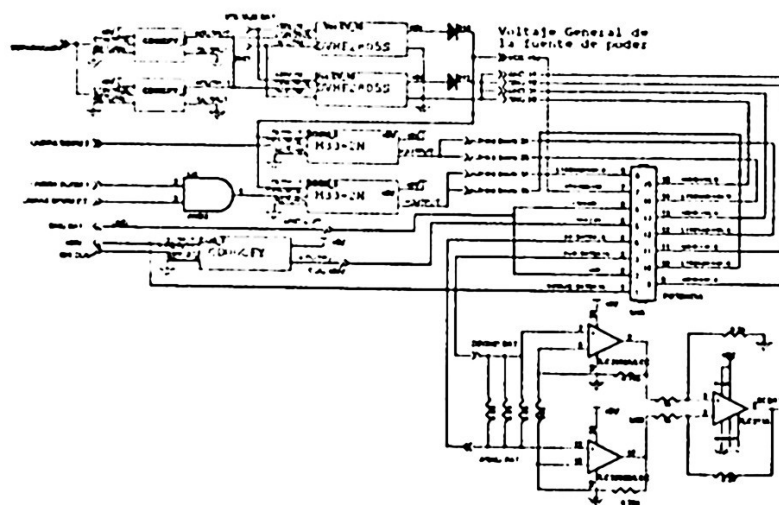


Figura 6. Microcontrolador.



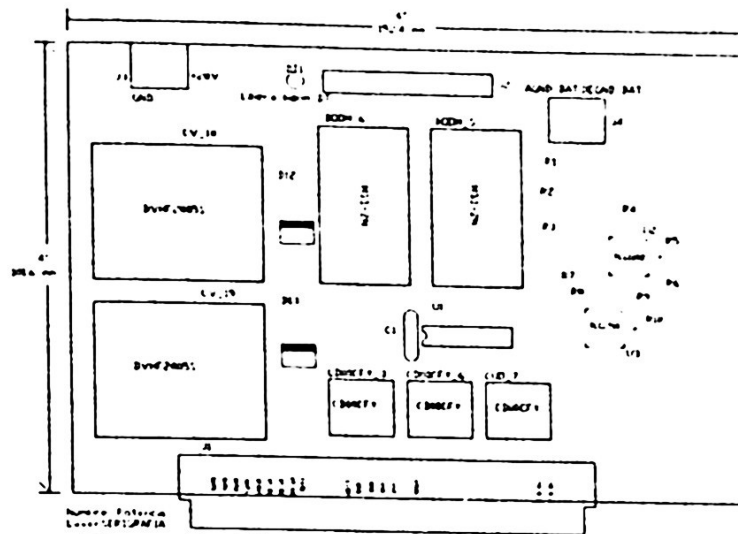


Figura 7. Alimentación de Fuente de poder.

La batería del Satex está compuesta por dos módulos de 26 pilas. Cabe subrayar, que una demanda repentina de corriente en exceso del 10% de la máxima capacidad de conversión de las celdas solares puede dañar severamente las mismas. Por esta razón se utilizan baterías recargables. Las baterías también sirven de fuente de energía en periodos de eclipse y se pueden recargar en periodos de sol.

El manejo eficiente del recurso energético del microsatélite SATEX cumple satisfactoriamente con los tipos de misiones que se realizarán en órbita, esto es dotar de energía suficiente para la operación del satélite y sus experimentos.

Sin embargo uno de los puntos más importantes a considerar es la extensión de la vida útil de las baterías, por lo que la filosofía originalmente planteada para la utilización de los experimentos se modificó de acuerdo con las limitaciones energéticas. De este modo, se concluye que las cargas útiles se habilitarán sólo cuando se cuente con energía suficiente en las baterías para su mejor desempeño.

El compromiso que existe para dotar de energía a cada una de las cargas, requiere realizar un buen presupuesto del consumo energético considerando la energía capturada por los paneles solares y el control oportuno del encendido de las cargas cuando se detecte que las baterías tienen suficiente energía almacenada.

El control eficiente de corriente y voltaje para cargar las baterías permitirá que la vida útil de las mismas se prolongue durante más tiempo, por lo que al emplear baterías recargables de carga rápida, se aprovecha su capacidad para convertir el exceso de carga y reciclarlo cuando se cargan a una velocidad entre 0.5 y 1.5 C (capacidad energética de la batería 3.4AH). Este rango de operación soportará los ciclos de luz y sombra que experimentarán los tableros solares durante la vida útil del vehículo espacial.

Referencias

1. www.satex.org.mx
2. Andrés Calvillo, Homero Ramos, Javier Roch. Estimación de la energía captada en el microsatélite SATEX - I. 3er Congreso Internacional de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas ICESE-2002 del 25-29 Noviembre; D. F. México.
3. Andrés Calvillo Téllez y Esaú Vicente Vivas. Diseño y estimación de los sistemas de generación y almacenamiento de energía para el microsatélite experimental mexicano SATEX I. 3er Congreso Internacional de Ingeniería Electromecánica y de Sistemas ICESE-2002 del 25-29 Noviembre; D. F. México.
4. Calvillo-Téllez, E. Barba Cervantes y E. Vicente-Vivas. Manejo eficiente del recurso energético del satélite experimental "satex" Memorias de la Cuarta Conferencia Internacional en Control, Instrumentación Virtual y Sistemas Digitales CIC-INDI2002, 26-30 Agosto: Pachuca Hidalgo México.

