



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Sistema de potencia de a  
bordo de un nanosatélite  
CubeSat**

**TESIS**

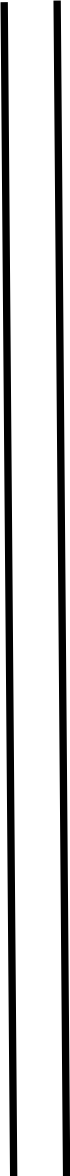
Que para obtener el título de  
**Ingeniero Eléctrico Electrónico**

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

Pablo Arturo Velázquez Carpio

**DIRECTOR DE TESIS**

Dr. Saúl de la Rosa Nieves



**Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2019**



Universidad Nacional  
Autónoma de México



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.

# Contenido

Dedicatoria .....	10
Capítulo 1. Introducción .....	11
Planteamiento del problema .....	11
Motivación .....	13
Objetivos .....	13
Organización de la tesis .....	13
Capítulo 2. Marco teórico .....	14
2.1. Características orbitales del satélite.....	14
2.1.1. Características de las órbitas.....	14
2.1.2. Clasificación básica de órbitas.....	16
2.1.3. Clasificación de órbitas terrestres según la altitud .....	17
2.2. Estándar CubeSat.....	18
2.3. Sistemas principales de un satélite .....	19
2.3.1. Sistema de comandos y manipulación de información .....	20
2.3.2. Sistema de comunicaciones .....	21
2.3.3. Carga útil .....	22
2.3.4. Sistema eléctrico de potencia .....	22
2.3.4.1. Fuentes de energía .....	23
2.3.4.2. Sistema de potencia fotovoltaico .....	24
2.4. Descripción del principio de operación del sistema de potencia.....	24
2.4.1. Celdas fotovoltaicas .....	24
2.4.2. Topologías de sistemas eléctricos de potencia.....	32
2.4.3. Arquitecturas de sistemas electrónicos de potencia .....	33
2.4.4. Sistemas DET .....	34
2.4.5. Sistemas PPT.....	34
2.4.6. Funcionamiento de fuentes conmutadas .....	35

2.4.6.1.	Rizo de corriente del inductor .....	36
2.4.6.2.	Rizo de voltaje.....	38
2.4.7.	Funcionamiento de fuentes conmutadas .....	40
2.4.8.	Algoritmos para optimización de potencia de paneles solares .....	41
2.4.8.1.	Perturb and Observe (P&O).....	42
2.4.8.2.	Método de conductancia incremental .....	44
2.4.8.3.	Método de Capacitancia Parásita.....	45
2.4.8.4.	Método de Voltaje constante.....	46
2.4.8.5.	Resumen de los diferentes algoritmos .....	48
2.4.9.	Baterías.....	48
2.5.	Efectos del entorno de una misión espacial sobre el diseño .....	51
2.6.	Etapa de lanzamiento .....	51
2.6.1.	Vibraciones acústicas .....	53
2.6.2.	Vibraciones aleatorias .....	54
2.6.3.	Vibraciones pirotécnicas .....	54
2.6.4.	Medio ambiente espacial.....	55
2.6.4.1.	Vacío.....	55
2.6.4.2.	Interacciones con plasma .....	56
2.6.4.3.	Campo magnético.....	59
2.6.4.4.	Calor .....	59
2.6.4.5.	Radiación.....	60
2.6.4.5.1.	Dosis total de ionización .....	60
Capítulo 3.	Estado del arte.....	65
3.1.	Antecedentes.....	65
3.2.	Sistemas de potencia más relevantes .....	67
3.2.1.	Swiss Cube.....	67
3.2.2.	EPS de Clyde Space.....	68
3.2.3.	NanoPower P31u de GomSpace .....	70

3.2.4.	P60 Modular Power System for large nanosatellites de GomSpace .....	71
3.2.5.	Comparación de los diferentes EPS .....	72
3.3.	Baterías .....	73
3.4.	Cargadores de baterías.....	74
3.5.	Fuentes conmutadas .....	75
Capítulo 4.	Diseño y construcción.....	77
4.1.	Propósito del diseño.....	77
4.2.	Procedimiento de diseño.....	77
4.3.	Requerimientos de misión.....	78
4.3.1.	Justificación de la misión.....	78
4.3.2.	La órbita de la misión CubeSat de percepción remota .....	78
4.3.2.1.	Periodo.....	78
4.3.2.2.	Exposición al sol .....	81
4.4.	Caracterización del requerimiento energético de las cargas .....	82
4.4.1.	Requerimiento energético del sistema de telecomunicaciones.....	82
4.4.2.	Requerimiento energético del sistema de control .....	85
4.4.3.	Requerimiento energético de la carga útil.....	86
4.4.4.	Requerimiento energético de la computadora de a bordo .....	87
4.4.5.	Requerimiento energético del sistema de control térmico.....	88
4.5.	Presupuesto energético.....	90
4.6.	Régimen energético de las baterías .....	92
4.6.1.	Requerimientos del sistema de potencia.....	94
4.7.	Propuesta de diseño del sistema de potencia.....	95
4.7.1.	Paneles Solares.....	95
4.7.2.	Sensores de corriente .....	96
4.7.3.	Cargadores de batería .....	97
4.7.4.	Regulador de Carga .....	97
4.7.5.	Baterías.....	97

4.7.6.	Killer Switch .....	98
4.7.7.	Convertidores de DC .....	98
4.8.	Selección de componentes.....	99
4.8.1.	Cargadores de baterías .....	99
4.8.2.	Medidores de corriente .....	101
4.8.3.	Baterías.....	101
4.8.4.	Conexiones .....	103
4.8.5.	Convertidores de voltaje .....	104
4.9.	Restricciones de temperatura .....	108
4.10.	Potencia máxima de cada etapa del proyecto.....	109
4.11.	Circuito Completo .....	110
4.12.	Algoritmo de control de cargas .....	111
Capítulo 5.	Pruebas .....	112
5.1.	Descripción general del prototipo.....	112
5.2.	Construcción del prototipo.....	113
5.3.	Pruebas .....	115
5.3.1.	Prueba de regulación de voltaje .....	115
5.3.2.	Prueba de corriente .....	116
5.3.3.	Pruebas de carga de baterías.....	117
5.4.	Resultados .....	118
5.4.1.	Celdas solares.....	118
5.4.2.	Baterías.....	118
5.4.3.	Manejo de potencia .....	118
5.5.	Conclusiones.....	119
5.6.	Trabajo a futuro.....	119
Referencias	.....	120

# Tabla de Ilustraciones

Figura 1 Bandas de telecomunicaciones utilizadas en CubeSats .....	12
Figura 2 Periodo orbital en función de la altitud en órbitas bajas circulares .....	14
Figura 3 Apoapsis y periapsis en una órbita elíptica .....	15
Figura 4 Diagrama donde se muestra la trayectoria orbital y la inclinación.....	15
Figura 5 Altitud media según la inclinación para una órbita heliosíncrona .....	16
Figura 6 Diferencia entre las órbitas geoestacionarias y geosíncronas .....	17
Figura 7 Esquemático de la estructura de un CubeSat 1U .....	18
Figura 8 Estructura del P-Pod y su sección transversal .....	18
Figura 9 Estándar PC104, con dimensiones en mm .....	19
Figura 10 Subsistemas de un satélite .....	20
Figura 11 Espectro de radio utilizado para las comunicaciones espaciales.....	21
Figura 12 Descomposición del sistema eléctrico de potencia en sus subsistemas.....	22
Figura 13 Rangos de aplicación para las distintas tecnologías energéticas.....	23
Figura 14 Efecto fotoeléctrico .....	24
Figura 15 Diagrama básico de una celda fotovoltaica.....	25
Figura 16 Los arreglos de celdas incrementan el voltaje y/o la corriente de un panel.....	26
Figura 17 Ejemplo de una celda multijuntura .....	27
Figura 18 Línea del tiempo con tecnologías de celdas solares .....	27
Figura 19 Potencia de los paneles solares a lo largo de su vida útil .....	28
Figura 20 Circuito equivalente de una celda solar .....	29
Figura 21 Curva de voltaje contra corriente de una celda fotoeléctrica.....	29
Figura 22 Curva de potencia de la celda solar.....	30
Figura 23 Factor de Llenado de una celda solar.....	31
Figura 24 Efectos de la temperatura en el comportamiento de la celda fotovoltaica .....	31
Figura 25 Eficiencia de celdas solares de diferentes fabricantes.....	32
Figura 26 Topología de un sistema distribuido .....	33
Figura 27 Topología de un sistema centralizado.....	33
Figura 28 Esquemático de una fuente conmutada tipo Buck .....	35
Figura 29 Voltaje del Inductor en un periodo. ....	35
Figura 30 Forma de la corriente del inductor.....	37
Figura 31 a) Corriente del capacitor, b) Rizo de voltaje del capacitor .....	39
Figura 32 Esquemático de una fuente Buck con realimentación.....	41

Figura 33 Eficiencia de un sistema con MPPT y sin él .....	42
Figura 34 Funcionamiento del MPPT .....	42
Figura 35 Curva de potencia con distintos valores de iluminación .....	44
Figura 36 Divergencia del algoritmo P&O cuando la irradiancia es variable .....	44
Figura 37 Diagrama de flujo del algoritmo de Conductancia Incremental .....	45
Figura 38 Algoritmo de voltaje constante .....	47
Figura 39 Valor de la constante K en función de la temperatura y la irradiancia .....	47
Figura 40 Densidad energética de diversas tecnologías de baterías .....	49
Figura 41 Perfil de aceleración del Apollo 8 .....	52
Figura 42 Perfil de aceleración longitudinal del cohete Soyuz.....	52
Figura 43 Curva del medio ambiente acústico de 18 misiones JPL.....	54
Figura 44 Curva envolvente de los entornos de un choque pirotécnico de 9 misiones JPL	55
Figura 45 Capas de la ionósfera terrestre en el día.....	58
Figura 46 Medio ambiente térmico típico en satélites .....	59
Figura 47 Albedo terrestre total en función de la altitud .....	60
Figura 48 Movimiento de las partículas cargadas en el campo magnético terrestre .....	61
Figura 49 Distribución de protones y electrones a una altitud de 500 km tomada de SPENVIS.....	61
Figura 50 Curvas representativas de dosis-profundidad para la misión lunar Clementine .	62
Figura 51 Distribución espacial de los single event upsets .....	64
Figura 52 Arquitectura DET empleada en el Swiss Cube.....	67
Figura 53 EPS de Clyde Space .....	68
Figura 54 Diagrama de bloques de la segunda generación de EPS de Clyde Space.....	69
Figura 55 NanoPower P31u de GomSpace.....	71
Figura 56 P60 Modular Power System de GomSpace .....	72
Figura 57 Densidad Energética de varios modelos de pilas .....	73
Figura 58 BA0x High Energy Density Battery Array de EXA.....	74
Figura 59 Esquemático típico de aplicación del TPS63001 .....	76
Figura 60 Circuito de operación simplificado del MAX8815A.....	76
Figura 61 Simulación de un satélite en una órbita circular a 500 km realizada en STK. ....	79
Figura 62 Simulación en SPENVIS de una órbita heliosíncrona a 500 km. ....	80
Figura 63 Simulación en SPENVIS de irradiancia solar, con los paneles apuntando en la dirección del movimiento del satélite. ....	81
Figura 64 Misma simulación en SPENVIS, con los paneles apuntando al Sol. ....	81
Figura 65 EB/N0 de la simulación hecha en STK para la misión propuesta. ....	83



Figura 66 Gráfica de EB/N0 contra BER simulado en STK. ....	83
Figura 67 Antena en banda X de alta ganancia y sistema de apuntamiento de Surrey.....	84
Figura 68 MAI-500 de Maryland Aerospace.....	85
Figura 69 Gecko Imager de SCS Space.....	87
Figura 70 Calentadores típicos utilizados en satélites .....	89
Figura 71 Relación entre la temperatura de un panel solar de arseniuro de galio y su corriente o potencia .....	91
Figura 72 Perfil de cargas del satélite en una órbita. ....	93
Figura 73 Tiempos requeridos para cargar las baterías. ....	94
Figura 74 Diagrama de bloques del sistema de potencia. ....	95
Figura 75 Propuesta de arreglo de celdas solares.....	96
Figura 76 Killer Switch en el eje del lanzador del P-POD.....	98
Figura 77 Esquemático e información sobre la potencia del circuito integrado simulado en el eDesignSuite .....	100
Figura 78 Curvas características de carga de las baterías de Li-ion .....	102
Figura 79 Batería Panasonic NCR18650B .....	102
Figura 80 Curvas de carga y descarga características de las pilas.....	103
Figura 81 Resultados de la calculadora en línea de Advanced Circuits 4 PCB .....	104
Figura 82 Máxima corriente de salida contra voltajes de entrada del TPS63020.....	105
Figura 83 Curvas de eficiencia en función de la corriente de salida .....	106
Figura 84 Circuito típico de aplicación del TPS63020.....	106
Figura 85 Corriente de salida contra eficiencia del TPS63020 .....	107
Figura 86 Corriente de salida contra potencia del TPS63020. ....	107
Figura 87 Circuito impreso para el circuito integrado TPS63020 recomendado .....	108
Figura 88 Potencia máxima que pueden entregar las etapas del Sistema de Potencia. ...	109
Figura 89 Diagrama completo del sistema de potencia. ....	110
Figura 90 Operación del opera el algoritmo de control de cargas.....	111
Figura 91 Diagrama del prototipo del Sistema de Potencia.....	112
Figura 92 Esquemático del prototipo, hecho en Altium Designer. ....	114
Figura 93 PCB diseñada para las pruebas del prototipo en Altium Designer.....	114
Figura 94 Respuesta del sistema de potencia con diferentes valores de entrada.....	115
Figura 95 Corriente de salida en función de la resistencia en la salida. ....	116
Figura 96 Corriente máxima de salida del TPS63000. ....	116
Figura 97 Ciclo de trabajo del cargador de baterías.....	117



# Dedicatoria

El trabajo desarrollado en esta tesis no podría haber sido concluido sin la compañía y ayuda de mis padres y familiares, quienes me han brindado su apoyo durante toda mi vida.

Estoy muy agradecido con mis profesores de la Facultad de Ingeniería. Profesores que realmente buscan que los alumnos descubran lo mejor de sí mismos y ayudarlos a autosuperarse, no solamente dar clases.

Por supuesto, le agradezco mucho al Dr. Saúl de la Rosa, por toda la paciencia y dedicación que ha brindado al desarrollo de este trabajo.

Mis amigos han visto el esfuerzo impreso en esta tesis y me han ayudado a no perder el ímpetu y están presentes hasta en los momentos más difíciles.

Y finalmente, quiero agradecer especialmente al M.C. Enrique Patiño y a Rafael Vázquez del Instituto de Ciencias Nucleares que fueron una gran ayuda en el desarrollo de esta tesis.

# Capítulo 1. Introducción

El desarrollo de los sistemas espaciales ha sido enorme, a partir de su nacimiento en la segunda mitad del siglo XX. Anteriormente solo las entidades gubernamentales y algunas de las empresas más grandes del mundo tenían acceso a participar en proyectos de esta índole. Sin embargo, los precios han bajado, la demanda ha subido y además las facilidades para poder implementar tecnología en el espacio han propiciado que muchas otras organizaciones también tengan oportunidades para la investigación y aplicación espacial.

Uno de los hitos en la historia de la investigación espacial se da cuando se inventa el estándar CubeSat. Se trata de una convención para estandarizar satélites pequeños en múltiplos de volumen de 1 litro, con caras de 10 cm, además de otras especificaciones técnicas que se utiliza para poner en órbita varios de estos satélites CubeSat al mismo tiempo. Los CubeSats han resultado útiles en una infinidad de misiones, y al no requerir de una inversión enorme de dinero, han sido desarrolladas por estudiantes de universidades o empresas de diversas índoles.

Es gracias a los CubeSats que se han abierto nichos de oportunidades para el desarrollo de sistemas de a bordo en esta escala de satélites, en el presente trabajo podemos entregar una propuesta de un sistema de potencia competitiva en el mercado, apta para ser utilizado en otras misiones espaciales y realizada con componentes electrónicos off-the-shelf.

## Planteamiento del problema

El sistema de potencia de un satélite es el sistema autónomo que debe de transformar la energía (la mayoría de los casos, solar), tener la capacidad de regularla y distribuir a todos los demás sistemas del satélite. Siempre tomando en cuenta que las fallas en el funcionamiento pueden estar presentes y que buscamos que la mayor cantidad de

sistemas conectados al sistema de potencia operen correctamente el mayor tiempo posible.

El reto de hacer un sistema espacial principalmente está en las condiciones ambientales del vacío y la radiación espacial. Estamos hablando de que el sistema va a sufrir temperaturas tan frías como  $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ , cuando el sistema se encuentra en eclipse con la Tierra, y tan calientes como  $120\text{ }^{\circ}\text{C}$  cuando el satélite recibe la radiación solar directamente. Por si fuera poco, las fluctuaciones se dan en minutos, ya que un sistema en órbita baja completa en promedio unas 16 revoluciones alrededor de la Tierra diarias. Este calor no se disipa fácilmente, ya que no hay fluidos que puedan transferirlo a otras partes del satélite o, aunque sea liberarlo al exterior.

Por estas y otras razones el sistema y el ambiente deben ser ampliamente estudiadas para poder operar en condiciones tan extremas.

Particularmente, buscamos en el Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales utilizar como carga útil un sistema de transmisión en banda Ka, con el objetivo de construir un satélite económico, eficiente y con características que uno no encuentra en el mercado aún.

En la Figura 1 se muestra un histograma de las bandas de frecuencia que se han utilizado en CubeSats. Y como se puede ver, la tecnología para la banda X está muy bien establecida y es la que comúnmente utilizan un gran número de constelaciones lanzadas por un número reducido de organizaciones [49]. Sin embargo, muchas de las aplicaciones se están pensando para moverse en un futuro hacia bandas de frecuencia más altas, ya que son más eficientes y plantean un reto debido al incremento de potencia que demandan, no solamente debido a la demanda de potencia de la antena, sino porque también requieren de un sistema de control muy sofisticado.

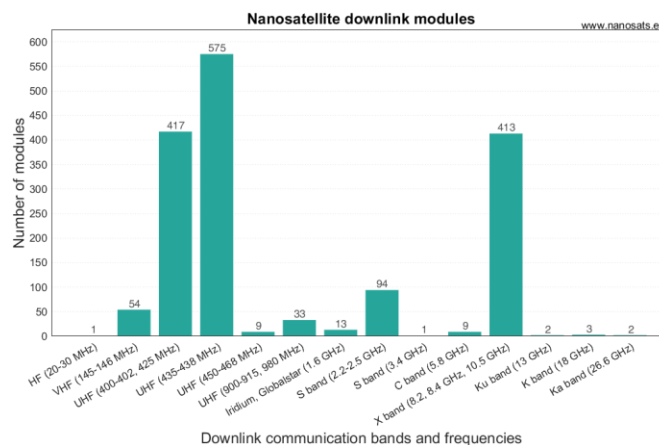


Figura 1 Bandas de telecomunicaciones utilizadas en CubeSats. [49]

## Motivación

El desarrollo de soluciones como la que presentamos en esta tesis tiene un enorme valor en el mercado, y por esta razón las organizaciones que las desarrollan, principalmente las empresas, tienden a ocultar los detalles técnicos de fabricación o especificaciones que utilizan.

Ahora contamos con la facilidad de realizar un proyecto espacial y buscamos compartir nuestro conocimiento a la sociedad científica en general para que más gente esté interesada en proyectos relacionados y cultivemos el desarrollo de la ciencia y la tecnología en México y en el mundo en general.

## Objetivos

Objetivo principal:

- Diseño de un sistema de potencia para CubeSat 3U con características parecidas a las disponibles en el mercado.

Objetivos secundarios:

- Brindar protección eléctrica a los demás sistemas del satélite.
- Implementar una interfaz de telemetría de corriente, voltaje y potencia para visualizar el desempeño del sistema eléctrico de potencia en tiempo real.
- Maximizar la potencia proveniente de los paneles solares.

## Organización de la tesis

- En el Capítulo 2: Marco teórico se encuentra un conjunto de temas previos que es necesario estudiar previamente para establecer los conocimientos y premisas que son necesarios para el diseño y construcción de nuestro sistema de potencia.
- El Capítulo 3: Estado del arte contiene un estudio de las soluciones y propuestas que han utilizado otras organizaciones y autores para resolver nuestras problemáticas.
- En el Capítulo 4: Diseño y construcción planteamos nuestra propuesta de diseño y evaluamos distintas soluciones para encontrar la ruta óptima al producto que deseamos.
- En Capítulo 5: Pruebas se analiza qué tan viable es nuestro sistema de potencia a partir de la implementación de un prototipo en el laboratorio.

# Capítulo 2. Marco teórico

En este capítulo se hará una introducción de los temas que serán necesarios para el análisis y la comprensión del sistema. Se realiza una explicación general de los subsistemas, componentes, algoritmos o condiciones que pueden ofrecer una solución al problema en cuestión y se explica más a detalle en los casos en los que sean los seleccionados para el diseño del sistema de potencia.

## 2.1. Características orbitales del satélite

A continuación se describirán las principales características orbitales de los satélites y en qué implica utilizar alguna de ellas, con fines prácticos.

### 2.1.1. Características de las órbitas

Algunas características de las órbitas son:

- **Excentricidad:** Es un factor geométrico que define qué forma tiene la órbita, si su valor es 0 se trata de una circunferencia, si está entre 0 y 1 es elíptica, 1 representa una parábola y mayor a uno es una hipérbola.
- **Periodo orbital:** Es el tiempo que tarda un satélite en completar una vuelta al planeta. En órbitas circulares el periodo es directamente proporcional a la altitud.

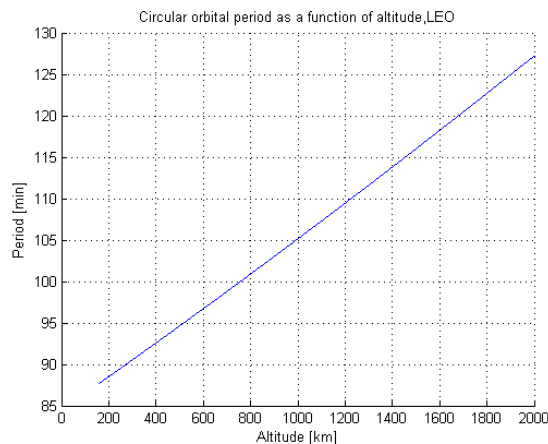


Figura 2 Periodo orbital en función de la altitud en órbitas bajas circulares. [91]

- **Altitud:** Es la distancia desde la superficie del planeta hasta el satélite. Si la órbita no es circular, la altitud es variable, por lo tanto, en órbitas elípticas los parámetros orbitales que las definen son el apoapsis y periapsis.
- **Apoapsis y periapsis:** En órbitas elípticas, el apoapsis es el punto de la órbita más lejano al cuerpo celeste (en el caso de que este cuerpo sea la Tierra, se le llama apogeo) y el periapsis es el punto donde está más cercano a él, (perigeo, si es la Tierra).

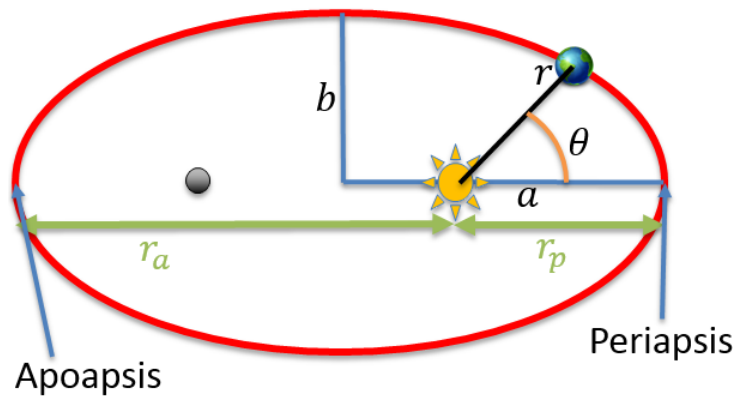


Figura 3 Apoapsis y periapsis en una órbita elíptica. [86]

- **Inclinación:** La inclinación del plano orbital se mide en sentido de las manecillas del reloj a partir del ecuador, puede abarcar valores de 0 a 180°. Las órbitas que están inclinadas de 0 a 90° se conocen como prógradas, por el hecho de que van en el sentido antihorario, si se ve desde el polo norte solar y las que tienen un ángulo entre los 90° y 180° son retrógradas, que van en sentido horario.

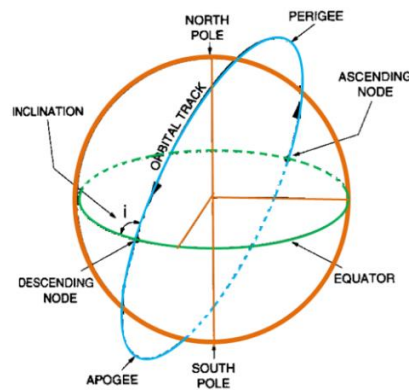


Figura 4 Diagrama donde se muestra la trayectoria orbital y la inclinación. [1]



### 2.1.2. Clasificación básica de órbitas

Del tipo de órbita depende qué cobertura espacial y temporal tiene el satélite. La órbita es seleccionada según el instrumental que se va a utilizar y el objetivo que se busca satisfacer. [2]

Básicamente, existen tres tipos de órbitas:

- **Órbitas geosíncronas:** En estas órbitas los satélites parece que están fijos en el mismo lugar con respecto a nosotros porque el periodo orbital coincide con la rotación sideral de la Tierra (posteriormente se menciona más a detalle).
- **Órbitas polares:** Las órbitas polares tienen una inclinación de  $90^\circ$ , sin embargo, es más práctico que su inclinación esté cerca de los  $90^\circ$  para poder más lugares de la Tierra, ya que es raro que uno quiera ver qué hay en los polos.
- **Órbitas solar síncronas o heliosíncronas:** Estas órbitas tienen una inclinación alta, casi polar, pero lo que las vuelve atractivas es el hecho de que tienen su exposición al Sol es mayor, porque su precesión está sincronizada al movimiento de la Tierra. Como el año dura 365.242199 días y un círculo tiene  $360^\circ$ , entonces lo que tiene que preceder el nodo ascendente de la órbita es igual a  $365.242199 \text{ días} / 360^\circ = 0.9856^\circ$  diarios. La inclinación de las órbitas heliosíncronas no es un dato fijo, es función de la altura, como se puede ver en la Figura 5 para LEO.

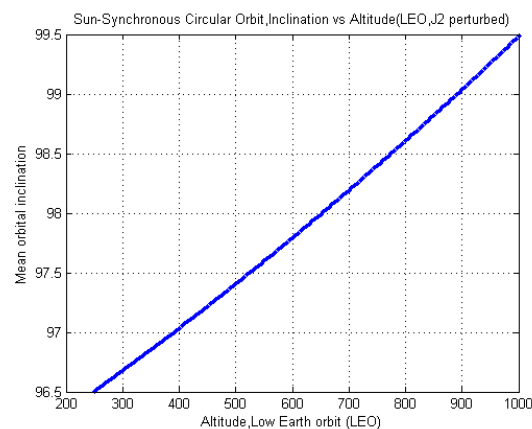


Figura 5 Altitud media según la inclinación para una órbita heliosíncrona. [87]

### 2.1.3. Clasificación de órbitas terrestres según la altitud

Según la altitud con respecto a la Tierra estos son los tipos de órbitas:

- **Órbita terrestre baja (Low Earth Orbit):** Son las órbitas con alturas comprendidas entre los 160 hasta los 2000 km.
- **Órbita terrestre media (Middle Earth Orbit):** Son las órbitas con alturas desde los 2000 km hasta un poco menos altura que las órbitas geosíncronas (35,786 km).
- **Geosíncronas o Geoestacionarias:** Son las órbitas cuyo periodo orbital coincide con el periodo de rotación sideral de la Tierra (con respecto a las estrellas, no al Sol), los satélites con estas órbitas se ubican a una altitud de 35,786 km. El plano orbital de las órbitas geoestacionarias coincide con el ecuador, en cambio el plano de las órbitas geosíncronas puede estar inclinado. Por eso una órbita geoestacionaria es una geosíncrona, pero no al revés como se muestra en la Figura 6.

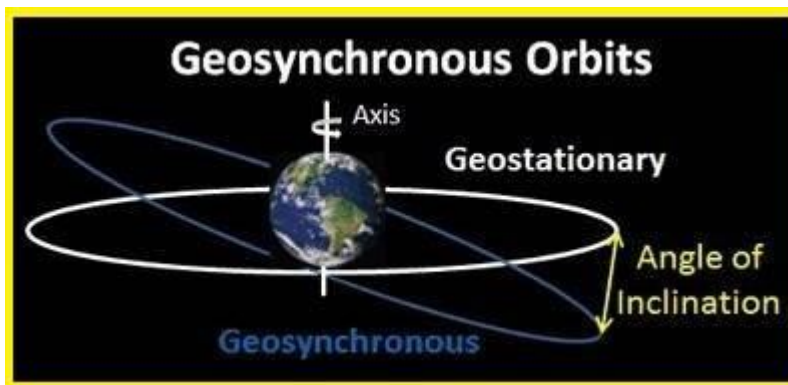


Figura 6 Diferencia entre las órbitas geoestacionarias y geosíncronas. [2]

- **Órbita terrestre alta (High Earth Orbit):** Su altura excede al de las órbitas geosíncronas, 35,786 km. Su periodo es mayor a 24 horas, por eso dan la apariencia de que son órbitas retrógradas, ya que su velocidad de rotación es menor a la terrestre. Los satélites en estas regiones se utilizan para el estudio de la magnetósfera y para observaciones astronómicas. Sus desventajas más grandes son el retraso en los sistemas de telecomunicaciones y el costo que implica la construcción y el lanzamiento de un satélite de estos. [3]

## 2.2. Estándar CubeSat

En 1999 el profesor Jordi Puig-Suari y el profesor Bob Twiggs propusieron la especificación CubeSat. A partir de ese proyecto se pueden implementar sistemas satelitales con una relativamente baja inversión y tiempo de investigación.

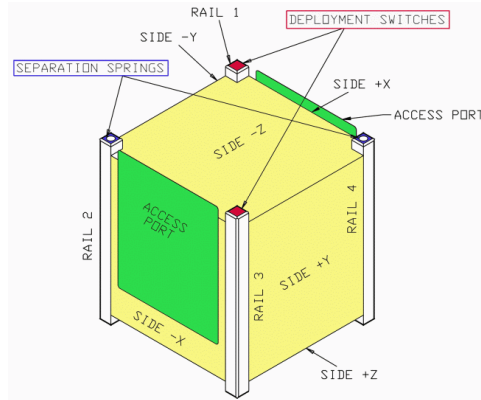


Figura 7 Esquemático de la estructura de un CubeSat 1U. [88]

El volumen de los CubeSats se mide en múltiplos de U. Donde 1 U corresponde a un satélite cúbico 10 cm de lado y su masa puede llegar hasta 1.33 kilogramos. Aunque parezca un tamaño reducido, los ingenieros de muchas universidades han conseguido bastantes cosas interesantes en cientos de estos satélites.

Lo que permite que sea tan barato es que estos satélites además de ser tan chicos, es que pueden ser lanzados en grupos, con un lanzador estandarizado llamado P-POD, que se puede ver en la Figura 8 (Poly PicoSatellite Orbital Deployer). De esta forma, a los diseñadores se les dan las especificaciones de tamaño y de materiales para que ellos solo se acoplen a los lanzadores y así no ocasionan problemas a otros CubeSats ni al propio lanzador.

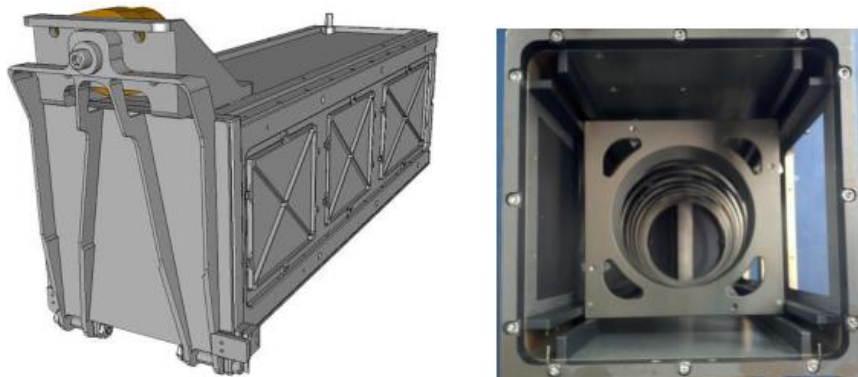


Figura 8 Estructura del P-Pod y su sección transversal. [4]

En cuanto al espacio con el que se cuenta para hacer los circuitos impresos (PCB) utilizamos el protocolo PC-104 (Figura 9). En este protocolo se especifica cómo usar los buses y es el estándar de algunas computadoras embebidas. También nos sirve para determinar dónde se van a acomodar los agujeros de los rieles que sirven para el lanzamiento en el P-POD.

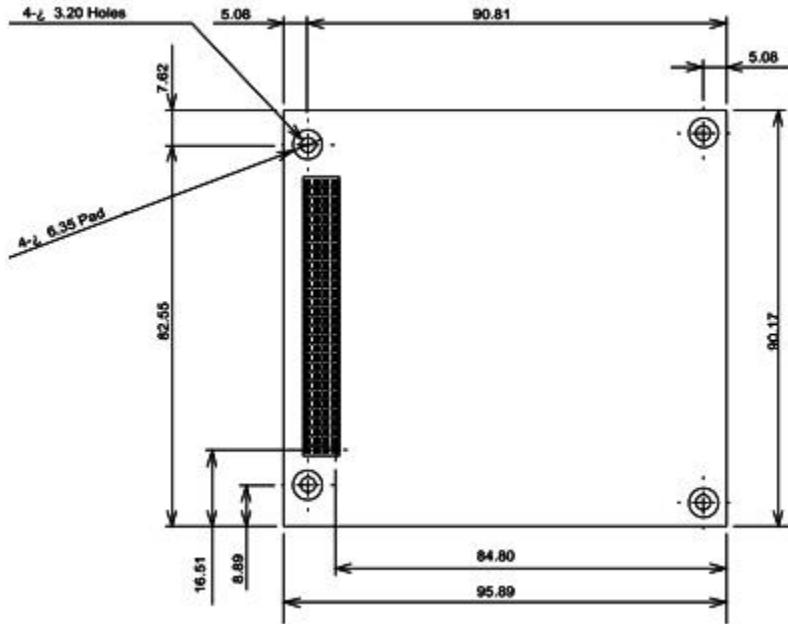


Figura 9 Estándar PC104, con dimensiones en mm. [5]

### 2.3. Sistemas principales de un satélite

Para poder completar el objetivo de una misión espacial, la carga útil del satélite depende de sistemas auxiliares para poder operar, transmitir, medir, etc. Estos subsistemas se muestran en la Figura 10. Los sistemas con los que todos los satélites cuentan son los que se muestran con una línea continua, y los que son requeridos en sistemas más avanzados tienen línea punteada. En esta tesis se presenta únicamente el desarrollo del sistema eléctrico de potencia (SEP), que se encarga de las fuentes de potencia, la distribución de la energía y el control de estos. [6]

A continuación, daremos una breve explicación de las funciones y características que tienen los principales sistemas. También se darán detalles más específicos del principio de operación del sistema de potencia en el satélite y los paneles solares.

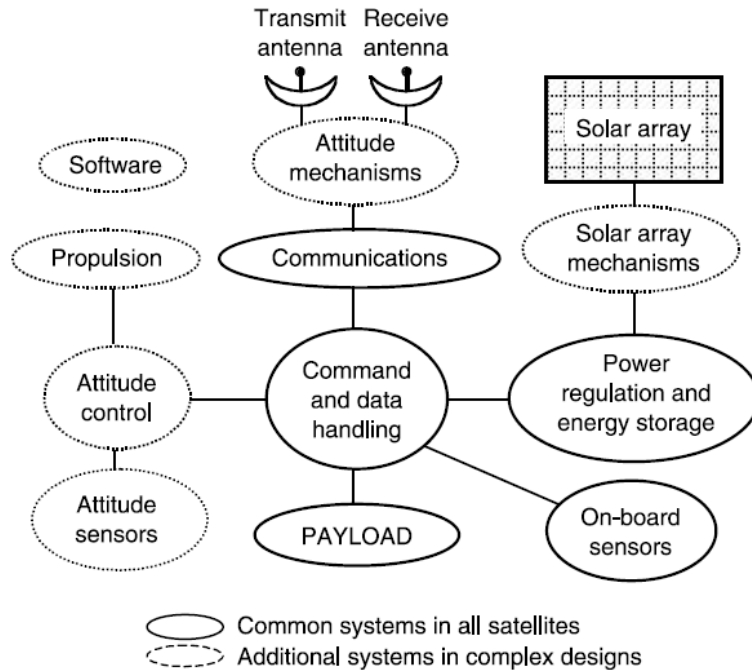


Figura 10 Subsistemas de un satélite. [6]

### 2.3.1. Sistema de comandos y manipulación de información

Este sistema es básicamente la computadora que se encarga de realizar maniobras, coordinar la operación de los demás sistemas, ejecutar las instrucciones e interpretar lo que indican los sensores.

En los CubeSats es muy común que estos sistemas consistan en microprocesadores ARM, FPGAs o DSPs ya que su eficiencia energética y capacidad de procesamiento brinda suficiente potencia de procesamiento para la mayoría de las misiones que se ejecutan, además de que su tamaño reducido permite que puedan ser incorporados en placas tipo PC104.

Los procesadores por lo general tienden a utilizar protocolos de comunicación como lo son el I2C, SPI, CAN o USB para transmitir información con los demás sistemas.

Como se muestra en la Figura 10, el sistema de comandos puede tener control o visibilidad sobre la actitud del satélite, como lo son los propulsores y otros sistemas auxiliares.

Posteriormente se detallará más sobre las características que tienen estos sistemas y cómo su uso en el espacio requiere de procedimientos más específicos.

### 2.3.2. Sistema de comunicaciones

El sistema de comunicaciones se encarga de transmitir y recibir la información y los comandos que requiere el satélite. Esta transmisión puede ser hacia la Tierra y hacia otros satélites. Lo más común es que se los sistemas de telecomunicaciones utilicen el espectro del radio, que abarca de los 30 MHz a los 40 GHz aproximadamente. [48]

El espectro de transmisión en sistemas espaciales se muestra en la Figura 11.

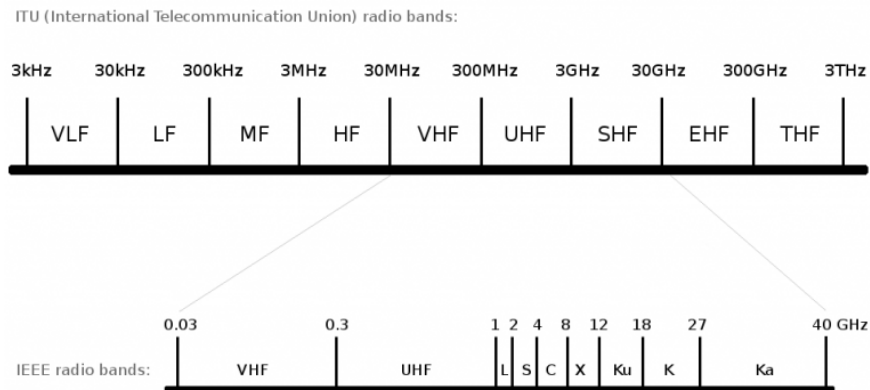


Figura 11 Espectro de radio utilizado para las comunicaciones espaciales. [48]

El espectro de frecuencia utilizado en los CubeSats abarca principalmente de las bandas HF, VHF, UHF y SHF. Los avances tecnológicos han permitido que logremos utilizar las bandas de frecuencia tan altas como las bandas X hasta la Ka.

Se busca emplear las bandas con frecuencias más altas con el fin de mejorar las tasas de transmisión de información y liberar espacio en las bandas más bajas especialmente en la banda S, que es la ocupada por la telefonía celular.

La frecuencia de la señal que es enviada es proporcional a la cantidad de información que puede ser transmitida por algún sistema. Sin embargo, utilizar una mayor frecuencia en un sistema involucra muchos retos que solucionar. Estos son algunos de los factores que son afectados al incrementar la frecuencia:

- Mayor consumo de energía
- Efectos parásitos en los componentes
- Cambios en las reactancias de los componentes
- Rango de operación de los sistemas
- Directividad de las antenas
- Costo de los componentes
- Mayor atenuación de transmisión
- Atenuación por lluvia

### 2.3.3. Carga útil

Se le llama carga útil al sistema o dispositivos que se encargan de recolectar información para cumplir con el objetivo de la misión. Algunos ejemplos de cargas útiles son: cámaras, sensores, antenas, experimentos, etc.

Nosotros no hablaremos de una carga útil en específico en esta tesis ya que la construcción del presente sistema eléctrico de potencia está pensada para ser flexible en una gama amplia de sistemas en CubeSats 3U.

### 2.3.4. Sistema eléctrico de potencia

El sistema eléctrico de potencia es el encargado de obtener, almacenar, regular y distribuir la energía. Su complicación en el diseño radica en el hecho de que se necesita maximizar la eficiencia, confiabilidad y protección contra la radiación, utilizando lo mínimo de masa, volumen, requerimientos térmicos y costos[7]. Podría decirse que es el sistema más importante del satélite porque sin él ninguno de los otros cuenta con energía para funcionar. Estadísticamente es el sistema más propenso a fallar, responsable de alrededor de un 33% de las fallas totales de los CubeSats[8].

Los SEP están conformados por los siguientes subsistemas:

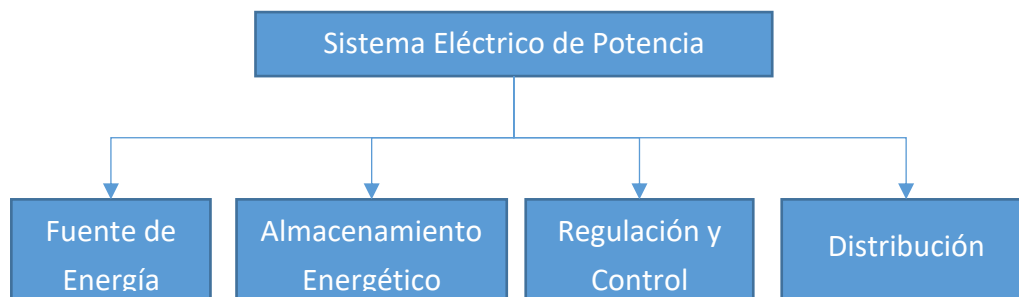


Figura 12 Descomposición del sistema eléctrico de potencia en sus subsistemas. [7]

Las requerimientos más básicos de un SEP según [7] son:

- Ofrecer una fuente de energía eléctrica al satélite y a las cargas durante su tiempo útil.
- Regular y distribuir energía eléctrica al satélite.
- Cumplir con la capacidad promedio y máxima de las cargas.
- Proveer convertidores para buses de AC y DC, según se requieran.
- Proveer telemetría para el estatus del SEP, así como el control por una estación terrena o algún sistema autónomo.
- Proteger a las cargas de fallos en el SEP.
- Suprimir los efectos transitorios de voltaje y proteger ante fallas del SEP.

A continuación, se describirán las funciones de los subsistemas del SEP.

### 2.3.4.1. Fuentes de energía

Las fuentes más comunes de energía para fines espaciales se muestran en la Figura 13.

Estas fuentes son:

- Celdas fotovoltaicas: son las más utilizadas debido a que la energía solar es la única fuente de energía externa que está disponible en el espacio, convierten energía solar en energía eléctrica.
- Reactores nucleares estáticos: convierten el calor proveniente de plutonio-238 o uranio-235 en energía eléctrica.
- Reactores nucleares dinámicos: también convierten el calor en energía, pero utilizan un ciclo de Brayton, Stirling o Rankine con plutonio-238 o uranio enriquecido.
- Celdas de combustible: Son dispositivos que convierten energía potencial química (enlaces químicos) en electricidad, utilizando combustible de hidrógeno con un agente oxidante [9].

La diferencia radica, como se muestra en la Figura 13, en el tiempo durante el cual las fuentes pueden dar energía y en la cantidad de esta energía que se puede obtener.

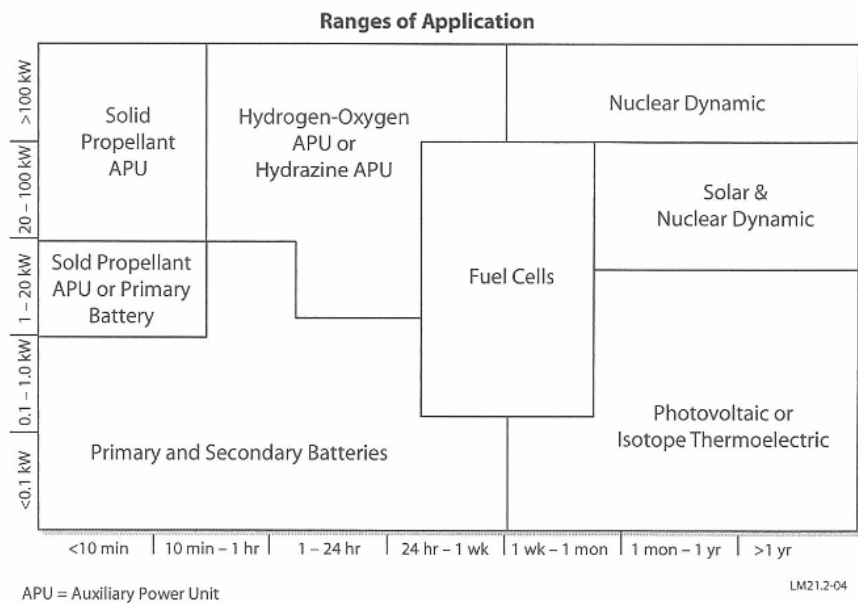


Figura 13 Rangos de aplicación para las distintas tecnologías energéticas. [7]

Nuestro sistema de potencia utilizará como fuente de potencia celdas fotovoltaicas, por ende, nos centraremos únicamente en la operación de los sistemas de potencia con fuente de energía fotovoltaica.



#### 2.3.4.2. Sistema de potencia fotovoltaico

En la superficie terrestre tenemos a nuestra disposición una gran variedad de fuentes de energía, sin embargo, en el medio ambiente espacial muchas de estas alternativas están restringidas o limitadas. La fuente de energía más utilizada en satélites que orbitan a la Tierra es la solar. Para obtener energía a partir de la radiación solar se utilizan celdas fotovoltaicas, que están compuestas de materiales semiconductores y aprovechan el efecto fotoeléctrico para convertir la energía, esta tecnología ha sido usada en el espacio desde el año 1958 en el satélite Vanguard. [10]

Como la luz solar no siempre está disponible para contar con energía eléctrica de las celdas, este tipo de sistemas se complementa con una batería.

Los voltajes en los que operan las celdas fotovoltaicas, las cargas y la batería son variables. Dado que las celdas fotovoltaicas no siempre tienen la misma disponibilidad de luz solar, el voltaje que entregan las celdas es mayor cuando las celdas son nuevas y la potencia que entregan las celdas es inversamente proporcional a la temperatura. Los factores anteriores obligan a que el sistema cuente con reguladores de voltaje y control para que las tensiones que se utilicen sean compatibles entre los componentes y siempre haciendo los sistemas con la eficiencia más alta posible.

#### 2.4. Descripción del principio de operación del sistema de potencia

##### 2.4.1. Celdas fotovoltaicas

Una celda solar es un dispositivo electrónico que aprovecha el efecto fotoeléctrico y convierte la energía luminosa a corriente eléctrica.

El efecto fotoeléctrico fue descubierto por Edmund Becquerel en 1839, quien se dio cuenta de que, al exponer algunos materiales a la luz, éstos producían pequeñas corrientes eléctricas. Fue hasta el año 1905 que Albert Einstein explicó cómo es que este fenómeno ocurre. [11]

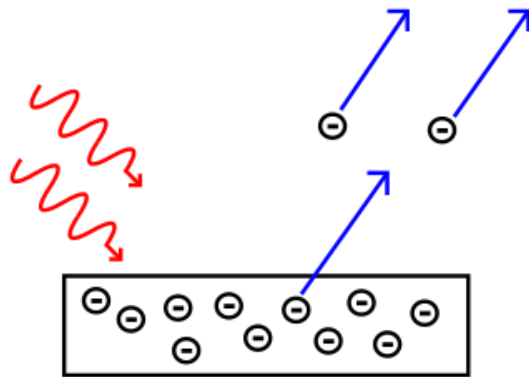


Figura 14 Efecto fotoeléctrico. [12]

Antes de que Einstein explicara el fenómeno, se creía que la amplitud de la luz que incidía en la superficie del conductor era proporcional a la energía cinética de los electrones emitidos, y que al incrementar la frecuencia de la luz iba a resultar en un incremento en la corriente que sería producida.

Sin embargo, los resultados indicaban que la energía cinética crecía de manera proporcional a la frecuencia de la luz incidente y la corriente estaba en función de la amplitud de la luz, contrario a lo que predecía la teoría clásica. Basándose en estos resultados Albert Einstein concluyó que la luz estaba compuesta de partículas, como anteriormente lo había propuesto Max Planck en el año 1900, estas partículas fueron llamadas fotones y su energía está dada por  $E = h \cdot \nu$ , donde  $h$  es la constante de Planck y  $\nu$  es la frecuencia del fotón incidente. [13]

La energía máxima que puede tener un electrón expulsado está dada por la ecuación:

$$K_{m\acute{a}x} = h\nu - \phi. \quad (1)$$

Donde  $\phi$  se define como la función de trabajo del material, representa la mínima energía necesaria para arrancar a un electrón del metal. Como la energía cinética del electrón es positiva, entonces el efecto fotoeléctrico se da cuando  $h\nu > \phi$ . [14]

A partir de este descubrimiento los Bell Laboratories lograron la fabricación de la primera celda solar en 1954, su fabricación resultó demasiado costosa, sin embargo, gracias a que fueron muy útiles en aplicaciones espaciales se logró reducir su costo, mejorar su tecnología y su confiabilidad. [11]

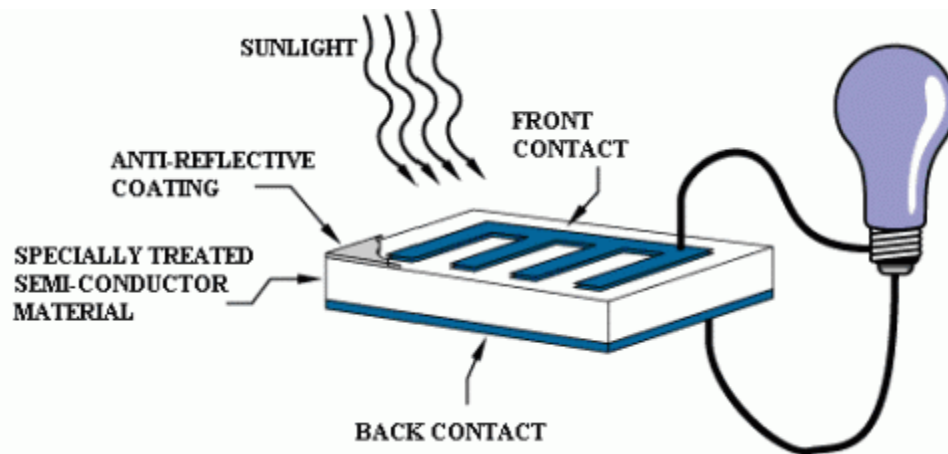


Figura 15 Diagrama básico de una celda fotovoltaica. [11]

La Figura 15 muestra básicamente las partes de una celda fotovoltaica, también llamada celda solar. Las celdas están hechas de materiales semiconductores, con un lado P y otro N a los cuales se les agregan conductores eléctricos y alguna carga para que haya un flujo de corriente.

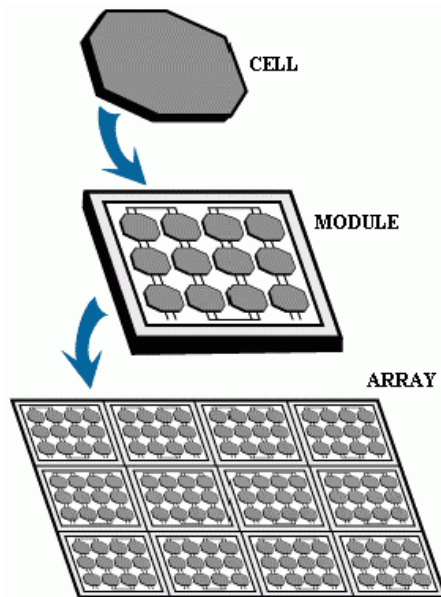


Figura 16 Los arreglos de celdas incrementan el voltaje y/o la corriente de un panel. [11]

El voltaje que puede dar una sola celda solar es de más o menos 0.5 a 0.6 V, (dependiendo de los materiales del semiconductor). Para obtener diferentes valores de voltaje y corriente, se hacen arreglos en serie para obtener más voltaje, en paralelo para incrementar la corriente o mixto.

Las celdas solares más comunes están fabricadas con una sola juntura de semiconductores, al tener solo un material, las frecuencias que provocan el efecto fotoeléctrico tienen que ser iguales o mayores a su función de trabajo. Esto limita el rango de espectro electromagnético que son capaces de aprovechar. Para mejorar la eficiencia de las celdas fotovoltaicas se usan celdas con varias juntas (multijuntura) de varios materiales, también llamadas tándem o en cascada.

Como se puede ver en la Figura 17 se colocan las celdas de acuerdo con las frecuencias que pueden captar los diferentes materiales, donde las que captan las energías más altas se ubican en la parte más alta para que los fotones pasen primero a través de ellas.

Actualmente el semiconductor para la fabricación de celdas fotovoltaicas más utilizado es el arseniuro de galio (puede ser solo o con otros elementos), ya que con éste se han conseguido eficiencias de hasta 35%. [11]

Aunque también se encuentran en investigación muchas otras tecnologías, como se muestra en la Figura 18.

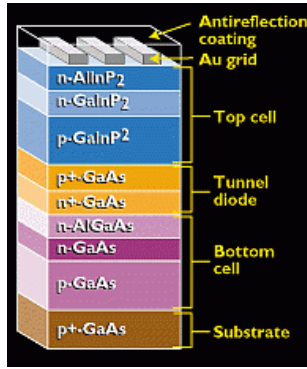


Figura 17 Ejemplo de una celda multijuntura. [11]

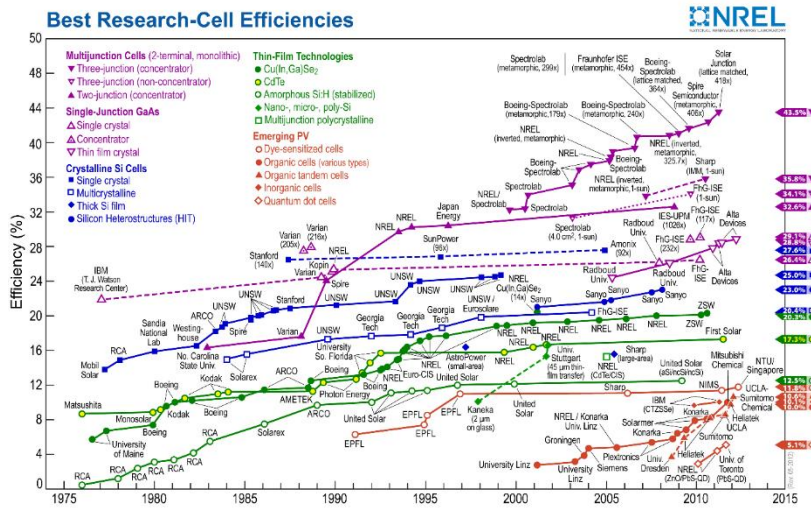


Figura 18 Línea del tiempo con tecnologías de celdas solares. [15]

Al inicio de la vida útil (BOL, Beginning of Life) de los paneles solares, la potencia que pueden entregar por unidad de área es igual a

$$P_{BOL} = P_0 I_d \cos \theta . \quad (2)$$

$P_0$  es la irradiancia del Sol (posteriormente se explicará más a detalle),  $I_d$  es el coeficiente de degradación (pérdidas provocadas por elementos como la temperatura, el ensamble de varias celdas solares conectadas y la falta de luz) y  $\theta$  es el ángulo entre el vector normal a la celda y la dirección de los rayos de luz [7].

Elementos que causan degradación	Valor Nominal	Rango
Diseño y ensamblaje	0.85	0.77-0.9
Temperatura	0.85	0.8-0.98
Eclipse	1	0.8-1
Degradación Total (Id)	0.72	0.49-0.88

Tabla 1 Elementos que provocan degradación en los paneles solares. [7]

En la Figura 19 se muestra cómo cambia la potencia que pueden entregar los paneles solares, desde el principio de su vida útil (BOL, Beginning of Life) y hasta el final de su vida útil (EOL, End of Life).

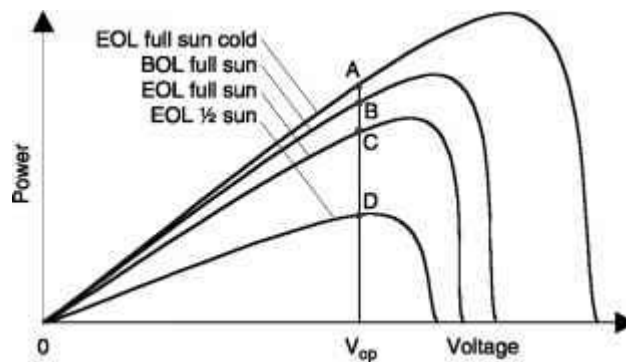


Figura 19 Potencia de los paneles solares a lo largo de su vida útil. [16]

Los paneles solares para uso espacial tienen valores de salida centrados en 5V y 3.3 V, para facilitar el uso de microprocesadores, sensores y periféricos que operan con estos voltajes. Lamentablemente, como los CubeSats tienen un tamaño un poco restrictivo, si los paneles solares son demasiado grandes, no son útiles para ser implementados, ya que no es recomendable cortarlos con el fin de ajustar su tamaño. Y si las celdas son muy chicas, el ensamblado también resulta más complicado, caro y pesado. Además de que para conectar varias celdas solares de diferentes fabricantes en un solo arreglo no es fácil porque las salidas de potencia no son iguales y el arreglo debe tener bien acopladas las salidas de corriente de todos los paneles [17].

Para analizar las celdas solares vamos a utilizar un modelo como el que se muestra en Figura 20, que consiste en un diodo que se forma en la unión NP del semiconductor que compone a la celda solar y como no es ideal, se agregan también una resistencia en serie  $R_S$  y una en paralelo  $R_{SH}$ .

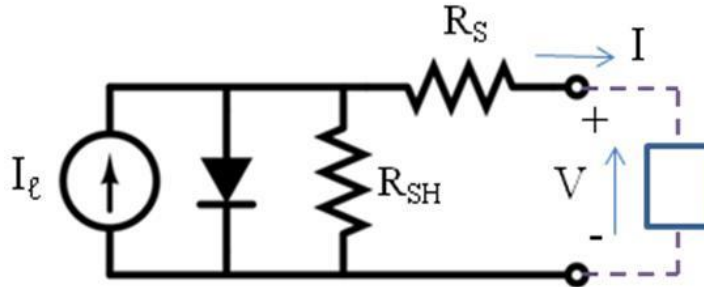


Figura 20 Circuito equivalente de una celda solar. [18]

A partir del modelo y la ecuación del diodo de Shockley, podemos obtener la expresión [18]:

$$I = I_\ell - I_0 \cdot \left( e^{\frac{q(V+I \cdot R_S)}{n \cdot k \cdot T}} \right) - \frac{V + I \cdot R_S}{R_{SH}} \quad (3)$$

donde  $n$  es el factor de idealidad del diodo que típicamente puede tener valores entre 1 y 2,  $q$  es la carga elemental,  $k$  es la constante de Boltzmann,  $T$  la temperatura en kelvin y  $V$  el voltaje producido o aplicado. La curva de voltaje contra corriente de una celda fotovoltaica tiene una forma como la que se muestra en la Figura 21, donde el voltaje varía entre 0 y el voltaje de circuito abierto  $V_{OC}$ , de esta curva uno puede obtener muchos parámetros de rendimiento de la celda. [18]

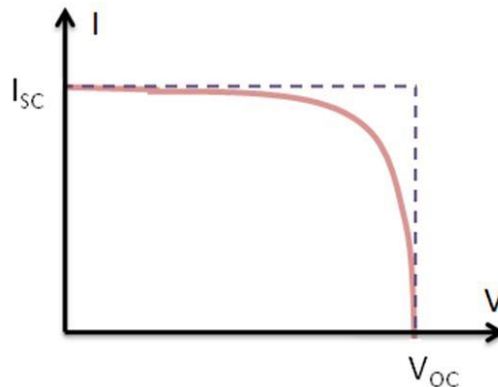


Figura 21 Curva de voltaje contra corriente de una celda fotoeléctrica. [18]

La corriente de corto circuito  $I_{SC}$ , corresponde a la corriente que entrega la celda cuando la impedancia de carga es muy baja y se calcula cuando el voltaje es igual a cero. Para una celda ideal, la corriente de corto circuito corresponde a la corriente total producida en la celda solar por la excitación de fotones. [18]

El voltaje de circuito abierto  $V_{OC}$  es el que está presente en las terminales de la celda cuando no hay corriente en ella, es el voltaje máximo que la celda solar puede entregar. [18]

La potencia que entrega la celda solar puede ser obtenida mediante el producto del voltaje y la corriente y como puede verse en la Figura 22, existe un punto  $P_{MÁX}$  en donde la potencia que entrega el panel es máxima.

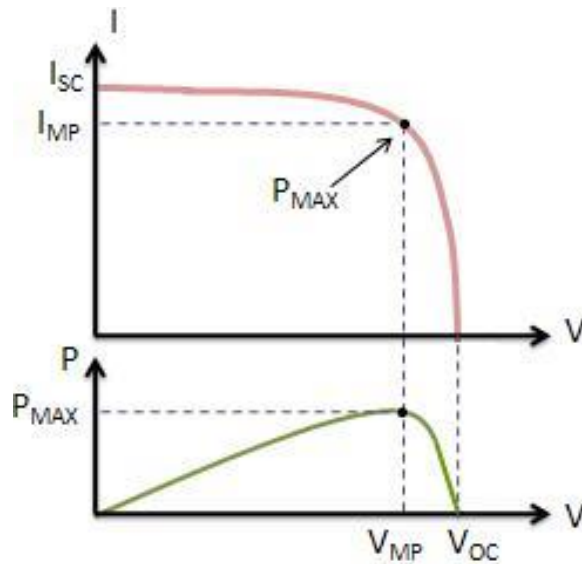


Figura 22 Curva de potencia de la celda solar. [18]

El punto de máxima potencia del panel solar está en función de la temperatura y de la orientación del panel solar. Además de que la potencia del panel varía con respecto al coseno del ángulo entre la dirección de los rayos solares y la normal del panel.

Otra característica importante de un panel solar es el factor de llenado (Fill factor en inglés), y este es un parámetro que representa la calidad del panel solar. Es la relación que hay entre la potencia máxima experimental que puede tener el panel,

$$P_{MÁX} = V_{MP} \cdot I_{MP}. \quad (4)$$

y la potencia máxima teórica del panel

$$P_T = V_{OC} \cdot I_{SC}. \quad (5)$$

Matemáticamente esto se expresa como:

$$FF = \frac{P_{MÁX}}{P_T} = \frac{I_{MP} \cdot V_{MP}}{I_{SC} \cdot V_{OC}}. \quad (6)$$

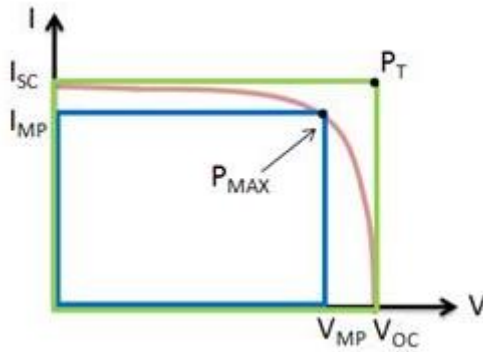


Figura 23 Factor de Llenado de una celda solar. [18]

El factor de llenado no puede alcanzar el valor de 1 debido a que no se puede tener el voltaje de circuito abierto al mismo tiempo que entrega la corriente de corto circuito. Los valores comunes de factor de llenado que tienen los paneles solares se encuentran entre 0.5 y 0.82. [18]

Los paneles solares, como cualquier semiconductor, sufren de cambios debido a la temperatura. Como se puede observar en la Figura 24, al incrementar la temperatura, la corriente sube ligeramente, sin embargo, el voltaje de circuito abierto cae más drásticamente. Esto hace que la potencia del panel solar sea inversamente proporcional a la temperatura.[18]

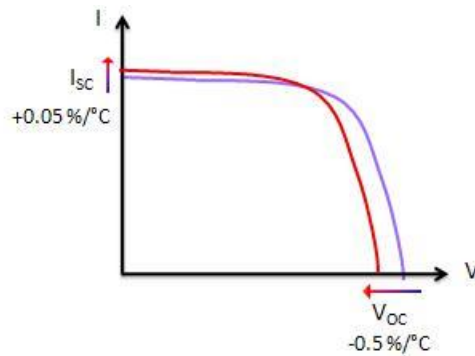


Figura 24 Efectos de la temperatura en el comportamiento de la celda fotovoltaica. [18]

El límite teórico en cuanto a la eficiencia de los paneles solares de una sola juntura ya se está alcanzando y este es de 33.28%[19]. Para alcanzar mayores eficiencias se pone una superficie encima de otra, con capas que absorban diferentes frecuencias del espectro electromagnético con el fin de aprovechar el mayor espectro posible.

De esta manera, el récord actual de eficiencia con dos junturas es de 32.8% y con junturas triples se ha logrado el 35.9%, utilizando celdas de aleaciones de GaInP/GaAs y silicio [20].



La Figura 25 muestra la eficiencia de celdas solares de diferentes fabricantes con propósitos espaciales. Las celdas más eficientes que se muestran son de triple juntura.

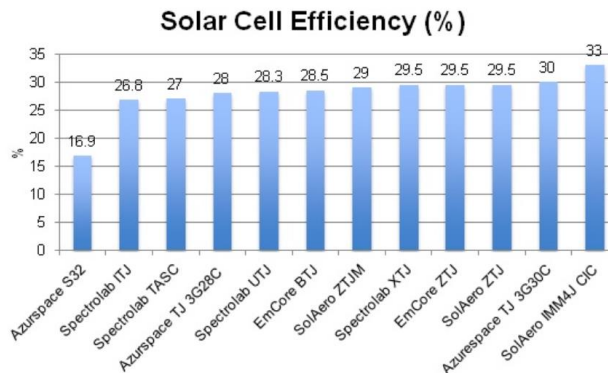


Figura 25 Eficiencia de celdas solares de diferentes fabricantes. [48]

#### 2.4.2. Topologías de sistemas eléctricos de potencia

Las topologías de los SEP se refieren a la manera en la que se regulan los voltajes de los buses del SEP.

Se clasifican principalmente en sistemas distribuidos y centralizados.

En los sistemas distribuidos se tiene un solo bus de voltaje que se regula para cada carga, a diferencia de los sistemas centralizados, en donde se establecen desde el principio cuántos buses se van a utilizar y el voltaje al que van a estar regulados.

Los sistemas centralizados tienen la ventaja de que agrupan los componentes que utilizan el mismo voltaje, lo que permite ahorrar reguladores. Sin embargo, esto también resulta un problema porque el regulador debe de ser diseñado para ser capaz de abastecer la energía de todas las cargas encendidas al mismo tiempo, el peor de los casos.

Los sistemas distribuidos utilizan un solo bus de voltaje que llega a todas las cargas y las mismas se encargan de regularlo para poder ser utilizado. Esta topología es mejor para los casos en los que hay pocas cargas y también tener más reguladores mejora la confiabilidad total del sistema por el hecho de que si se descompone alguno, no afectará a la energía que se distribuye a los demás.

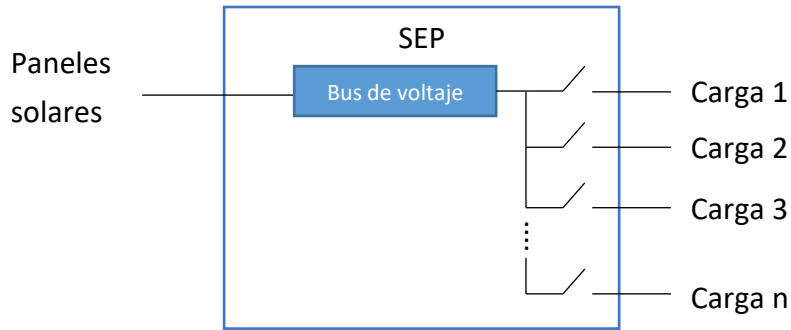


Figura 26 Topología de un sistema distribuido. Adaptado de [21]

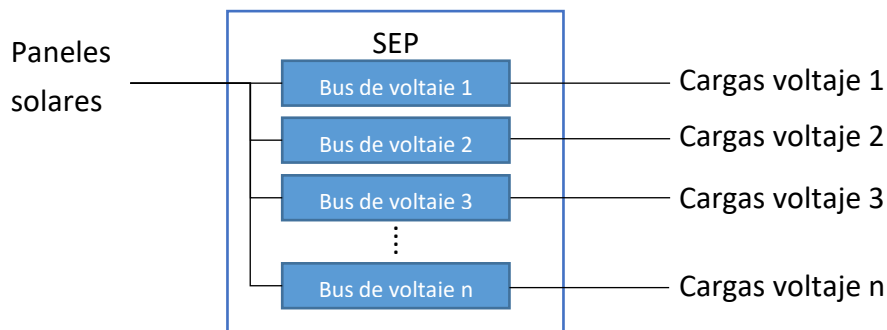


Figura 27 Topología de un sistema centralizado. Adaptado de [21]

### 2.4.3. Arquitecturas de sistemas electrónicos de potencia

Cuando hablamos de las arquitecturas de sistemas de potencia de CubeSat nos referimos a las maneras con las que el sistema obtiene y utiliza la energía solar proveniente de los paneles solares.

Las arquitecturas de sistemas se clasifican en dos grandes grupos y la diferencia está en la manera en la que tienen conectadas las celdas solares a las cargas, y esto influye en la manera en la que aprovechan la potencia. La arquitectura de transferencia directa de energía (Direct Energy Transfer, DET) tiene las cargas conectadas directamente a las celdas solares y la otra arquitectura se conoce como de monitoreo de máxima potencia (Peak Point Tracking, PPT), en esta debe haber un sistema que implemente algún algoritmo para operar en el punto de máxima potencia de la celda solar.

Ambas soluciones son ampliamente utilizadas debido a que tienen distintas ventajas. En los sistemas DET la potencia máxima que requieren las cargas se limita con el fin de no sobrecargar la capacidad del panel, lo cual le da mayor fiabilidad al sistema en general ya que no necesita de algoritmos y de más hardware y/o software. En cambio, en los sistemas PPT siempre se trata de utilizar lo más que sea posible, lo cual en sí ya es la

ventaja más grande, pero como ya se había dicho, es más susceptible a fallas porque el sistema tiene más elementos que pueden funcionar mal.

#### 2.4.4. Sistemas DET

Los sistemas de transferencia directa de energía (DET, por sus siglas en inglés) tienen las cargas conectadas directamente con las celdas solares y esto influye en la manera en que aprovechan la energía solar.

Como la potencia no es regulada por ningún sistema, esta arquitectura está pensada para que el sistema opere con la mínima cantidad de energía posible, con el fin de que los paneles solares siempre tengan la capacidad de proveer la energía que se les demanda. De esta manera se podrá garantizar la completa operación con poca exposición a la luz solar, afectando el hecho de que el satélite no podrá aprovechar cuando haya mayores cantidades de energía disponibles.

La fiabilidad de los sistemas DET es mayor a la de los sistemas de monitoreo de máxima potencia porque necesitan menos hardware para operar y además necesitan menos potencia para su operación.

#### 2.4.5. Sistemas PPT

En los sistemas de monitoreo de máxima potencia (PPT, por sus siglas en inglés) se necesita un dispositivo que busque en tiempo real el punto de mayor potencia del panel solar, con el fin de optimizar su operación. Esto hace que el sistema de potencia sea más dinámico y puedan funcionar más subsistemas cuando haya la potencia suficiente y apagarlos cuando haya bajos niveles de luz solar. Esta arquitectura es la que más se trata de utilizar porque permite que más sistemas puedan estar operativos al mismo tiempo.

Su implementación puede ser analógica o digital, siendo la analógica la más común, aunque la solución digital pueda ser más rápida ya que hay muchos algoritmos que pueden lograr el resultado esperado en menos iteraciones, sin embargo, el procesador también necesita energía para funcionar y en la mayoría de los casos tiene que utilizar la misma energía proveniente del sistema eléctrico de potencia.

Los sistemas PPT tienen menos fiabilidad que los DET porque necesitan de más hardware para su operación y porque operan al límite del panel solar. Si se supera la potencia máxima que el panel fotovoltaico puede entregar, el panel se sobrecarga y requiere de un reinicio para volver a funcionar.

### 2.4.6. Funcionamiento de fuentes conmutadas

La Figura 28 muestra el circuito básico de una fuente conmutada tipo Buck, que se utiliza para convertir un voltaje de DC a un voltaje de DC menor.

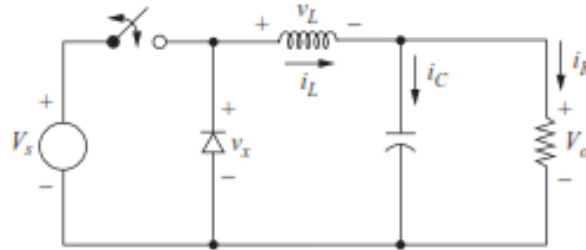


Figura 28 Esquemático de una fuente conmutada tipo Buck. [22]

Este tipo de circuitos aprovechan que el voltaje de un inductor está dado por:

$$V_L(t) = \frac{1}{L} \cdot \frac{d i_L(t)}{dt}.$$

El voltaje de la salida cuando el switch está cerrado es:

$$V_O(t) = V_S - V_L(t). \quad (8)$$

Despejamos el voltaje del inductor:

$$V_L(t) = V_S - V_O(t). \quad (9)$$

Y cuando el switch se encuentra abierto tenemos:

$$V_L(t) = -V_O(t). \quad (10)$$

Si ignoramos los rizados de voltaje de alterna que puede tener la fuente, tenemos un comportamiento como el de la Figura 29. Donde  $D$  es el ciclo del trabajo de la señal, que puede tener un valor entre 0 y 1 y es la relación entre el tiempo en el que la señal se mantiene en un nivel alto y el periodo  $T$  de la señal.

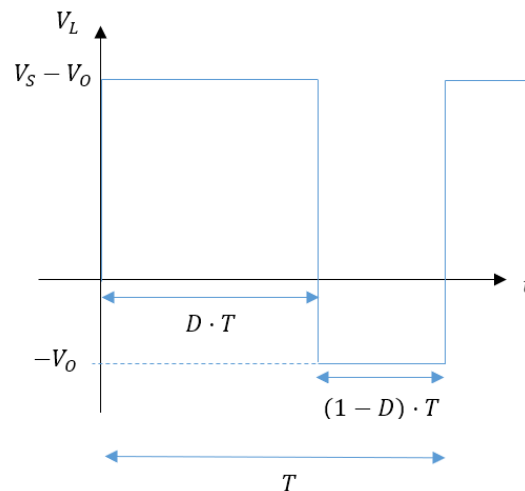


Figura 29 Voltaje del Inductor en un periodo.

Y aprovechando el hecho de que la corriente del inductor es periódica, podemos demostrar que el voltaje promedio del inductor en un periodo es igual a 0.

$$\begin{aligned}\langle V_L \rangle &= \frac{1}{T} \int_0^T \frac{1}{L} \cdot \frac{d i(t)}{dt} dt = \frac{1}{TL} \cdot \int_0^T \frac{d i(t)}{dt} dt = \frac{1}{TL} \cdot i(t) \Big|_0^T = \frac{1}{TL} \cdot (i(T) - i(0)) \\ &= 0.\end{aligned}$$

Esto nos sirve para determinar que el voltaje del inductor en un periodo es...

$$\begin{aligned}\langle V_L \rangle = 0 &= (V_S - V_O) \cdot D \cdot T - V_O \cdot (1 - D) \cdot T \\ (V_S - V_O) \cdot D &= V_O(1 - D) \\ V_O &= V_S \cdot D.\end{aligned}\tag{10}$$

Lo que demuestra que el voltaje de salida de la fuente conmutada es directamente proporcional al ciclo de trabajo del switch. Por consecuencia también la potencia que entrega la fuente puede ser controlada utilizando el ciclo de trabajo.

El switch puede ser implementado con muchos tipos de dispositivos electrónicos, lo más común es utilizar un transistor. La ventaja más grande de este tipo de fuentes es su alta eficiencia, sus eficiencias superan el 95% en la mayoría de los casos.

#### 2.4.6.1. Rizo de corriente del inductor

Debido a la conmutación de la fuente se produce una variación en la corriente que pasa a través del inductor. Y como podemos ver en la Figura 28, el inductor está en serie con la carga y con el capacitor de la fuente.

El capacitor opera como un filtro pasobajas, lo que nos ayuda a filtrar las componentes de la corriente no deseadas y solo dejar pasar la corriente directa a la carga.

El valor promedio de la corriente del inductor es igual a la corriente que llega a la carga.

$$I_L = I_R = \frac{V_O}{R}.\tag{11}$$

Cuando el switch está cerrado, el voltaje a través del inductor está dado por la ecuación (8) y sabemos que el voltaje en un inductor es igual al producto de su inductancia por la variación de la corriente con respecto al tiempo. Entonces tenemos que

$$V_L = V_S - V_O = L \cdot \frac{di_L}{dt}.$$

Al despejar la derivada, tenemos

$$\frac{di_L}{dt} = \frac{V_S - V_O}{L}.\tag{12}$$

Y si consideramos un diferencial de tiempo  $\Delta t = D \cdot T$  (el tiempo en el que el switch está cerrado) y un diferencial de corriente  $\Delta i_L$  tenemos que con el switch cerrado el rizo de corriente es:

$$\Delta i_L = D \cdot T \cdot \frac{V_S - V_O}{L}. \quad (13)$$

Ahora vamos a analizar el circuito con el switch abierto, el voltaje del inductor está dado por la variación de la corriente con respecto al tiempo, como el switch está abierto, el inductor y la carga están en paralelo, pero con la polaridad invertida.

$$V_L = -V_O = L \frac{di_L}{dt}. \quad (14)$$

Si despejamos la derivada de la corriente con respecto al tiempo y consideramos un diferencial de tiempo  $\Delta t$ , esta ecuación se vuelve:

$$\begin{aligned} \frac{di_L}{dt} &= -\frac{V_O}{L}, \\ \frac{\Delta i_L}{\Delta t} &= -\frac{V_O}{L}. \end{aligned} \quad (15)$$

Y como habíamos visto antes, el tiempo en el que el switch está abierto es  $\Delta t = (1 - D) \cdot T$ , al sustituir este diferencial de tiempo en (13) tenemos que la corriente del inductor tiene una variación de:

$$\begin{aligned} \frac{\Delta i_L}{(1 - D) \cdot T} &= -\frac{V_O}{L}, \\ \Delta i_L &= -\frac{V_O}{L} \cdot T(1 - D). \end{aligned} \quad (16)$$

Si graficamos entonces el tiempo en el que el switch se encuentra apagado y encendido, podríamos ver que la corriente del inductor tiene una forma como la que se ve en la Figura 30

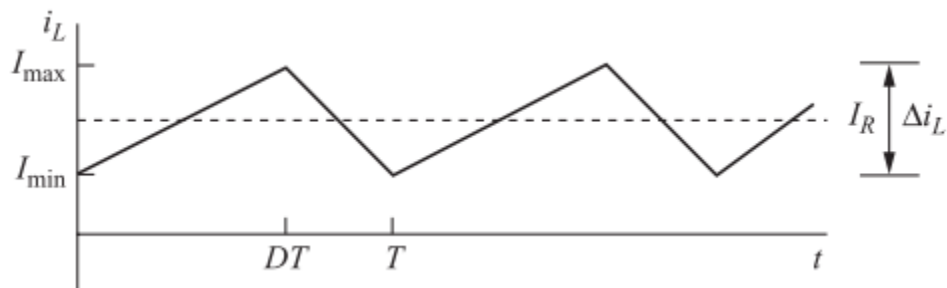


Figura 30 Forma de la corriente del inductor. [22]

Al diseñar la fuente conmutada se debe tener en cuenta el valor del rizo de corriente porque el inductor debe ser capaz de soportar la corriente de la carga más la corriente de

rizo. Un valor adecuado para el rizo de corriente está por debajo de 20% la corriente de la carga. [22]

#### 2.4.6.2. Rizo de voltaje

De una manera similar, el capacitor que se coloca en paralelo a la carga de la fuente conmutada sufre de una variación de voltaje por la conmutación del circuito.

Para obtener el rizo de voltaje de la fuente conmutada primero vamos a considerar que los componentes son ideales.

La corriente que entrega el inductor a la carga y al capacitor de salida tiene una componente de alterna y una de directa, como ya habíamos explicado previamente, la componente de alterna, el rizo, se filtra a través del capacitor.

Por lo tanto, podemos afirmar que

$$I_L = I_C + I_R$$

$$I_C = I_{LAC} = i_L.$$

La corriente que fluye en el capacitor tiene una forma triangular y sin componente de directa como en la Figura 31 a).

Como sabemos que la carga del capacitor es el producto de su capacitancia por su voltaje, uno puede deducir las siguientes ecuaciones:

$$Q = C \cdot V_O,$$

$$\Delta Q = C \cdot \Delta V_O,$$

$$\Delta V_O = \frac{\Delta Q}{C}, \quad (17)$$

donde Q es la carga del capacitor y C es su capacitancia.

Como la carga de un capacitor está dada por la integral de la corriente con respecto al tiempo podemos afirmar que como se puede ver en la Figura 31 b), el incremento en la carga es el área debajo de la corriente y en medio periodo esa área tiene forma triangular.

Entonces, considerando que el rizo de corriente es la máxima desviación con respecto a 0 de  $\Delta i_L$  tenemos

$$\Delta Q = \frac{1}{2} \cdot \frac{T}{2} \cdot \frac{\Delta I_L}{2} = \frac{T \cdot \Delta i_L}{8}. \quad (18)$$

Y al sustituir (16) en la ecuación (18) nos queda

$$\Delta V_O = \frac{T \cdot \Delta I_L}{8C}. \quad (19)$$

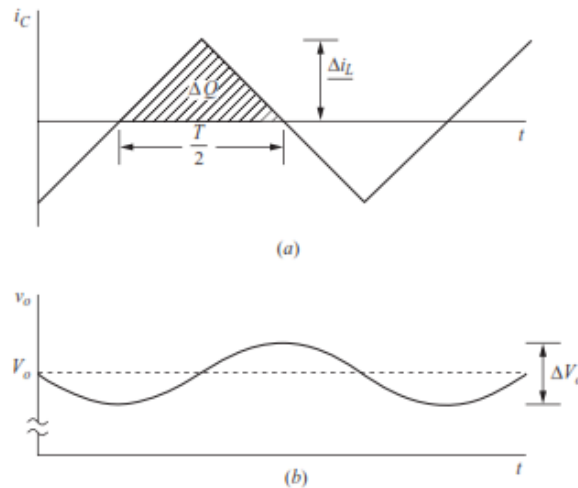


Figura 31 a) Corriente del capacitor,  
b) Rizo de voltaje del capacitor. [22]

Este es el valor del rizo de voltaje que está presente en la salida de la fuente conmutada, al estar en paralelo el capacitor con la salida, este voltaje también se presente en la carga. En el análisis previo consideramos que los componentes eran ideales, sin embargo, el capacitor tiene un factor muy importante que influye en el rizo de voltaje. Este factor es la resistencia serie que tienen, en las hojas de fabricante se indica como ESR (Equivalent Series Resistance). Su valor influye en el rizo de voltaje porque es proporcional a la corriente que fluye a través del capacitor.

En la Tabla 2, se muestran las ESR de varios tipos de capacitores medidos a diferentes frecuencias. Como puede notarse en la tabla, entre mayor sea la capacitancia del capacitor, menor es su ESR. Por esta razón, conviene poner condensadores con capacitancias más grandes que las calculadas con la ecuación (17), además de que valores más grandes no tienen un impacto negativo sobre el desempeño de la fuente conmutada.



Tipo de capacitor	Componente de 22 uF	Componente de 100 uF	Frecuencia de medición en Hz
Aluminio estándar	7-30	2-7	120
Aluminio con bajo ESR	1-5	0.3-1.6	100k
Aluminio sólido	0.2-0.3		500
Tantalio sólido estándar	1.1-2.5	0.9-1.5	100k
Tantalio de bajo ESR	0.2-1	0.08-0.4	100k
Tantalio húmedo	2.5-3.5	1.8-3.9	No se indica
Película apilada	<.015		100k
Cerámicos	<.015		100k

Tabla 2 Resistencia serie de varios tipos de capacitores comunes. Adaptada de [23]

Un rizo de voltaje aceptable tiene valores menores al 10% y su frecuencia es la misma frecuencia de conmutación de la fuente conmutada, que puede ser de decenas de kilohertz hasta megahertz. [22]

#### 2.4.7. Funcionamiento de fuentes conmutadas

A las fuentes conmutadas se les puede agregar un loop de realimentación con el fin de tener un control del voltaje de la salida y lograr una regulación.

En la Figura 32 tenemos un diagrama de un controlador por modulación de ancho de pulso (PWM). Una señal triangular se compara con la realimentación, que es proporcional al error entre un voltaje de referencia y la salida de la fuente. El resultado de la comparación define el ciclo de trabajo de la señal que conmuta al transistor de la fuente. Así se logra regular la salida de la fuente por medio del voltaje que se le inyecta a la referencia.

Se puede demostrar que el voltaje en la salida y la referencia están relacionados mediante esta ecuación:

$$V_O = V_{Ref} \cdot \left(1 + \frac{R_2}{R_1}\right). \quad (20)$$

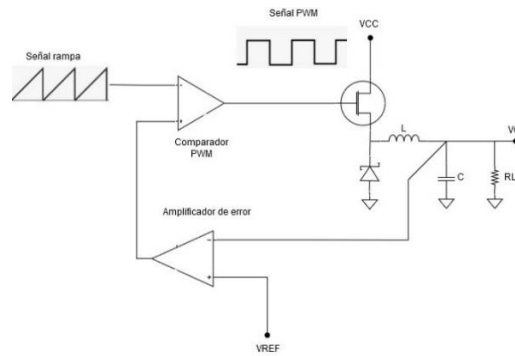


Figura 32 Esquemático de una fuente Buck con realimentación.

#### 2.4.8. Algoritmos para optimización de potencia de paneles solares

Para obtener la mayor eficiencia en el sistema PPT, es fundamental utilizar un algoritmo para la obtención del punto de máxima potencia de los paneles solares (Algoritmo MPPT o MPT). En los sistemas fotovoltaicos terrestres esto resulta más sencillo que en los espaciales debido a que los cambios de ambiente (radiación solar y diferencias de temperatura) y de posición son muy lentos.

Es importante tener claro que este procedimiento es diferente al seguimiento solar, en donde se busca que las celdas se orienten perpendicularmente a la dirección de los rayos solares. El MPPT realiza la tarea de regular la corriente y voltaje máximas que puede dar el panel solar, utilizando fuentes conmutadas o variando algún parámetro eléctrico, no mecánico.

Existen muchas técnicas para realizar esto tanto analógicas como digitales. Estas técnicas son altamente eficientes cuando el punto es estable, sin embargo, cuando se introducen las perturbaciones su eficiencia se reduce notablemente. [24]

La eficiencia puede crecer más de 40% cuando se utiliza un algoritmo de MPPT. [25]

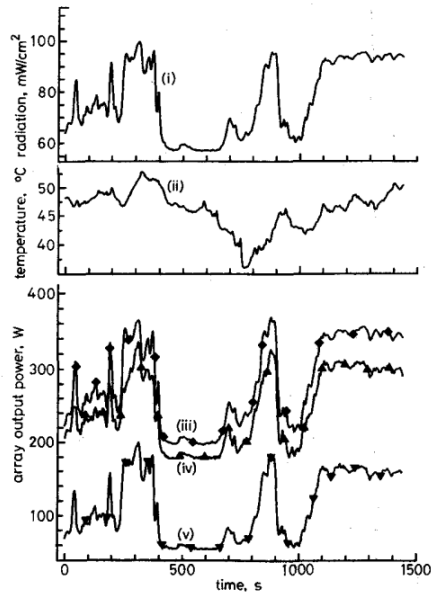


Figura 33 Eficiencia de un sistema con MPPT y sin él. [25]

Los siguientes cuatro algoritmos son los más utilizados, y de bajo costo. A continuación, se describirá cada uno de estos a detalle:

- Perturb and Observe
- Conductancia Incremental
- Capacitancia Parásita
- Voltaje Constante

#### 2.4.8.1. Perturb and Observe (P&O)

Este algoritmo es el más común por el hecho de que es el más fácil de implementar. El comportamiento de este algoritmo consiste en lo siguiente.

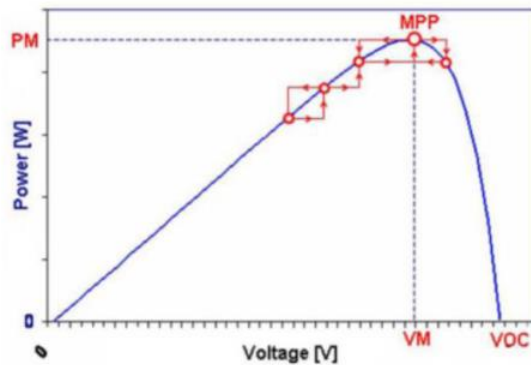


Figura 34 Funcionamiento del MPPT. [26]

En la Figura 34 se puede ver una curva característica de la potencia y voltaje de un panel solar, el algoritmo empieza en cualquier punto de esta curva y se altera arbitrariamente el ciclo de trabajo, para modificar el voltaje promedio que entrega la fuente y ver qué consecuencias tiene. Por ejemplo, si el ciclo de trabajo se incrementó y provocó que la potencia subiera, significa que hay que seguir aumentando el ciclo de trabajo.

La Tabla 3 muestra las posibles combinaciones que puede tener el algoritmo. El algoritmo se ejecuta periódicamente y se puede implementar de manera analógica y digital. El método digital, aunque es más eficiente, es más propenso a fallas porque requiere de un mayor número de componentes[27]. A veces, se utilizan ambos métodos, con el sistema analógico de respaldo.

Ciclo de Trabajo	Potencia	Ciclo de Trabajo en la Siguiete Iteración
Incrementa	Incrementa	Incrementa
Incrementa	Decrece	Decrece
Decrece	Incrementa	Decrece
Decrece	Decrece	Incrementa

Tabla 3 Descripción del algoritmo Perturb and Observe.

Una de las desventajas que tiene este algoritmo es que cuando la intensidad de la luz solar decrece demasiado, la curva de potencia se vuelve más plana[28], como se muestra en la Figura 35, lo cual dificulta encontrar el punto máximo.

Otra desventaja es que el algoritmo siempre está operando, porque no detecta cuando ha alcanzado el punto máximo, y esto hace que el sistema se quede oscilando siempre alrededor del máximo, lo cual llega a reducir la eficiencia.

Además, en condiciones ambientales en donde la irradiancia es muy variable, el algoritmo puede tomar valores equivocados, como se puede ver en la Figura 36, donde la potencia cambia de  $P_1$  a  $P_2$  en un periodo de muestreo. Cuando el algoritmo se ejecuta en A y se modifica el voltaje, este debería bajar a B, pero la potencia incrementó, lo que lleva a C y al ser un incremento de potencia, el algoritmo decide que debe seguir incrementando la potencia.

Existen mejoras de este algoritmo en donde se mejora la respuesta a condiciones que varían constantemente o donde se busca que el algoritmo no oscile al ubicarse en el punto de máxima potencia.

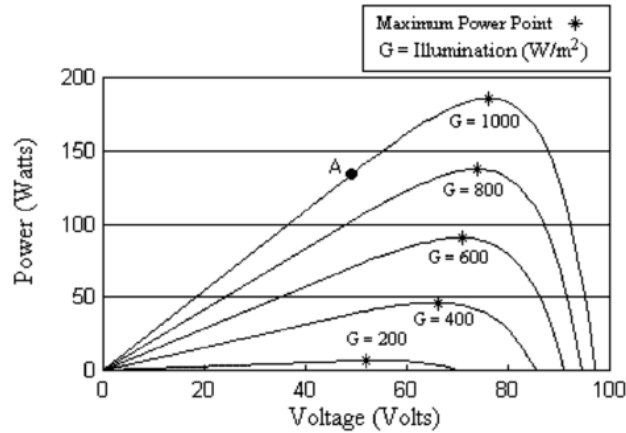


Figura 35 Curva de potencia con distintos valores de iluminación. [28]

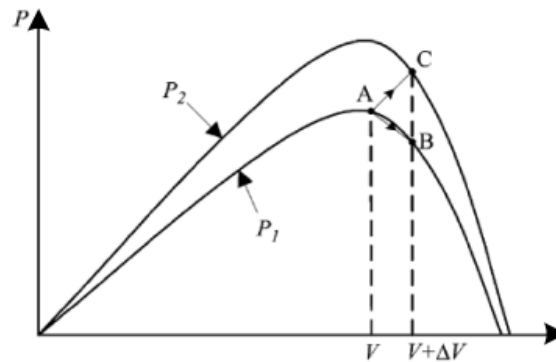


Figura 36 Divergencia del algoritmo P&O cuando la irradiancia es variable. [29]

#### 2.4.8.2. Método de conductancia incremental

Este método se basa en el hecho de que la pendiente en el punto de máxima potencia de la curva de potencia-voltaje de la celda fotovoltaica es igual a cero, por el hecho de que es un máximo.

Por lo cual, en el punto de máxima potencia, la corriente y el voltaje satisfacen la siguiente ecuación [24]:

$$\frac{dP}{dV} = \frac{d(VI)}{dV} = I + V \frac{dI}{dV} = 0,$$

$$\frac{dI}{dV} + \frac{I}{V} = 0, \quad (21)$$

$$\frac{dI}{dV} = -\frac{I}{V}. \quad (22)$$

El término del miembro izquierdo de la ecuación (22) se conoce como conductancia instantánea y el del miembro derecho es llamado conductancia incremental.

Si la conductancia instantánea es mayor que la conductancia incremental significa que el voltaje del panel está por debajo del máximo, en cambio si la conductancia incremental es menor, el panel opera por encima del máximo. Y lo que hace el algoritmo es encontrar el punto en donde las dos conductancias sean iguales, con signos opuestos.

La mayor ventaja de este algoritmo es que puede detectar cuando el máximo se alcanza y en este momento se puede quedar fijo. Además, puede operar en condiciones en los que el ambiente cambia rápidamente.

En la Figura 37 se muestra un diagrama de flujo que explica la operación del algoritmo.

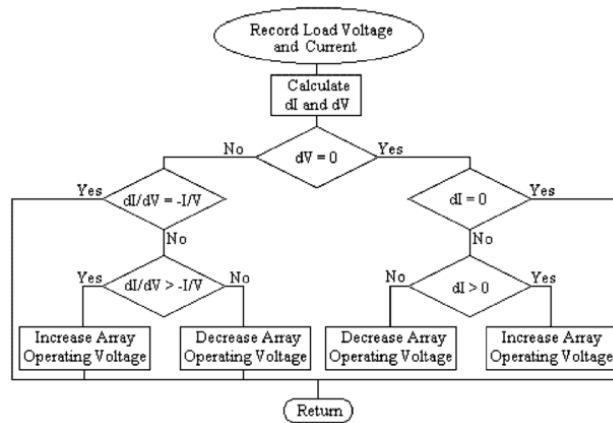


Figura 37 Diagrama de flujo del algoritmo de Conductancia Incremental. [28]

#### 2.4.8.3. Método de Capacitancia Parásita

Este método es parecido al de Conductancia Incremental, solo que en este modelo se incluye la capacitancia que parásita que se forma en las uniones P-N de los semiconductores de la celda solar. Esta capacitancia se encuentra en paralelo con la salida de las celdas [28], así que la capacitancia total es la suma de las capacitancias, lo que provoca un efecto en la eficiencia del sistema.

La ecuación que describe el comportamiento de una celda solar contando en cuenta el efecto que provoca la capacitancia parásita es la ecuación (23).

$$I = I_L - I_O \left( e^{\frac{V_P + R_S I}{a}} - 1 \right) + C_P \frac{dv_P}{dt}. \quad (23)$$

Y si agrupamos los primeros dos términos del miembro derecho de la ecuación (25) como una función del voltaje de la celda tenemos:

$$I = F(v_P) + C_P \frac{dv_P}{dt}. \quad (24)$$

Esta última expresión nos dice que una parte de la corriente es función del voltaje y el otro término es consecuencia de la capacitancia parásita. El punto de máxima potencia del

panel se encuentra en donde se cumple  $\frac{dP}{dv_p} = 0$ . Para obtener la potencia del panel a partir de la corriente multiplicamos y derivamos con respecto a  $v_p$  y para encontrar el punto máximo lo igualamos a 0. [28]

$$\begin{aligned}
 P &= I \cdot v_P = v_p F(v_P) + C_P v_P \frac{dv_P}{dt}, \\
 \frac{dP}{dv_P} &= v_P \frac{dF(v_P)}{dv_P} + F(v_P) + C_P v_P \frac{d^2 v_P}{dt dv_P} + C_P \frac{dv_P}{dt} = 0, \\
 \frac{F(v_P)}{v_P} + C_P \frac{d^2 v_P}{dt dv_P} + C_P \cdot \frac{1}{v_P} \frac{dv_P}{dt} + \frac{dF(v_P)}{dv_P} &= 0, \\
 \frac{dF(v_P)}{dv_P} + C_P \left( \frac{1}{v_P} \frac{dv_P}{dt} + \frac{d^2 v_P}{dt dv_P} \right) + \frac{F(v_P)}{v_P} &= 0. \tag{25}
 \end{aligned}$$

El primer término de (25) representa la conductancia instantánea, el segundo es el voltaje de rizo provocado por la capacitancia parásita y el último término es la conductancia incremental. Es fácil de notar que, si la capacitancia del panel es cero, el modelo es igual a la ecuación (22) de la conductancia incremental.

El algoritmo se encarga de buscar los parámetros del panel que cumplan de la mejor manera posible la ecuación (25) y debido a que este modelo es más completo, permite conseguir una eficiencia de máxima potencia más alta.

La capacitancia  $C_P$  no es un valor fijo ni un valor que dé el fabricante, depende de factores que son característicos del panel fotovoltaico utilizado. Para más información sobre cómo se obtiene este valor y cómo se implementa el algoritmo se puede consultar en [28].

#### 2.4.8.4. Método de Voltaje constante

Si observamos la Figura 34, podemos ver que la potencia máxima del panel solar se encuentra en donde el voltaje se encuentra en un nivel entre 0 y el voltaje de circuito abierto.

Normalizando el voltaje, definiremos a  $K$  como una variable que está entre 0 y 1 y nos indica la relación entre el voltaje de máxima potencia y el voltaje de circuito abierto.

$$0 < \frac{V_{MPP}}{V_{OC}} \equiv K < 1. \tag{26}$$

Los valores reales de  $K$  con mejores resultados se encuentran entre el 0.73 y el 0.8 [30].

El valor de  $K$  se determina experimentalmente al caracterizar el panel con el que se va a trabajar y posteriormente se implementa un algoritmo como el que se encuentra en la Figura 38.

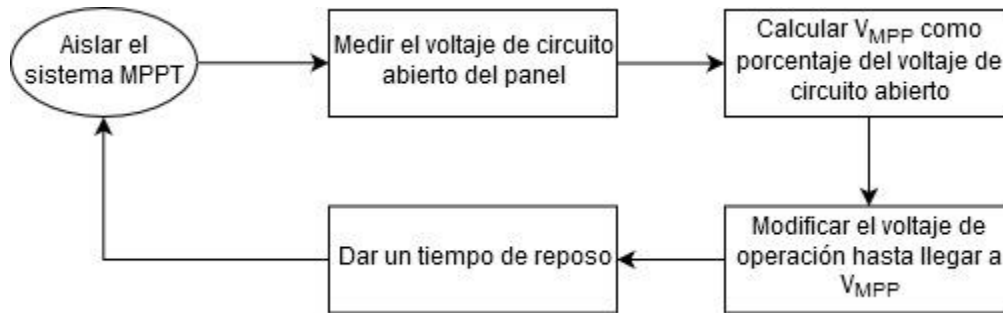


Figura 38 Algoritmo de voltaje constante. Traducido de [28]

Por ejemplo, si nuestro voltaje de máxima potencia se encuentra a un 75% del voltaje de circuito abierto de nuestro panel, y nuestro panel tiene en ese momento un voltaje de circuito abierto de 5 V, entonces podemos afirmar que nuestro punto de máxima potencia estará cerca de los  $0.75 \cdot 5V = 3.75 V$ , luego cambiará el valor de la irradiancia solar y se tendrá que multiplicar K otra vez por el voltaje de circuito abierto. Es importante notar que el voltaje de circuito abierto también es función de la irradiancia, la temperatura y el tiempo de vida del panel, por eso se tiene que medir en cada iteración del algoritmo.

Para este procedimiento es crítico determinar lo mejor posible el valor de K para que el voltaje de máxima potencia se ajuste al valor real, o usar un modelo más complejo como el que se muestra en la Figura 39, donde se puede ver cómo varía el valor de K en función de la temperatura y la irradiancia.

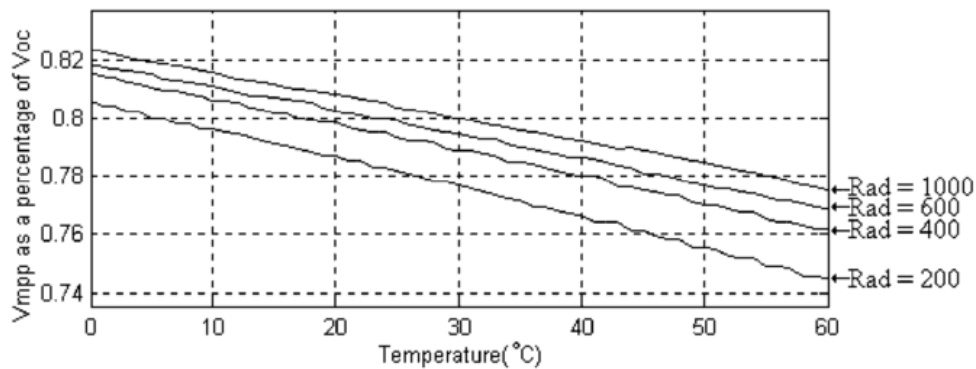


Figura 39 Valor de la constante K en función de la temperatura y la irradiancia. [28]

Este algoritmo puede ser implementado analógicamente, pero tiene la desventaja de que su eficiencia es muy baja con respecto a la de los otros algoritmos, porque tiene que interrumpirse la demanda de potencia en el momento en el que se hace la lectura del voltaje en circuito abierto.

Existe un método de corriente constante, que es prácticamente lo mismo, la única diferencia es que se mide la corriente de corto circuito y se ajusta el valor con respecto a ella.



#### 2.4.8.5. Resumen de los diferentes algoritmos

En la Tabla 4 se recolectan los resultados de varias fuentes en donde se estudiaron las eficiencias de los distintos algoritmos que estudiamos.

Algoritmo	Perturb & Observe	Conductancia Incremental	Voltaje Constante
Eficiencia	99.3%	99.4%	93.1%
Complejidad	Media	Alta	Media
Susceptibilidad a variaciones	Alta	Baja	Alta
Oscila alrededor del máximo	Sí	No	Sí
Implementación	Analógica y Digital	Analógica y Digital	Analógica y Digital

*Tabla 4 Eficiencias de los algoritmos MPPT considerados, el método de capacitancia parásita no se reporta, debido a la complejidad de la implementación. [28]*

Los tres algoritmos de la tabla tienen una eficiencia muy alta, la diferencia más importante que hay entre ellos se da en la complejidad que tiene su implementación.

Esto le da mucha ventaja al algoritmo Perturb & Observe ya que no necesita de una previa caracterización de los paneles o de un algoritmo más complejo para solo conseguir una pequeña diferencia en la eficiencia. Si se necesita que el procedimiento no oscile alrededor del máximo o que mejore su respuesta ante cambios más rápidos también se puede adaptar.

#### 2.4.9. Baterías

Las celdas electroquímicas son dispositivos que convierten la energía química en electricidad gracias a las reacciones químicas que ocurren en sus electrodos. Si las reacciones químicas que utilizan son irreversibles, la celda es una celda primaria; si son reversibles, la celda es secundaria. [31]

Estrictamente hablando, las baterías son arreglos de dos o varias celdas electroquímicas, sin embargo, el término ahora se utiliza para referirse a una o más celdas también. [31]

Hoy en día existe una amplia gama de tecnologías en baterías, de las cuales las más comunes, de tipo recargables, son las de:

- Plomo-Ácido: Son la tecnología de pilas más barata que hay, debido a que tiene mucho tiempo en el mercado, desde 1880 [32]. Su mayor desventaja es el daño que ocasiona al medio ambiente por el hecho de que está compuesta de plomo.
- Ni-Cd: El níquel cadmio es una química de baterías muy bien establecida debido a que

son duraderas, confiables y bastante económicas. Son dañinas al medio ambiente debido al cadmio que contienen.

- Li-ion: Actualmente la tecnología de litio-ion tiene la mejor densidad energética de entre todas las tecnologías. Esto permite la fabricación de productos de menor tamaño y más prácticos para los usuarios, con el mejor desempeño posible. El litio puede conseguir esto debido a que es el metal más electropositivo que hay en la tabla periódica, lo que permite que su salida de voltaje sea de 3.6 V, en vez de 1.2 V o 1.5 V, como en los casos del plomo-ácido y del níquel-cadmio.[33] Otra ventaja importante es que puede ser fabricada con varias formas. Su desventaja más grande es la carga, tiene que ser con un perfil muy específico de carga y descarga.
- Li-poly: Las baterías de litio-polímero contienen un electrolito de polímero en vez de uno líquido. Su energía específica es mayor a la que contienen las baterías de Li-ion y pueden contener la carga que 4 baterías de Ni-Cd con la misma masa. Esto las vuelve una opción muy viable para su uso en satélites. Su voltaje nominal es de 3.7 V por celda. También tienen la desventaja de la carga que tienen las baterías de Li-ion.

En la Tabla 5 se muestran más detalles de los distintos tipos de baterías. Los valores que se muestran son valores promedio de las baterías disponibles cuando se hizo la publicación.

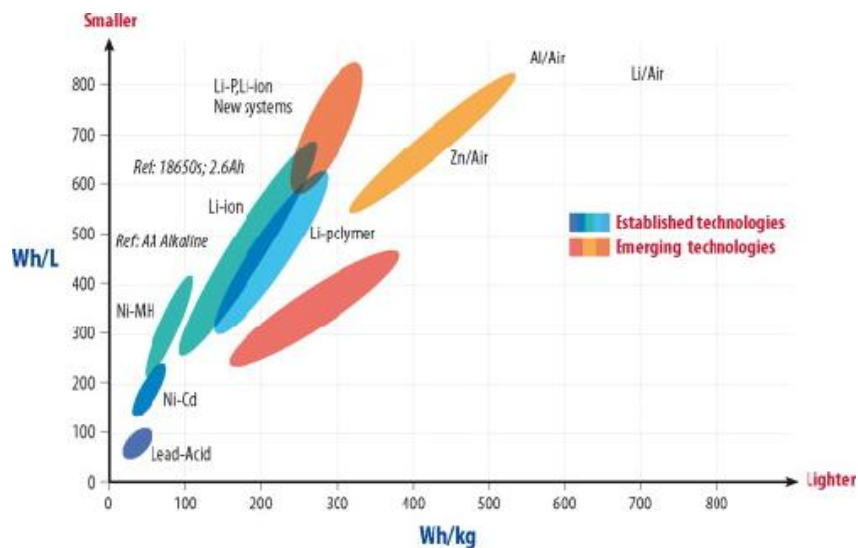


Figura 40 Densidad energética de diversas tecnologías de baterías. [32]

Tecnología	NiCd	Pb-ácido	Li-ion	Li-poly
Densidad gravimétrica de energía (Wh/kg)	45-80	30-50	110-160	100-130
Ciclos de vida (al 80% de su capacidad inicial)	1500	200 a 300	500 a 1000	300 a 500
Tiempo de carga rápida	1h típica	8-16h	2-4h	2-4h
Tolerancia a sobrecargas	Moderada	Alta	Muy baja	Baja
Autodescarga mensual (temperatura ambiente)	20%	5%	10%	~10%
Voltaje de la celda (nominal)	1.25V	2V	3.6V	3.6V
Corriente de salida				
- Pico	20C	5C	>2C	>2C
- Mejor resultado	1C	0.2C	1C o menos	1C o menos
Temperatura de operación en descarga	-40 a 60°C	-20 a 60°C	-20 a 60°C	0 a 60°C
Periodo de mantenimiento	30 a 60 días	3 a 6 meses	Innecesaria	Innecesaria
Costo promedio en USD	\$50 (7.2V)	\$25 (6V)	\$100 (7.2V)	\$100 (7.2V)
Costo por ciclo en USD	\$0.04	\$0.10	\$0.14	\$0.29
Uso comercial desde	1950	1970 (Pb-ácido sellado)	1991	1999

Tabla 5 Características de las baterías recargables. Modificada de [34]

La capacidad de las baterías se mide en C-rate, 1 C comúnmente se aplica en unidades de miliamperes-hora (mAh) y representa la corriente que puede dar una batería durante una hora o el ritmo al que se carga la batería en una hora. También puede estimarse como un factor lineal, es decir, si la descarga es a 2C, entonces la batería podrá dar la potencia durante media hora y si la cargamos a 0.5 C, la carga durará 2 horas hasta llegar a una carga del 100%.

El mejor intervalo de corriente para cargar la batería es entre 0.2 y 1 C[35]. La corriente puede tener fluctuaciones. Pero cargar encima de 1 C no es recomendado ya que no reducirá el tiempo de carga y la pila puede empezar a calentarse e incluso explotar.

Por ejemplo, si tenemos una pila de 1600 mAh y la cargamos con una corriente de 1 A, entonces la pila tardará  $\frac{1.6Ah}{1A} = 1.6 \text{ horas} = 1 \text{ hora } 36 \text{ minutos}$  para estar cargada al 100% de su capacidad.

La velocidad de descarga de la batería es un dato que da el fabricante y hay baterías que pueden descargarse hasta aproximadamente 2C.

Para determinar cuándo las baterías se terminan de cargar se pueden utilizar varios métodos. Una solución poco precisa es utilizando un timer. Se detecta el momento en el que el voltaje de la batería deja de crecer y se activa el timer, que detiene la carga después de un tiempo determinado.

Otro método consiste en un monitoreo de la corriente que demanda la batería. En el caso de las baterías de Li-ion, por ejemplo, la batería se dice que está cargada cuando la corriente que demanda es de 0.1 C.

Cuando una pila se descarga de más, su resistencia interna incrementa, lo cual limita la corriente con la que uno la carga e incrementa el calor que libera la batería. En el caso de las de Li-ion, las baterías se dicen que están sobre descargadas cuando su voltaje está por debajo de los 3 V.

## 2.5. Efectos del entorno de una misión espacial sobre el diseño

Para el diseño del sistema electrónico de potencia vamos a considerar diferentes escenarios, caracterizados por las propiedades del entorno en el que el sistema opera.

Las condiciones del entorno del sistema antes del lanzamiento son las del laboratorio, temperatura regulada, presencia de aire, etc.

Durante el lanzamiento están presentes vibraciones acústicas, provenientes del cohete y de la propia estructura del satélite, además de los choques pirotécnicos.

Y cuando el sistema se encuentra en órbita existen varios efectos que resultan agresivos al satélite y que dependen tanto de la órbita como de la ubicación que va a tener.

## 2.6. Etapa de lanzamiento

En el lanzamiento del cohete existen dos momentos en donde su aceleración es máxima. Estos momentos son el despegue y el momento en el que el cohete rompe la barrera del sonido. Es importante considerar la en esta fase para el diseño del hardware de los componentes y del satélite porque en este periodo, el sistema está expuesto a vibraciones que provienen de combustión del motor, otros componentes del satélite, el arrastre atmosférico y la separación de las fases del cohete.

En Figura 41 y Figura 42 se muestran los perfiles de aceleración de los cohetes Apollo 8 y Soyuz. Se puede notar que las aceleraciones máximas a las que se llegan son de 4, 4.5 g. El perfil en la Figura 41 está separado en los diferentes eventos que se llevaron a cabo a lo largo del despegue, el S-IC representa la aceleración provocada por la primera etapa, en el punto 2 se termina el impulso del motor central, hasta llegar a 3, donde se utilizan los motores exteriores y el cohete alcanza hasta aproximadamente 4g. Posteriormente se hace la separación del S-IC y entra en juego la S-II, en donde en 5 se apaga el motor principal y en 6 se desactivan los motores exteriores con una aceleración máxima de aproximadamente 1.8 g, en 7 se activa la tercera fase, S-IVB, que impulsa al cohete hasta 8, donde el cohete ya se encuentra en órbita. [36]

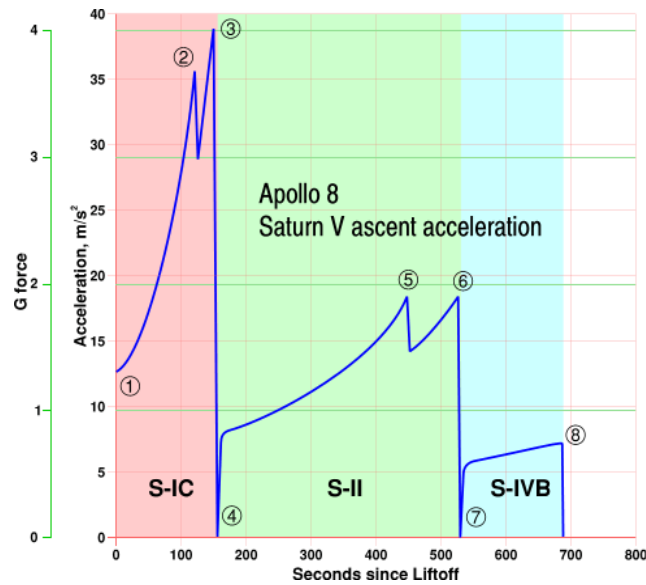


Figura 41 Perfil de aceleración del Apollo 8. [36]

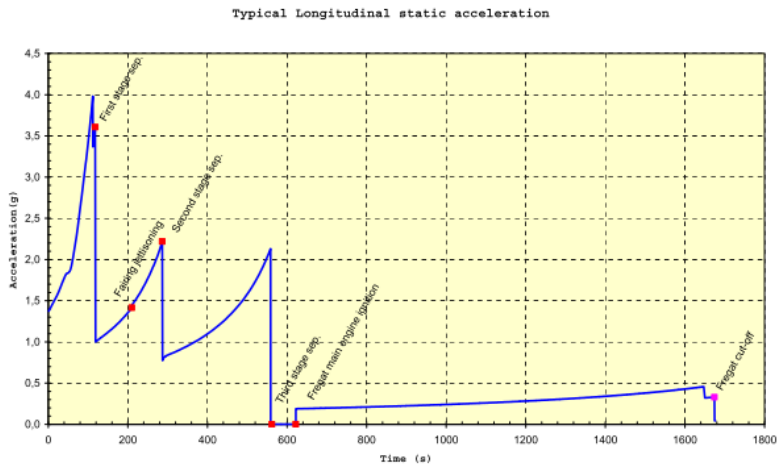


Figura 42 Perfil de aceleración longitudinal del cohete Soyuz. [37]

También pueden ocurrir choques mecánicos si en el cohete se utilizan explosivos, o en el momento en el que se encienden los motores de diferentes etapas, cuando se separan las capas o si se da algún acoplamiento o aterrizaje. Estos choques pueden ser muy agresivos, su duración es del orden de los milisegundos y pueden ocurrir local o generalmente. En cohetes como el Ariane 5, por ejemplo, el choque máximo ocurre a una frecuencia de 3 kHz y el diseño debe de soportar 10,000 g. [38]

En cuanto a las vibraciones, a estas las podemos separar en tres categorías:

- Vibraciones acústicas
- Vibraciones aleatorias
- Pirotécnicas

#### 2.6.1. Vibraciones acústicas

Son la fuente principal de vibración en el lanzamiento del cohete. En los primeros momentos de la ignición de los gases del cohete, los gases salen a altas velocidades de los motores y crean turbulencias produciendo vibraciones en la estructura del cohete. A medida que el cohete va ascendiendo, el cohete va incrementando su velocidad y ocurren turbulencias aerodinámicas que provocan diferencias de presión en el exterior del cohete, ocasionando de la misma manera vibración estructural. Estas vibraciones se intensifican en el momento en el que el cohete supera la velocidad del sonido. Este ruido acústico está presente en los momentos en los que el cohete viaja supersónicamente, al menos hasta que se alcanza el punto de máxima presión dinámica. [39]

La energía acústica se transmite a la carga útil de dos formas. Una de ellas se da por las presiones que, al fluctuar, provocan una oscilación en las superficies del satélite, principalmente en las que tienen una relación área a masa alta, como los paneles y las antenas. La otra forma de transmisión se da por la oscilación de la estructura del cohete en forma de oscilación aleatoria. Su intensidad es casi nula en la base del cohete y va incrementando conforme se asciende a través del eje vertical hacia la carga útil.

En la Figura 43 se muestra la intensidad del ruido acústico de 18 misiones JPL en decibeles. Para tener una referencia: Una explosión o un disparo de bala tiene una intensidad de aproximadamente 150 dB.

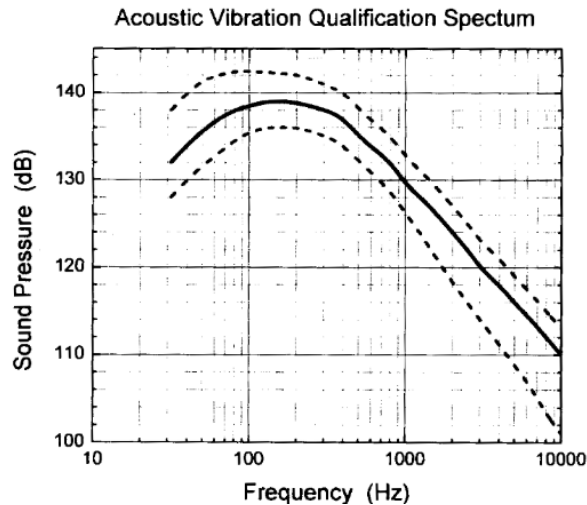


Figura 43 Curva del medio ambiente acústico de 18 misiones JPL. [39]

### 2.6.2. Vibraciones aleatorias

Las vibraciones aleatorias que se transmiten a través del satélite tienen un rango de frecuencias que llega de los 10 Hz a los 2 kHz. Son causadas principalmente por el ruido que ocurre en la cofia del cohete que se da por la presión aerodinámica y por el reflejo de la expulsión de los gases del cohete. Las vibraciones aleatorias son función tanto del cohete del lanzamiento como de la carga útil. [39]

### 2.6.3. Vibraciones pirotécnicas

Las vibraciones causadas por explosivos son similares a impulsos. Por eso cuando se hacen los diseños y las pruebas, se realizan utilizando transferencias rápidas de energía. Estas vibraciones ocurren cuando hay una separación de fases en los satélites, la eyección de algún sistema de seguridad de propulsión o cuando se tiene que realizar una corrección de órbita.

En la Figura 44 se muestran los espectros de vibraciones pirotécnicas provenientes de cuatro misiones y la envolvente de nueve de estas.

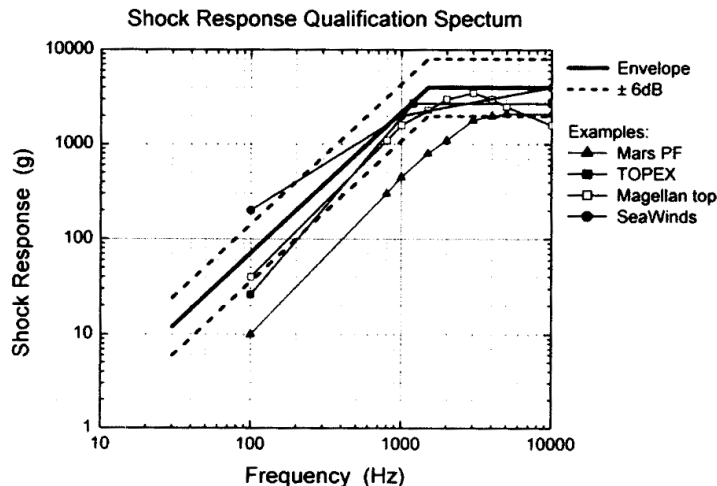


Figura 44 Curva envolvente de los entornos de un choque pirotécnico de 9 misiones JPL. [39]

#### 2.6.4. Medio ambiente espacial

El ambiente espacial es uno de los más drásticos que uno puede tener, esto principalmente se debe a la falta de aire, la falta de presión atmosférica, las variaciones extremas de temperatura y los efectos de la radiación.

Enseguida se hablará de las consecuencias que estos efectos tienen en una misión espacial y su impacto en el diseño del sistema de potencia y del CubeSat.

##### 2.6.4.1. Vacío

Los sistemas electrónicos se calientan cuando están operando, este calor proviene principalmente de los sistemas que operan a altas frecuencias o los que operan a mayores potencias. Esto obliga a que el sistema de potencia tenga que estar diseñado para evitar que se caliente en exceso, o en su defecto, que se cuente con un sistema de control térmico, dado que es el sistema que trabaja con la mayor cantidad de energía.

Uno de los problemas cuando no hay aire es que el calor no se puede disipar por convección, porque no hay un fluido que retire el calor del sistema. En cambio, se aprovecha la conducción del calor para disipar energía, buscando el mayor contacto posible entre el sistema de potencia y el chasis del CubeSat con el fin de que se utilice como disipador. Si la disipación por conducción no es suficiente, es posible que el sistema de potencia tenga que ser rediseñado o haya que llevar algún fluido para enfriar por convección, lo cual no siempre es viable porque incrementa drásticamente el peso total del satélite.



Otro problema al estar en un vacío es el outgassing. En condiciones terrestres hay muchos materiales que se mantienen unidos gracias a la presión que ejerce la atmósfera sobre ellos. Estos materiales, en el momento en el que son llevados al espacio, se vaporizan o liberan gases. Lo que se conoce como outgassing.

Cuando esto ocurre, no solo provoca que los materiales se desintegren, los gases expulsados también pueden llegar a otros sistemas y provocar fallas. Los sistemas más afectados por el outgassing son los sistemas ópticos, disipadores térmicos y las celdas solares.

Las fuentes principales de outgassing son la humedad, los lubricantes y los pegamentos, pero también los metales y polímeros están propensos a liberar gases de sus grietas o impurezas. La NASA y la ESA tienen publicadas listas de materiales con bajos niveles de outgassing que pueden ser utilizadas para fines espaciales [40,41].

#### 2.6.4.2. Interacciones con plasma

Los plasmas están compuestos de partículas neutras, iones positivos y electrones y se forman a partir de la interacción de los gases de la atmósfera con la radiación electromagnética proveniente del Sol.

Los plasmas pueden conducir la electricidad, responden colectivamente a efectos electromagnéticos y tienen cantidades iguales de cargas negativas y positivas.

Los riesgos más importantes por tomar en cuenta en un medio ambiente con plasma según [44] son:

- Son causas de pérdidas en las telecomunicaciones.
- Afecta las mediciones del ambiente del satélite.
- Distorsionan los datos de navegación.
- Causan cargas eléctricas diferenciales y por lo tanto descargas electrostáticas.
- Afectan los requerimientos de la toma de tierra del satélite.
- Erosionan y contaminan los materiales de las superficies.
- Crean estelas que pueden afectar el desempeño de los instrumentos, los subsistemas y las mediciones por satélites cercanos.

La frecuencia a la que oscilan los electrones en un plasma se calcula con la siguiente ecuación [44]:

$$f = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{n_e \cdot e^2}{\epsilon_0 \cdot m_e}} = 8.979 \sqrt{n_e}. \quad (24)$$

Donde

$f$  es la frecuencia de oscilación de los electrones

$m_e$  es la masa del electrón

$\epsilon_0$  es la permitividad eléctrica del vacío

$e$  es la carga eléctrica del electrón

$n_e$  la densidad de electrones por metro cúbico

Para que una onda electromagnética se propague a través de un plasma, se necesita que la onda tenga una frecuencia mayor a la frecuencia a la que oscilan los electrones del plasma, de otra manera la onda se refleja.

La ionósfera de un cuerpo planetario es la capa de su atmósfera donde los electrones, los iones positivos y partículas neutras forman un plasma. Los plasmas se generan a partir de la interacción de los gases con la radiación electromagnética solar, principalmente de radiación ultravioleta y longitudes de onda más cortas.

Los plasmas no son permanentes y su creación está en función de la luz que incide sobre ellas, de la temperatura, la longitud, la latitud y la altitud. Los plasmas desaparecen en el momento en el que los electrones toman sus posiciones con los iones positivos. Y ya que la densidad de partículas decrece conforme incrementa la altitud, los plasmas sobreviven tiempos mayores en altitudes mayores.

En el caso de la Tierra, la ionósfera se encuentra a partir de los 50 km, donde los electrones pueden estar libres por cortos periodos de tiempo debido a la baja densidad de la atmósfera. La densidad de los electrones incrementa hasta los 300- 350 km de altitud, donde es máxima y luego decrece otra vez.

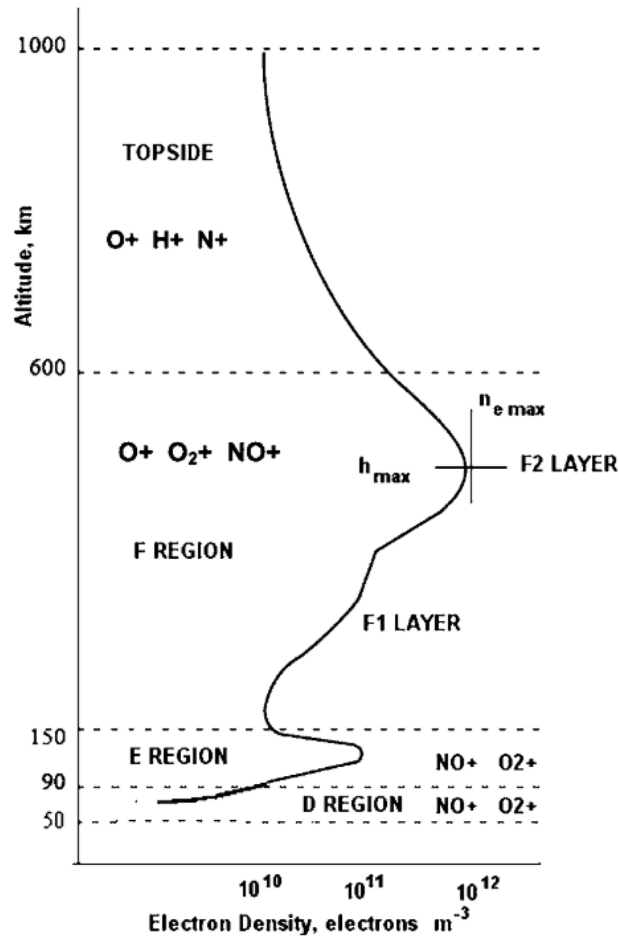


Figura 45 Capas de la ionósfera terrestre en el día. [44]

Como habíamos visto previamente en la ecuación (24), los plasmas tienen una frecuencia natural de oscilación, y si una onda con una frecuencia menor a la del plasma incide sobre él, la onda es reflejada. En la ionósfera la región con la frecuencia más alta es la capa F2, que se ubica entre los 300-350 km. Su frecuencia crítica en el día es de 11 MHz y en la noche baja hasta los 4.5 MHz.

#### 2.6.4.3. Campo magnético

La interacción del campo magnético terrestre  $B$  y el momento magnético  $M$  provocado por alguna corriente del satélite provoca un par de fuerzas en el mismo. El par de fuerzas viene dado por el producto cruz de  $M$  y  $B$ , como se muestra en la siguiente ecuación:

$$T = M \times B,$$

donde las unidades de  $M$  son  $A \cdot m^2$  y  $B$  está en tesla. El momento magnético es provocado por los bucles de corriente que haya en los circuitos del sistema de potencia. La fuerza provocada por esta interacción es perpendicular al área del bucle de la corriente.

Ambas componentes de este par de fuerzas influyen en la altitud orbital del satélite, y los sistemas que se ven involucrados son los paneles solares, las baterías y los cables de los subsistemas.

Para minimizar los efectos que ocasionan los conductores se recomienda evitar los bucles de cables, hacerlos lo más pequeños posibles, compensar las direcciones en las que circula la corriente para minimizar la fuerza neta que provocan y trenzar los alambres para neutralizar sus momentos.[6]

#### 2.6.4.4. Calor

Un cuerpo en el espacio puede recibir calor mediante las siguientes fuentes de radiación [38]:

- Radiación solar directa
- Radiación reflejada por los planetas cercanos (albedo)
- Energía térmica liberada por los planetas cercanos (radiación planetaria)
- Radiación proveniente del espacio profundo

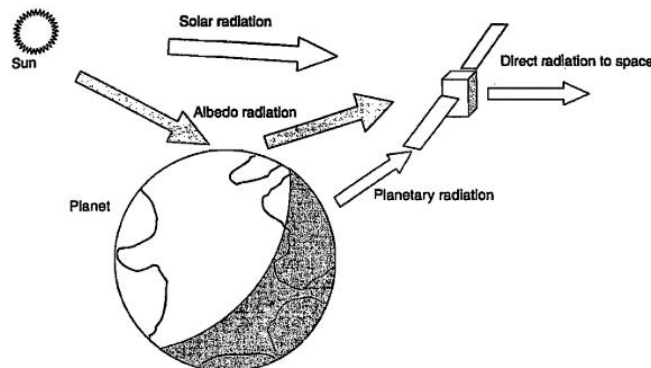


Figura 46 Medio ambiente térmico típico en satélites. [38]

La intensidad de la radiación solar en el exterior de la atmósfera terrestre y a la distancia promedio entre el Sol y la Tierra es conocida como la constante solar y tiene un valor de

aproximadamente  $1371 \pm 5 \text{ W/m}^2$  [38]. Para obtener la intensidad de la radiación solar a cualquier otra distancia  $d$  desde el Sol se puede utilizar la ecuación:

$$J_s = \frac{P}{4\pi d^2}.$$

Donde  $P$  es la potencia total irradiada por el sol  $3.856 \times 10^{26} \text{ W}$ .

A la altura de 500 km el albedo aporta aproximadamente un 10% extra de energía, lo que equivale a unos  $185 \text{ W/m}^2$ .

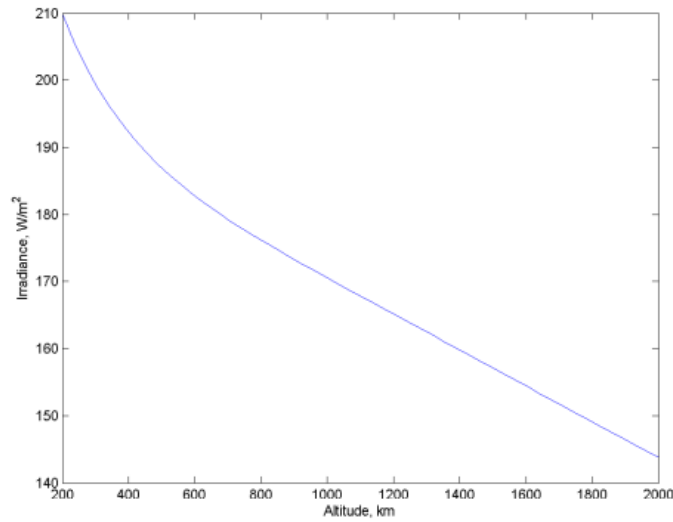


Figura 47 Albedo terrestre total en función de la altitud. [45]

#### 2.6.4.5. Radiación

La radiación limita el tiempo de vida de los sistemas electrónicos que hay en un satélite. Y para nuestros fines podemos clasificar sus efectos sobre los dispositivos semiconductores en dos variantes: la dosis total de ionización y los Single Event Effects (SEE). Las misiones satélites están restringidas en duración y desempeño por los daños que ocurren en sus sistemas electrónicos debido a los efectos de la radiación espacial.

##### 2.6.4.5.1. Dosis total de ionización

La magnetósfera está definida como el volumen que envuelve a un cuerpo astronómico con un campo magnético global en el que el movimiento de las partículas cargadas que hay en él se rige más por el campo magnético del cuerpo, que el del campo magnético solar [44].

En el caso de la Tierra, hay partículas cargadas que se producen cuando los rayos cósmicos galácticos interactúan con la atmósfera terrestre y quedan atrapadas en la magnetósfera. Las trayectorias de su movimiento son parecidas a la que aparece en la Figura 48.

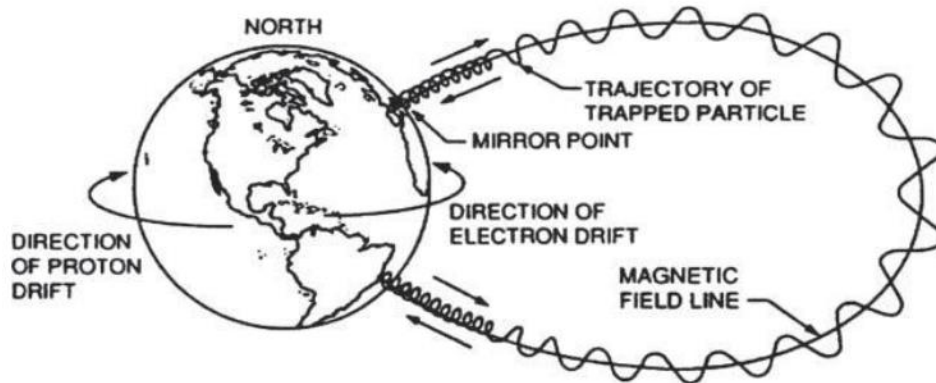


Figura 48 Movimiento de las partículas cargadas en el campo magnético terrestre.[44]

El modelo más preciso que hay de la magnetósfera es un dipolo que está inclinado con respecto al eje de rotación de la Tierra y su eje no coincide con el mismo, es decir tiene un offset. Este offset es de 550 km aproximadamente, tiene una dirección antipodal al sur de Brasil y varía aproximadamente  $0.3^\circ$  al año [44]. El offset provoca que las trayectorias de las partículas se pasen a altitudes menores que lo que deberían y la región a la que afecta es conocida como la Anomalía del Atlántico Sur. En la Figura 49 se puede apreciar que en esa zona hay una mayor circulación de protones y electrones.

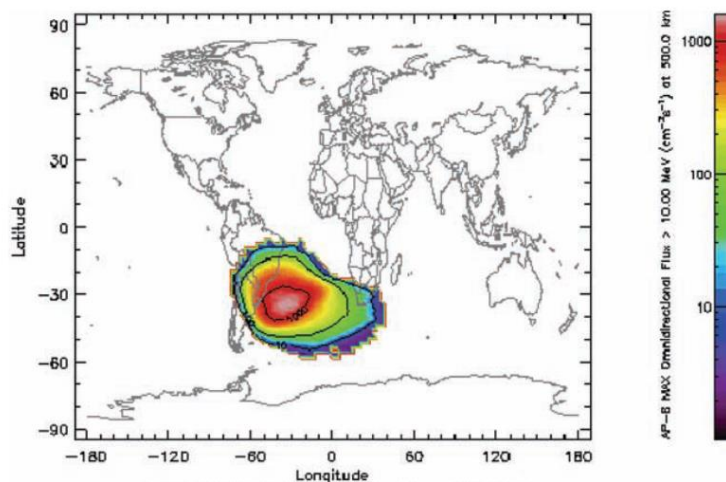


Figura 49 Distribución de protones y electrones a una altitud de 500 km tomada de SPENVIS.[44]

Esta región es la que es de interés para nosotros porque es la que afecta a los satélites en órbitas bajas.

La radiación que un satélite pueda ir acumulando a lo largo de su vida útil se conoce como *Dosis Total de Ionización (DTI)*. Y en el caso de los semiconductores, provoca que se generen huecos o electrones libres que pueden ser acarreados por campos eléctricos que pueden provocar un incremento en corrientes de fuga, reducciones en la ganancia de amplificadores, cambios en timers, offsets de voltaje, etc. Estos efectos se van acumulando hasta que eventualmente logran que el sistema falle. [44]

La DTI se mide en unidades de energía por unidad de masa. La unidad para medirla del sistema internacional es el gray (Gy) que es equivalente a un J/kg. En el sistema CGS se utiliza el rad, que es igual a 100 Gy. Cuando se habla de rads o de grays es importante mencionar cuál es el material con el que se trata, ya que distintos materiales absorben cantidades diferentes de radiación.

El satélite puede ser protegido de la DTI contra las partículas con energías menores a los 30 MeV utilizando blindaje de aluminio u otros elementos con número atómico alto. Como se muestra en la Figura 50, la cantidad de radiación que penetra en un blindaje se reduce logarítmicamente conforme incrementa el grosor del blindaje. En la imagen se muestran las diferencias entre diferentes geometrías de blindaje para a) protones y b) electrones.

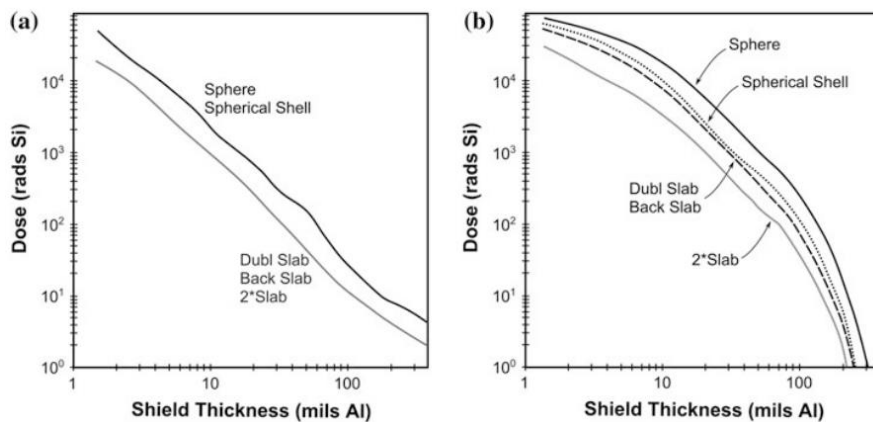


Figura 50 Curvas representativas de dosis-profundidad para la misión lunar Clementine. [46]

Para proteger al sistema de partículas más pesadas se necesitaría una cantidad mayor de blindaje, lo cual no siempre es viable por el costo que este tiene y además puede llegar a ser contraproducente por el hecho de que el blindaje sí lograría disminuir la cantidad de Single Event Effects, pero incrementa la posibilidad de que la partícula ionice el sistema, subiendo rápidamente la dosis de radiación acumulada. [38]

#### 2.6.4.5.2. Single Event Effects

Los SEEs son consecuencias del impacto de una sola partícula altamente energética, que pueden ser iones pesados, protones o neutrones. Pueden ser transitorios o permanentes, además de que son totalmente aleatorios.

Los errores ocasionados por los SEE pueden ser clasificados en leves y graves (soft and hard errors)[47]. Los errores leves son reversibles y ocurren por lo general en los sistemas digitales, donde el sistema puede recuperarse con un reset por ejemplo. Los errores graves son irreversibles ya que son daños físicos a los semiconductores.

A continuación, presentamos algunos de los Single Event Effects más comunes [44]:

##### 2.6.4.5.2.1. Single Event Upset (SEU)

Es un error leve que ocurre en los sistemas digitales cuando una partícula llega a alterar su estado lógico. Se pueden evitar con ayuda de algoritmos de detección de errores o con una actualización de memoria constante.

##### 2.6.4.5.2.2. Single Event Hard Error (SEHE)

Es un error grave que se da cuando una partícula provoca un cambio permanente en el estado lógico de un circuito digital.

##### 2.6.4.5.2.3. Single Event Latchup (SEL)

Se da cuando una partícula deja una estela de ionización en un dispositivo semiconductor de su polarización hacia la tierra, provocando un cortocircuito que puede llegar a demandas de corriente elevadas si no es detectado a tiempo. Muchas veces un apagado y encendido del dispositivo llega a solucionar el problema.

##### 2.6.4.5.2.4. Single Event Burnout (SEB)

Es un fenómeno que ocasiona un exceso de potencia en un transistor de potencia causado por la trayectoria de ionización en los electrones y huecos en el semiconductor de un cuanto de radiación. Es una falla destructiva permanente.

En la Figura 51 se puede ver la distribución espacial de single event upsets en el UoSAT-2 en el año 1988, como se puede ver en la imagen en la Anomalía del Atlántico Sur y en los polos la concentración de los puntos es mayor.



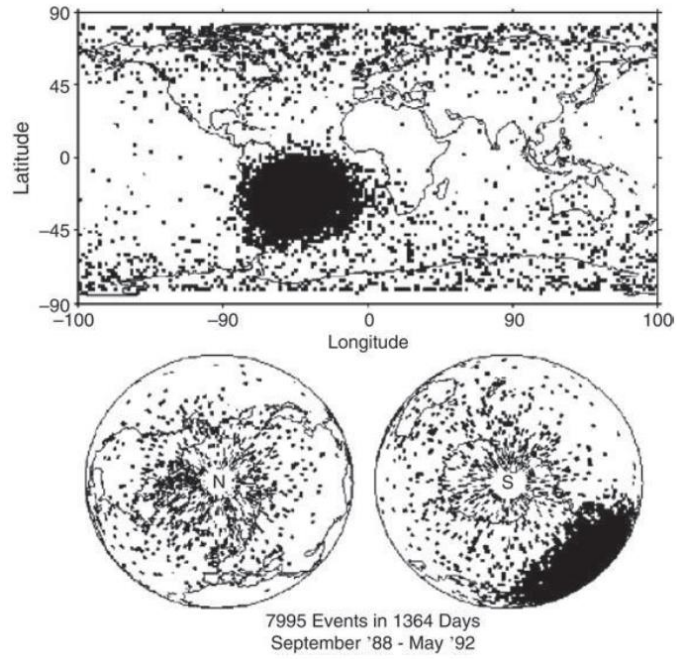


Figura 51 Distribución espacial de los single event upsets. [44]

# Capítulo 3. Estado del arte

## 3.1. Antecedentes

Una excelente recopilación de las arquitecturas de sistemas de potencia en misiones CubeSat, realizadas en el periodo comprendido del 2001 al 2012 se presenta en [55], la mayoría de las arquitecturas presentadas proviene de universidades o instituciones afiliadas a ellas, esto se da porque muy pocas empresas publican los detalles sobre fabricación y diseño. El trabajo referido ofrece un panorama del estado del arte de sistemas de potencia de nanosatélites CubeSat. A continuación, se presentan los aspectos más relevantes del estado del arte.

### *Distribución de topologías en los CubeSats*

Como se puede ver en la Tabla 6, la mayoría de las topologías utilizadas corresponden a topologías centralizadas, solo un 20% de estos CubeSats presentaron topologías distribuidas.

Topología del SEP	Cantidad
Centralizada	20
Distribuida	5

Tabla 6 Distribución de topologías de SEP de CubeSats. [55]

### *Distribución de arquitecturas de CubeSats*

No se observó un predominio dominante entre la utilización de arquitecturas DET y PPT. Sin embargo, en [55] afirman que los primeros diseños de sistemas de potencia fueron DET y que progresivamente se implementaron más con PPT.

Arquitectura del SEP	Cantidad
DET	12
PPT	15

Tabla 7 Distribución de arquitecturas de SEP en CubeSats. [55]

### *Buses de voltaje*

La cantidad de buses de voltaje más común en los CubeSats estudiados fue de 3. La cantidad de buses depende de la aplicación y de los requerimientos de los demás sistemas.

Número de buses	Cantidad
Uno	4
Dos	2
Tres	10
Cuatro	4
Cinco	1
Seis	2
Siete	1

Tabla 8 Cantidad de salidas de voltaje en CubeSats. [55]

### *Voltajes de buses*

Los voltajes más utilizados en CubeSats son por mucho los de 3.3 V y 5 V. Los otros buses que aparecen en la Tabla 9 se utilizaron principalmente para propósitos específicos, o en el caso de los buses de 12 V se utilizan más para motores.

Voltaje de los buses regulados	Cantidad
3 V	2
3.3 V	13
3.6 V	1
5 V	17
-5 V	2
6 V	3
-6 V	1
7.4 V	1
8 V	1
12 V	1

Tabla 9 Voltajes de buses más utilizados en CubeSats. [55]

### 3.2. Sistemas de potencia más relevantes

A continuación, se presenta una selección de sistemas de potencia de a bordo de CubeSat. Se incluyen algunos de los detalles de fabricación y de la justificación de la selección de los componentes. Lo más importante en esta sección es aprender de qué manera les ayudaron los componentes y las mejores características con las que cuentan.

#### 3.2.1. Swiss Cube

El diseño del Swiss Cube [43] considera a las celdas solares como fuentes de corriente y regula todo el sistema de potencia mediante un sistema analógico que controla la suma de las corrientes de los cargadores de baterías, la descarga de baterías y el sistema de disipación.

Este diseño es un DET, es decir, no implementa el algoritmo de máxima potencia de las celdas solares. Por eso tiene las celdas solares conectadas directamente a las cargas. En su reporte de proyecto sostienen que la potencia máxima que obtiene su arquitectura DET es solo 5% menor que la que podría obtenerse con una arquitectura PPT, esto se debe a que en su diseño PPT era necesaria más redundancia en el sistema para cumplir con sus requerimientos. Argumentan que fue una buena decisión que el sistema fuera DET, principalmente porque incrementa su redundancia, reduce las pérdidas en los diodos e incrementa su eficiencia en comparación a la arquitectura PPT.

El EPS del Swiss Cube fue planeado para conseguir una alta eficiencia, confiabilidad y redundancia. Como puede verse en la Figura 52, las cargas están conectadas al mismo bus al que están conectadas las celdas solares.

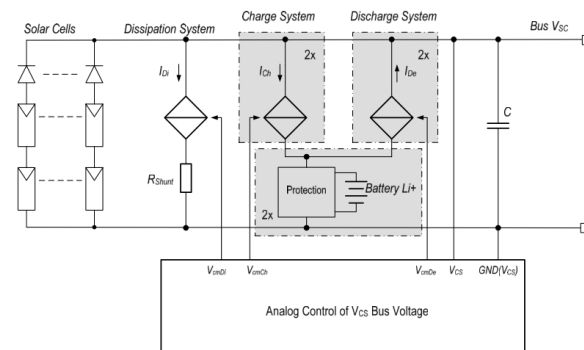


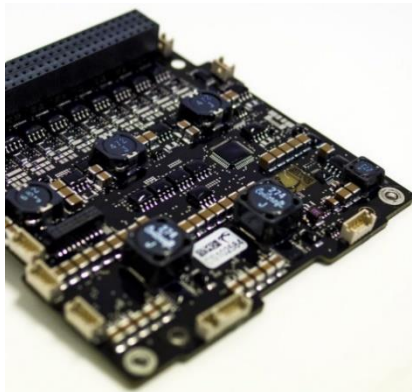
Figura 52 Arquitectura DET empleada en el Swiss Cube. [43]

Principales Ventajas	Principales desventajas
Sistema analógico robusto	No opera en el punto de máxima potencia
Baterías independientes	2 de las celdas solares están en serie por lo cual, si una de las celdas se descompone, la que esté en serie con esta tampoco funcionará, además de que esta conexión tiene una resistencia interna mayor.
Redundancia de los componentes sensibles	
Muy alta eficiencia de transferencia de las celdas a las cargas	
Altas eficiencias de carga y descarga	

*Tabla 10 Ventajas y desventajas del diseño que utilizaron en el Swiss Cube. [43]*

### 3.2.2. EPS de Clyde Space

Clyde Space es una empresa que se dedica a la construcción de plataformas, sistemas individuales, otros productos y servicios enfocados en sistemas espaciales. Como sus productos son usados por muchos CubeSats, ellos ya tienen experiencia en sistemas espaciales y pueden corroborar que sus diseños funcionan en ambientes espaciales.



*Figura 53 EPS de Clyde Space. [56]*

En [56], Clyde Space ofrece un sistema de potencia a la venta con las siguientes características:

Capacidad de la batería	5200 mAh de 8.4 V a 6.0 V
Interfaces de comunicación	I2C a 100 kbps
Factor de forma	PC104
PPT	Sí, discreto-analógico
Buses	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 5 V a 22.5W</li> <li>• 3.3 V a 15 W</li> <li>• 12 V a 18 W</li> <li>• No regulado a 34 W</li> </ul>
Protección contra Latch-up	Sí
Masa	86 g+447 g de baterías
Capacidad energética de las Baterías	40 Wh
Protección contra voltajes	Sí
Protección contra corrientes	Sí
Protección contra temperatura	Sí
Otros	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Módulo de distribución de potencia con 10 limitadores de corriente.</li> <li>• Un regulador de carga de baterías (BCR) de 3W.</li> <li>• 2 BCR de 12 W.</li> </ul>

Tabla 11 Características del EPS de Clyde Space.

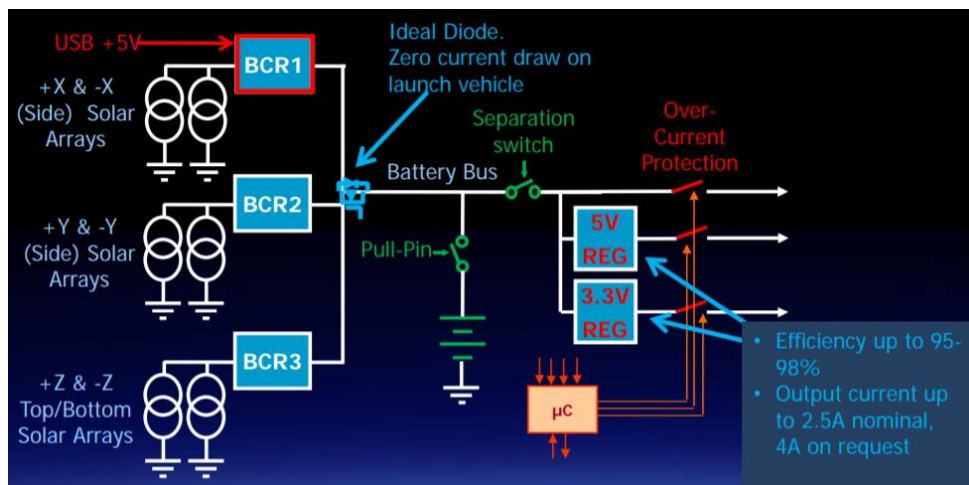


Figura 54 Diagrama de bloques de la segunda generación de EPS de Clyde Space. [57]

En la Figura 54 se muestra el diagrama de bloques de la segunda generación de EPS de Clyde Space. Actualmente ya está disponible la tercera en 8100 USD, que cuenta con la salida de 12 V y mejora la eficiencia para las interfaces de paneles solares. Sin embargo, el diagrama de bloques es prácticamente el mismo.

El sistema consiste en reguladores de carga de baterías (BCR, por sus siglas en inglés) que se conectan en paralelo a los paneles solares, un panel solar por cada eje del CubeSat. Posteriormente, la salida de los BCR se conecta al bus de baterías y a la entrada de los reguladores de voltaje, la salida de éstos es controlada mediante un microcontrolador.

### 3.2.3. NanoPower P31u de GomSpace

Este sistema de potencia está diseñado para CubeSats 1 o 2U, el voltaje de su batería es de 8 V y tiene una capacidad de 20 Wh para entregar al sistema y puede convertir hasta 30 W provenientes del panel. [58]

Las características principales del NanoPower P31u son las siguientes:

<b>Capacidad de la batería</b>	2600 mAh a 3.7 V
<b>Interfaces de comunicación</b>	I2C
<b>Factor de forma</b>	PC104
<b>PPT</b>	Sí
<b>Buses</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 5 V a 4 A</li> <li>• 3.3 V a 5 A</li> </ul>
<b>Protección contra Latch-up</b>	Sí
<b>Capacidad energética de las Baterías</b>	20 Wh
<b>Protección contra voltajes</b>	Sí
<b>Protección contra corrientes</b>	Sí
<b>Protección contra temperatura</b>	Sí
<b>Otros</b>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 3 canales de entrada con MPPT independiente.</li> <li>• Timers Watchdog.</li> <li>• Control discreto de los switches de salida.</li> <li>• Mediciones a bordo para correcciones.</li> <li>• Interfaz para baterías Nanopower BP4 o BPX de GomSpace</li> <li>• Temperatura operacional de -40 °C a 85°C</li> <li>• Cuenta con un microcontrolador y un calentador que permiten tener las baterías a una temperatura adecuada para operar.</li> </ul>

Tabla 12 Características del P31u de GomSpace. [58]



Figura 55 NanoPower P31u de GomSpace. [58]

#### 3.2.4. P60 Modular Power System for large nanosatellites de GomSpace

El NanoPower P60 es el EPS más grande para nanosatélites de GomSpace [59], sus diferentes componentes vienen separados porque consiste en un diseño modular. El sistema completo está compuesto de una unidad de acondicionamiento de los arreglos de celdas solares, una unidad de distribución de potencia y el P60, que se venden por separado. Esto permite que los usuarios puedan personalizar mejor sus sistemas de potencia ahorrando volumen al mismo tiempo.

Módulo	Características
Acondicionador de paneles (ACU)	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Se pueden conectar hasta 6 celdas fotovoltaicas por módulo.</li> <li>• Entradas de voltaje altas, hasta 16 o 32 V.</li> <li>• Corriente de entrada de hasta 2 A.</li> <li>• PPT individual por cada celda.</li> <li>• Medidores de voltaje y corriente para cada canal.</li> </ul>
Módulo Principal P60	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Convertidores desfasados para reducir el ruido electromagnético.</li> <li>• Compatible con baterías BP4 y BPX.</li> <li>• Voltaje recomendado de baterías de 16 V o 32 V.</li> <li>• Depósitos térmicos para control térmico y blindaje electromagnético</li> </ul>
Unidad de distribución de potencia	<ul style="list-style-type: none"> <li>• 9 salidas con interruptores, protegidas contra sobrecorrientes y con un conector de alta corriente.</li> <li>• 3 salidas de voltaje configuradas por cada módulo de 3.3 V, 5V, 8 V, 12 V, 18 V o 24 V.</li> <li>• Límite de corriente programable de hasta 4.5 A.</li> <li>• Voltaje y corriente medibles en cada salida.</li> <li>• Detección y registro de eventos de sobrecorriente.</li> </ul>

Tabla 13 Características del NanoPower P60 System de GomSpace. [59]



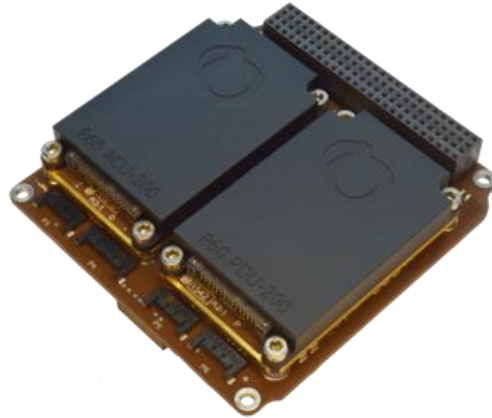


Figura 56 P60 Modular Power System de GomSpace. [59]

### 3.2.5. Comparación de los diferentes EPS

Modelo	Potencia máxima	Arquitectura
SwissCube	4.6 W	DET
Clyde Space EPS	40 W con baterías	PPT
NanoPower P31u de GomSpace	30 W	PPT
P60 Modular Power System de GomSpace	> 40 W por cada módulo	PPT

Tabla 14 Potencia máxima y arquitectura de los diferentes sistemas.

Es importante resaltar que lo que se analiza principalmente en el estado del arte son las bases con las que operan los sistemas que han comprobado su buen rendimiento en el medio ambiente espacial. Además de que al aprender de estos sistemas uno puede adaptarse a sus necesidades y escalarlos para satisfacer nuestros objetivos. Por eso se incluye el sistema de potencia del SwissCube, para considerar todas las posibles alternativas.

### 3.3. Baterías

Los tipos de baterías más utilizados en el estado de arte son de Li-ion y de Li-Po. Esto se debe a su densidad energética superior, su cantidad de ciclos de carga y son recargables. En la Figura 57 se puede ver cuál es la densidad energética de varios modelos de pilas de Li-ion.

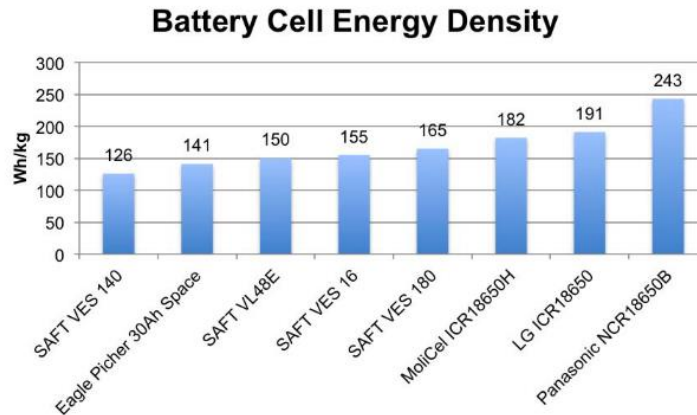


Figura 57 Densidad Energética de varios modelos de pilas. [48]

Benjamin Lynch y Callie Wallace en [60] ocupan la batería Tenergy de 7.4 V a 2600 mAh de Li-Ion Tenergy para su CubeSat 3U. G. James Wells, Luke Stras y Tiger Jeans utilizan tres pilas Li-ion de Nexenergy inc. en paralelo para conseguir 3.7 V y una capacidad total de 3600 mAh para el CanX-1, que es un CubeSat 1U[61]. Y en el Swiss Cube (1U) utilizan dos baterías de 800 mAh de LiPo con un voltaje nominal de 3.7 V para satisfacer sus necesidades, una de las baterías se utiliza nada más por redundancia[62].

Otra opción de pilas son las NCR18650B de Panasonic, que tienen tecnología de Li-ion, capacidad de 3200 mAh, voltaje nominal de 3.6 V y capacidad energética de 11.52 Wh. Estas pilas han sido ocupadas en la constelación de satélites Landmapper-HD de Astro Digital [63]. Como dato curioso, estas baterías también son las que se utilizan en los carros Tesla.

Una batería muy interesante que está disponible a la venta es la BA0x High Energy Density Battery Array [64] de EXA. Estas baterías de Li-Po que se pueden utilizar para misiones CubeSat 1U hasta 27U. Los arreglos consisten en varias pilas con capacidad de 900mAh y los siguientes arreglos se encuentran disponibles:

Modelo	Capacidad	Voltaje	Dimensiones (Largo x Ancho x Alto)	Cantidad de pilas
Pegasus Class BA01, una cara	26.6 Whr / 7200 mAh	3.7 V	89x95x7 mm	8
Pegasus Class BA01, doble cara	53.2 Whr / 14400 mAh	3.7 V	89x95x14 mm	16
Irvine Class BA02, una cara	19.9 Whr / 5400 mAh	3.7 V	85x90x7 mm	6
Irvine Class BA02, doble cara	39.9 Whr / 10800 mAh	3.7 V	85x90x14 mm	12

Tabla 15 Arreglos de baterías con diferentes capacidades que ofrece EXA. [64]



Figura 58 BA0x High Energy Density Battery Array de EXA. [64]

### 3.4. Cargadores de baterías

En el mercado y en el estado del arte hay cargadores de baterías que están hechos específicamente para ser utilizados con celdas solares, de esta manera uno puede aprovechar que estos circuitos ya tienen embebido el algoritmo que se encarga de hacer el monitoreo del punto de máxima potencia.

En la Tabla 16 se presentan las mejores y más comunes alternativas de cargadores que encontramos en el estado del arte.

Circuito Integrado	PPT	Voltajes de entrada	Voltaje de Salida	Potencia de Salida	Protección contra voltajes	Protección contra corrientes
BQ24210	No	Hasta 20 V	4.2 V	2.8 W	Sí	Sí
LT3652	Sí	4.95 V a 40 V	14.4 V	>10 W	No	Sí
SPV1040	Sí	0.3 V a 5.5 V	2 V a 5.2 V	3 W	No	Sí

Tabla 16 Cargadores de baterías. [26,65,66]

Los tres cargadores de baterías están hechos para utilizar celdas solares como fuentes de energía, son altamente eficientes y de dimensiones muy pequeñas. Únicamente el LT3652 es capaz de otorgar una potencia como la que se requiere en un CubeSat 3U. Puede cargar hasta 3 baterías de Li-ion en serie y su frecuencia de conmutación es de 1 MHz, su frecuencia alta le permite utilizar inductores más pequeños y ahorrar en la masa total del satélite.

La ventaja más grande del SPV1040 es su rango de voltaje, le permite utilizar celdas solares de 5 V y además implementa el algoritmo Perturb and Observe. Cada SPV1040 puede entregar una corriente de hasta 1.8 A y para incrementar la potencia total del sistema pueden usarse varios en serie o en paralelo, mejorando considerablemente el desempeño.

El BQ24210 tiene un rango de voltajes más amplio, pero no aprovecha la potencia máxima de los paneles y solo puede dar 800 mA a las baterías. Lo más atractivo de este circuito integrado es que regula la carga de las baterías y detecta cuando éstas están muy descargadas o cuando terminan de cargar.

Debido a que muchas de las celdas solares utilizadas en CubeSats tienen un voltaje máximo de 5 V y que no conviene utilizarlas conectadas en serie por la confiabilidad de estas, el circuito más apto para nuestro proyecto es el SPV1040 porque puede operar en todo el rango de operación de las celdas solares, podemos utilizar varios para sumar la potencia total y cuenta con el algoritmo de PPT integrado.

### 3.5. Fuentes conmutadas

Las fuentes conmutadas conforman el sistema que regula los voltajes de salida de los CubeSats y su selección depende del voltaje de entrada con el que van a operar, el cuál viene siendo determinado por las baterías y por la salida de los reguladores de carga de las baterías.

A nosotros nos interesa que funcione con un voltaje de entrada mayor a los 3 V y que podamos conseguir la potencia que entrega un sistema como los disponibles en el estado

del arte, aun cuando se necesiten varios en paralelo o sean independientes, considerando que la cantidad no sea exageradamente grande.

Para el diseño del KufaSat, Mohammed Chessab Mahdi y Jaafer Sadiq, proponen utilizar los circuitos integrados TPS6300X y MAX8815A, convertidores Buck-Boost altamente eficientes. Ellos escogen estos circuitos porque su rango de voltaje de entrada de 1.2 a 5.5 V.

El TPS6300X de Texas Instruments cuenta con una versión regulada de 3.3 V o 5 V y la versión programable, su corriente de salida puede alcanzar un máximo absoluto de 1.8 A, operando a una frecuencia de 1 MHz [67]. El TPS6300X puede entregar una corriente de 1.6 A a 5 V, lo cual equivale a una potencia de 8W. Otra de sus ventajas es que para operar requiere de una cantidad de componentes pasivos muy reducida, alrededor de cinco componentes incluyendo un inductor que puede ser de un tamaño muy chico.

Lo mejor de este circuito es que hay muchas variedades, incluyendo un modelo que puede soportar una corriente de salida de 4 A. De esta manera podemos satisfacer nuestro objetivo más fácilmente.

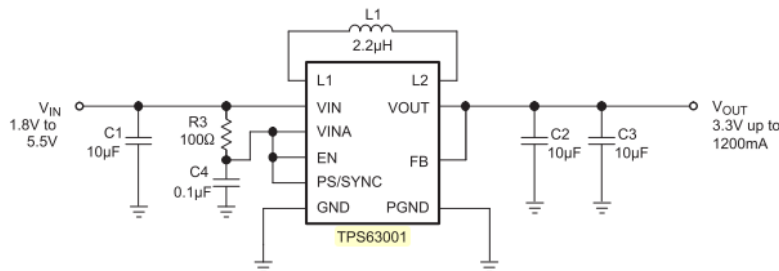


Figura 59 Esquemático típico de aplicación del TPS63001. [67]

El circuito integrado MAX8815A se trata de un convertidor boost de alta eficiencia que puede entregar 5 V con una corriente de 1 A, a una frecuencia de 2 MHz [68]. Esto equivale a una potencia de 5 W por cada circuito integrado. Además, esta fuente solo necesita del inductor y de los filtros de la entrada y la salida para operar.

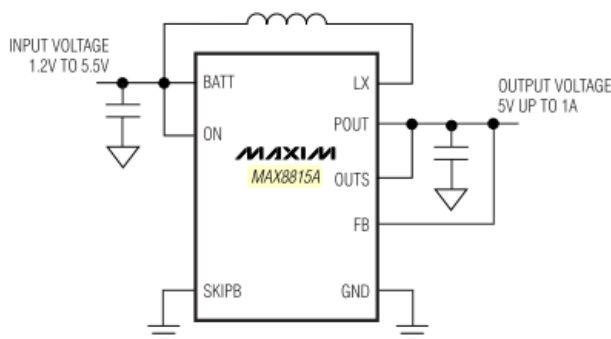


Figura 60 Circuito de operación simplificado del MAX8815A [68]

# Capítulo 4. Diseño y construcción

## 4.1. Propósito del diseño

A partir de los sistemas de potencia que vimos en el Capítulo 3, concluimos que los módulos utilizados para CubeSats 3U coinciden en tener una potencia máxima de 40 W. Tomaremos esta característica como uno de los factores clave para que el sistema que busquemos sea parecido a los disponibles en el mercado y posteriormente verificaremos si en realidad es un valor adecuado para el propósito o es necesario adaptar el presupuesto energético a nuestra misión.

## 4.2. Procedimiento de diseño

Para poder cumplir con el objetivo de la misión se seguirá la metodología descrita en la Tabla 17 para el desarrollo del sistema, de esta forma podemos optimizar los pasos que realicemos y encontrar varias soluciones viables para nuestro problema.

<b>Número de Paso</b>	<b>Descripción</b>
1	Identificar los requerimientos definidos por la trayectoria, instrumentos y los propios de la misión.
2	Proponer las cargas típicas de un sistema 3U enfocado en una misión para realizar percepción remota utilizando banda Ka.
3	Estimar el presupuesto energético para el satélite.
4	A partir de los requerimientos y el presupuesto energético de la misión, analizar y proponer un diseño que cumpla con las condiciones establecidas.
5	Selección de componentes
6	Construcción del diseño y pruebas de este
7	Evaluar resultados.

Tabla 17 Procedimiento de diseño del SEP del CubeSat. Adaptado de [46].

### 4.3. Requerimientos de misión

Se desglosará en las siguientes secciones, las principales características de la órbita que será utilizada y las implicaciones que tiene consigo la selección de dicha órbita.

#### 4.3.1. Justificación de la misión

Como habíamos dicho previamente, incrementar las tasas de transmisión altas incrementan drásticamente la complejidad de la misión, sin embargo, nuestra propuesta de proyecto de tesis está planteada para soportar altas demandas de potencia con respecto a lo que uno puede encontrar en el estado del arte.

Y como está por demostrarse en este capítulo, los requerimientos para soportar un sistema satelital con estas características en el volumen de un nanosatélite CubeSat 3U y bajo las condiciones del medio ambiente espacial involucran un reto de ingeniería bastante desafiante, pero muy rentable.

#### 4.3.2. La órbita de la misión CubeSat de percepción remota

La órbita de nuestro CubeSat será una heliosíncrona con una altitud de 500 km, como habíamos dicho antes, una órbita solar síncrona es una órbita en donde se precede una vez al año, es decir, su órbita completa las revoluciones a un ritmo igual al que la Tierra se mueve en promedio con respecto al Sol. [2]

La órbita heliosíncrona tiene varias características que nos resultan favorables para el sistema, estos son la exposición al Sol, el periodo orbital y la cobertura que tiene.

##### 4.3.2.1. Periodo

Para analizar las condiciones orbitales en las que va a estar nuestro satélite vamos a utilizar un software llamado Systems Tool Kit (STK [69]). STK es un software que permite hacer modelado de sistemas, terrestres, marítimos, aéreos o espaciales con el fin de evaluar su desempeño en tiempo real.

En STK simulamos la mecánica orbital de un satélite en órbita circular heliosíncrona a una altitud de 500 km. En la Figura 61 se puede ver el resultado gráfico de la simulación, la trayectoria en línea morada representa lo que se recorre en una revolución. También se simuló una estación terrena en la Ciudad de México para poder recibir la información proveniente del satélite. Cuando el satélite pasa en una región cercana a la estación uno puede establecer una línea de vista y empezar una transmisión. Las líneas gruesas color

azul representan todos los avistamientos que ocurren entre el satélite y la estación en un día.

Como se puede demostrar en la teoría, un satélite con órbita de estas características puede completar una revolución en noventa minutos. De los cuales, en promedio, durante sesenta minutos la luz solar está disponible y en los treinta restantes, el satélite se encuentra en eclipse.

El hecho de que el satélite recorra tan rápido la Tierra es muy favorable porque permite que uno pueda obtener información del planeta completo rápidamente o que pase varias veces por la misma zona en un mismo día.

Con la órbita seleccionada para esta misión, por lo general uno puede establecer cuatro o cinco enlaces con el satélite al día, como se puede ver en los resultados de la simulación de enlaces que se muestran en la Figura 61.

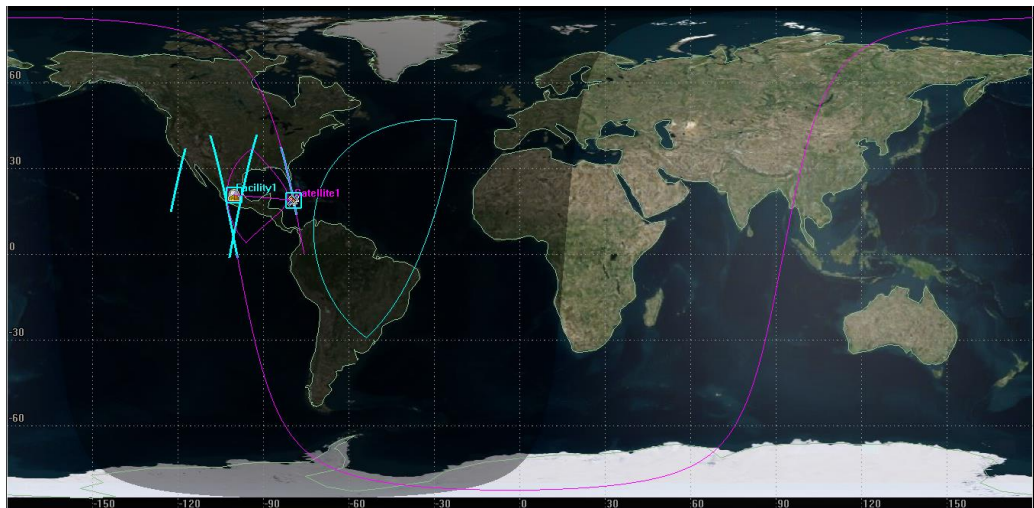


Figura 61 Simulación de un satélite en una órbita circular a 500 km realizada en STK.

En la simulación de STK extrajimos la información que muestra las características de los enlaces que podría haber en un cierto tiempo y arroja los datos que se pueden ver en la Tabla 18. La información en un periodo corto nos dice que diario hay aproximadamente cuatro enlaces, que pueden tener una duración entre los 4 y 11 minutos, con una duración promedio de 9 minutos de vista.



Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
3	9 Mar 2018 05:06:48.589	9 Mar 2018 05:13:07.635	379.046
4	9 Mar 2018 06:37:34.136	9 Mar 2018 06:48:56.335	682.199
5	9 Mar 2018 18:17:49.593	9 Mar 2018 18:28:46.185	656.592
6	9 Mar 2018 19:52:28.149	9 Mar 2018 20:01:01.266	513.117
7	10 Mar 2018 06:18:51.097	10 Mar 2018 06:30:17.115	686.018
8	10 Mar 2018 07:56:25.963	10 Mar 2018 08:00:33.613	247.650
9	10 Mar 2018 17:59:34.788	10 Mar 2018 18:09:32.249	597.461
10	10 Mar 2018 19:33:07.784	10 Mar 2018 19:43:12.919	605.134
11	11 Mar 2018 06:00:22.860	11 Mar 2018 06:11:26.960	664.100
12	11 Mar 2018 07:35:44.986	11 Mar 2018 07:43:39.192	474.206
13	11 Mar 2018 17:41:41.134	11 Mar 2018 17:49:53.977	492.843
14	11 Mar 2018 19:14:03.955	11 Mar 2018 19:25:03.212	659.257
15	12 Mar 2018 05:42:10.813	12 Mar 2018 05:52:24.877	614.064
16	12 Mar 2018 07:16:02.501	12 Mar 2018 07:25:49.348	586.847
17	12 Mar 2018 17:24:33.974	12 Mar 2018 17:29:26.140	292.166
18	12 Mar 2018 18:55:12.335	12 Mar 2018 19:06:36.967	684.632
19	13 Mar 2018 05:24:19.193	13 Mar 2018 05:33:07.120	527.928
20	13 Mar 2018 06:56:45.921	13 Mar 2018 07:07:36.759	650.838
21	13 Mar 2018 18:36:31.684	13 Mar 2018 18:47:55.851	684.167
22	13 Mar 2018 20:12:33.595	13 Mar 2018 20:18:25.158	351.564

Tabla 18 Datos de enlace de simulación en STK.

Como el periodo orbital del satélite es de 90 minutos, entonces en un día, el satélite puede completar 16 vueltas alrededor del planeta. En la Figura 62 se presenta la simulación en SPENVIS de la misma órbita de un satélite, de la trayectoria que tuvo durante un día completo.

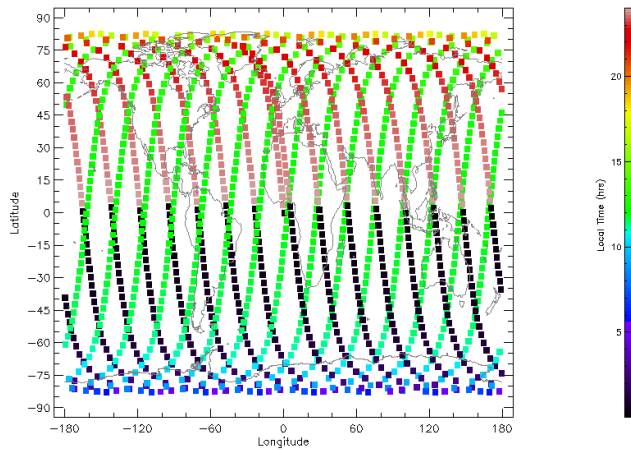


Figura 62 Simulación en SPENVIS [70] de una órbita heliosíncrona a 500 km.

#### 4.3.2.2. Exposición al sol

El sistema de potencia del satélite utiliza las celdas fotovoltaicas para cargar las baterías y alimentar a los demás subsistemas del satélite cuando haya luz solar disponible, y mientras no la haya, las baterías se encargan de suministrar la energía. Si el tiempo de irradiancia solar es insuficiente, entonces las baterías no contarán con la energía suficiente para alimentar al satélite durante el periodo de eclipse.

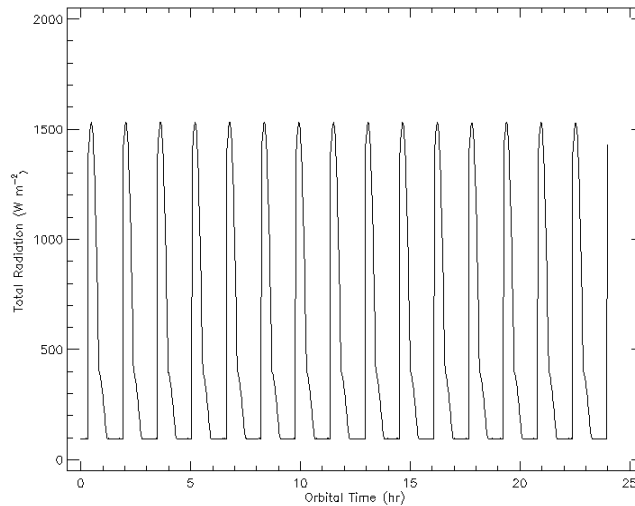


Figura 63 Simulación en SPENVIS [70] de irradiancia solar, con los paneles apuntando en la dirección del movimiento del satélite.

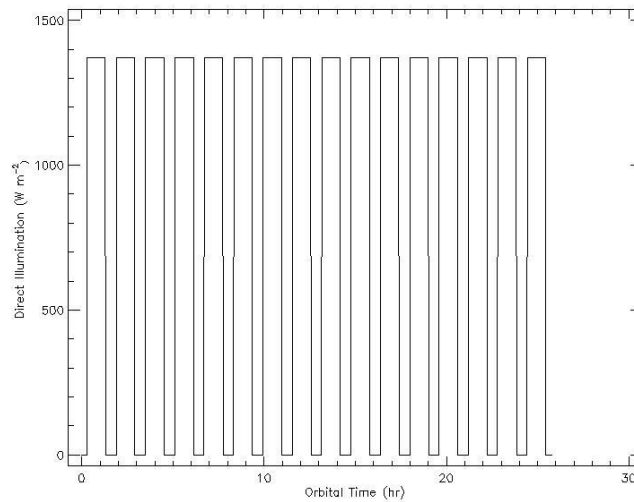


Figura 64 Misma simulación en SPENVIS [70], con los paneles apuntando al Sol.

En la Figura 63, se muestra el nivel de irradiancia en paneles solares que apuntan en la dirección del movimiento del satélite, se aprecian 16 órbitas en un día, como habíamos visto previamente, 90 minutos por órbita, y se puede ver que en 60 de estos se cuenta con luz solar y en los 30 restantes, el satélite está en eclipse. Esta información nos servirá

posteriormente para hacer un estudio de las cargas del satélite para determinar el presupuesto energético y de esta forma corroborar que el satélite tenga el suficiente tiempo para cargar y no haga falta energía en el tiempo en el que no hay irradiancia solar disponible.

En la Figura 64 podemos ver una gráfica parecida, pero en este caso se muestra la energía disponible cuando los paneles se encuentran apuntando directamente al Sol. Se puede apreciar que la irradiancia tiene un valor cercano a los  $1368 \text{ W/m}^2$ , este es el valor que tiene la irradiancia Solar en órbitas terrestres.

#### 4.4. Caracterización del requerimiento energético de las cargas

Con el fin de determinar el presupuesto energético necesario para cumplir la misión satelital es necesario determinar el consumo energético de cada subsistema del satélite, a este proceso lo denominamos caracterización del requerimiento energético.

##### 4.4.1. Requerimiento energético del sistema de telecomunicaciones

Se busca realizar percepción remota de imágenes en alta definición mediante una cámara instalada a bordo del CubeSat y después transmitir las en banda X a la estación terrena.

Se simuló el sistema de telecomunicaciones utilizando el software STK para obtener las características del transmisor que tenía que ocuparse en el satélite con el fin de cumplir con el requerimiento de tener una tasa de error de transmisión necesaria para el establecimiento de un enlace en órbita baja y con la demanda de potencia más baja posible.

Los resultados de la simulación fueron bastante satisfactorios, considerando que el satélite cuenta con un sistema de apuntamiento bastante sofisticado y operando a una frecuencia de 12 GHz.

Como requerimiento dado se tiene una antena parabólica con ganancia de lóbulo principal de 27.198 dB, ancho de haz de  $6^\circ$ , polarizada circularmente con respecto a la regla de la mano izquierda, transmisión modulada con BPSK y operar con una potencia de 1.3 W.

Un factor que demuestra la viabilidad de este sistema es la potencia isotrópica radiada efectiva (EIRP, por sus siglas en inglés). Es el producto de la potencia de transmisión y de la ganancia de la antena en una dirección dada, en relación con una antena isotrópica de algún transmisor de radio [71]. Los resultados nos dicen que el EIRP de este sistema es de 28.338 dBW.

La relación  $E_b/N_0$  es la energía por bit a densidad espectral de potencia de ruido y es un parámetro que muestra la relación señal a ruido normalizada. Es un parámetro muy útil en telecomunicaciones porque permite comparar la tasa de error de bits con diferentes esquemas de modulación digital sin tomar en cuenta el ancho de banda. En la Figura 65 se muestran los datos del  $E_b/N_0$  a lo largo de un enlace simulado en STK de acuerdo con los requerimientos de la misión.

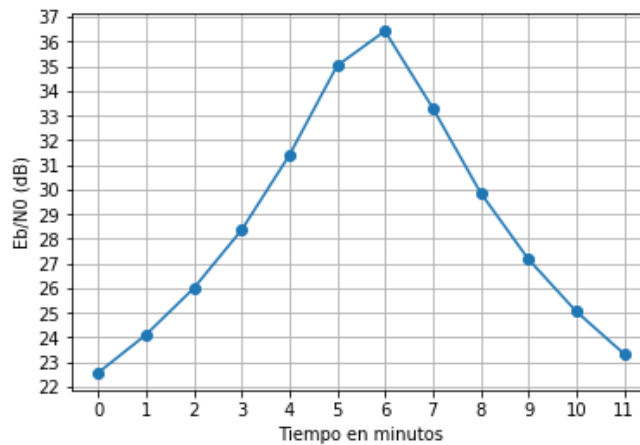


Figura 65  $E_b/N_0$  de la simulación hecha en STK para la misión propuesta.

En la Figura 66 se ve que si el  $E_b/N_0$  se mantiene por encima de los 17 dB el error de transmisión se mantiene muy bajo, en menos de  $1 \times 10^{-23}$ .

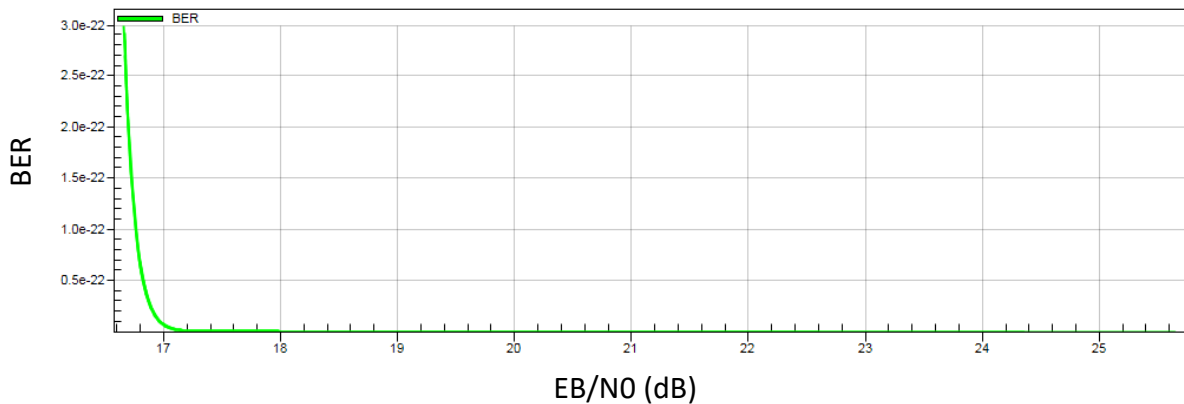


Figura 66 Gráfica de  $E_b/N_0$  contra BER simulado en STK.

Los tiempos de vista de un satélite en una órbita como la descrita anteriormente son de 9 minutos en promedio y ocurren 3 o 4 veces al día. La calidad de la recepción de la información de estos enlaces depende de qué tan cerca del zenit de la antena receptora en la estación haya pasado el satélite, de la lluvia y otros factores. La lluvia puede afectar a señales cuyas frecuencias están por encima de los 11 GHz alrededor de un 20%, pero en esta simulación no fue considerado este efecto.

Vamos a basar el diseño del sistema de telecomunicaciones utilizando las especificaciones de la antena en banda X de alta ganancia y sistema de apuntamiento de Surrey [72] considerando siempre el peor de los casos. Sus especificaciones se muestran en la Tabla 19.



Figura 67 Antena en banda X de alta ganancia y sistema de apuntamiento de Surrey. [53]

Características	Valores
Dimensiones	Ø272 x h201 mm
Voltaje	5 V regulados o 28 V no regulados
Potencia	1.3 W en operación estática, 3.9 W en operación dinámica
Masa	3 kg
Radiación	>5 kRad (Si)
Vida Útil	>7 años
Rango de Temperaturas	Operacional: -20 °C a 50 °C (Electrónica) -40 °C a 60 °C (Mecánica) No operacional: -30 °C a 60 °C (Electrónica) -50 °C a 70 °C (Mecánica)
Ganancia	15 dBiC en la dirección de orientación a 8.2 GHz
Frecuencia	8 GHz a 8.5 GHz

Tabla 19 Características de la antena en banda X de alta ganancia y sistema de apuntamiento de Surrey. [53]

La operación dinámica de la antena se refiere a que el sistema de apuntamiento y el de telecomunicaciones están siendo utilizados simultáneamente. La hoja de especificaciones nos dice que la potencia que se demanda en este escenario es de 3.9 W.

Como la operación dinámica incluye más sistemas en acción, este caso es en donde se requiere la cantidad máxima de potencia.

#### 4.4.2. Requerimiento energético del sistema de control

El sistema de control de estabilización y apuntamiento es el sistema encargado de determinar la orientación que tiene el satélite y controlar la misma. Para determinar el presupuesto energético vamos a tomar el sistema más completo que satisfaga nuestras necesidades y ajustar el sistema de potencia para que pueda soportar su demanda. De esta manera, podemos asegurar que la carga útil, logrará su objetivo y además el sistema será competitivo en el mercado.

Uno de los sistemas más completos del mercado es el sistema integrado MAI-500 de Maryland Aerospace, el cual cuenta con tres ruedas de reacción, un magnetómetro de tres ejes y su computadora para el control de estabilización, orientación y apuntamiento de satélites pequeños. Su tamaño es de 0.6 U y cumple con el standard CubeSat.



Figura 68 MAI-500 de Maryland Aerospace. [73]

En la Tabla 20, tenemos las especificaciones de potencia que requiere este sistema[73]:

<b>Voltaje de operación</b>	5 V
<b>Potencia mínima</b>	1.82 W (0.164 A)
<b>Potencia promedio al apuntar al nadir</b>	2.13 W (0.226 A)
<b>Potencia demandada por la rueda de reacción de baja velocidad en torque máximo</b>	3.05 W (0.41 A)
<b>Potencia demandada por la rueda de reacción de alta velocidad en torque máximo</b>	2.10 W (0.2 A)
<b>Corriente instantánea máxima</b>	1.603 A

*Tabla 20 Especificaciones del MAI-500 de Maryland Aerospace. [74]*

#### 4.4.3. Requerimiento energético de la carga útil

Para la carga útil de nuestra misión vamos a considerar una de las mejores cámaras que hay en el estado del arte. Esta es la cámara Gecko Imager de SCS Space.

Sus características son las siguientes [75]:

- Sensor RGB de 2.2 megapíxeles con resolución de 8 bits, 10 bits o thumbnail, también puede incluir algoritmos de compresión JPEG por un costo adicional.
- Puede capturar imágenes a una tasa de 5 cuadros por segundo.
- Incluye almacenamiento de datos de 128 gigabits.
- Su resolución espacial es de 39 m GSD a una altitud de 500 km. Esto quiere decir que cada pixel representa una distancia de 39 m.
- La distancia total que abarca la imagen es de 80 km a una altitud de 500 km.
- Se puede comunicar mediante protocolos LVDS, I2C o SPI.
- Está pensado para CubeSats 2U o más grandes.
- Sus dimensiones son de 97 mm x 96 mm x 60 mm.
- Masa menor a los 480 g.
- Las temperaturas en las que opera entran en el rango de +10°C a los +30°C y puede estar sin operar en los rangos de -20°C a +50°C.
- Está probado ante acumulaciones de radiación de 30 krad.

- En modo de captura consume menos de 3.5 W, en modo de lectura demanda menos de 2.5 W y ocupa un voltaje de 5 V.

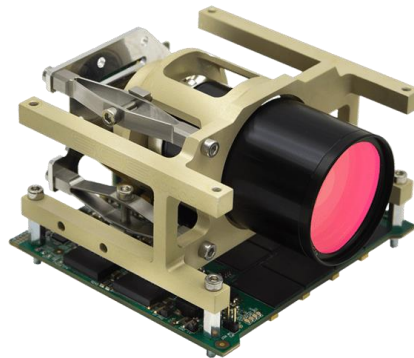


Figura 69 Gecko Imager de SCS Space. [75]

#### 4.4.4. Requerimiento energético de la computadora de a bordo

GomSpace en su portal tiene disponible una computadora de abordo ARM con FPGA incluido con nombre NanoMind Z7000. Al igual que los otros sistemas que ofrece GomSpace, además de la calidad de sus productos, ellos ya tienen la experiencia de haber mandado sus diseños al espacio. En la Tabla 21 se muestran las principales características de NanoMind Z7000.

<b>Procesador</b>	Dual ARM Cortex A9, con una frecuencia de hasta 800 MHz que soporta un sistema operativo Linux.
<b>FPGA</b>	SoC programable Xilinx Zynq 7030
<b>Memoria</b>	1 GB DDR3 RAM y 32 GB de almacenamiento interno.
<b>Protocolos de comunicación</b>	SPI, I <sup>2</sup> C, UART y CAN
<b>Dimensiones</b>	65 mm x 40 mm x 6.5 mm
<b>Temperaturas de operación</b>	-40 °C a 85 °C
<b>Voltaje</b>	3 V a 3.6 V
<b>Potencia máxima</b>	2.3 W

Tabla 21 Características del NanoMind Z7000 de GomSpace. [76]



#### 4.4.5. Requerimiento energético del sistema de control térmico

Los sistemas de control térmico en los satélites deben ser diseñados de acuerdo con los materiales, la forma y los elementos que hay en el satélite. Esto se debe a que el sistema requiere un rango específico de temperaturas para operar adecuadamente, lo que depende de los componentes que van a operar en él y también de la interacción térmica de los subsistemas.

El ingeniero encargado de diseñar el sistema de control térmico tiene que tomar la decisión entre utilizar un sistema pasivo o activo de regulación térmica.

Los sistemas pasivos son aquellos que pueden lograr su objetivo sin la necesidad de aplicar energía o algún control externo. Tienen las ventajas de resultar más económicos, simples y un nivel medio de efectividad. Los cubrimientos de pintura, los conductores de calor, radiadores y aislantes térmicos son algunos ejemplos de sistemas pasivos de control térmico.

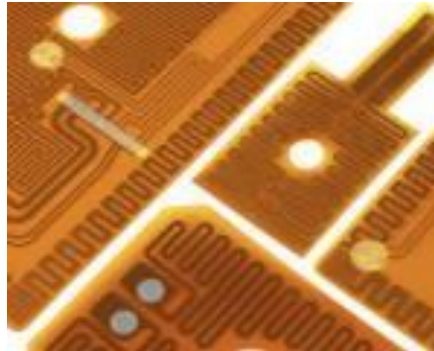
Los sistemas activos necesitan de un suministro de energía para funcionar y se utilizan cuando el satélite requiere una capacidad mayor de generación de calor. Algunos ejemplos de estos sistemas son las bombas de calor y calentadores (o enfriadores). Debido a que estos sistemas son complicados de implementar, solo se utilizan en situaciones donde quede demostrado que el satélite requiere un control que los sistemas pasivos no puedan otorgar. Como misiones en donde se mide temperatura, se ocupan sensores o las baterías son muy delicadas.

El diseño de un sistema de regulación térmica tiene que ser un diseño hecho a la medida del satélite en cuestión, esto se debe a que depende del acomodamiento de los sistemas y de cómo se distribuye el calor entre ellos. En nuestro caso el prototipo de sistema de control térmico tendrá las características de un diseño aplicado en un CubeSat 3U, con el fin de tener un aproximado de cuánta potencia demanda un satélite con estas características.

En [77] se hizo un estudio detallado de un sistema activo y pasivo de un sistema de regulación térmica.

La parte pasiva del sistema de regulación térmica que ellos definieron consiste en dos tipos de superficies, la primera consiste en una capa de aluminio u oro con etileno propileno fluorado cuya intención es absorber el calor más que repelerlo. El segundo tipo de superficie es una capa de teflón y plata para evitar la absorción y mejorar la reflectividad de la superficie.

En cuanto al sistema activo, ellos utilizan calentadores hechos a base de resistencias como los que se muestran en la Figura 70.



*Figura 70 Calentadores típicos utilizados en satélites. [77]*

Para realizar su estimación energética, Chandrashekar basa su diseño en 2 escenarios, un caso caliente y otro frío. En el caso caliente evalúa la energía que requiere el sistema cuando todos los componentes dentro del CubeSat tienen una exposición alta de irradiancia solar, de albedo e infrarrojo terrestre. El caso frío contempla la energía que utiliza el sistema cuando no opera y se encuentra en eclipse.

El escenario en el que más potencia se demanda resulta ser el frío con los sistemas de regulación térmica operando, y su demanda de potencia promedio diaria total fue de 10.7 W. El resultado conjunto de sus pruebas se puede ver en la Tabla 22.

Cabe recalcar que el sistema térmico que utiliza este satélite es sumamente sofisticado y tiene propósitos muy específicos que requerían la precisión y el control que provee un sistema activo de regulación térmica.

Cargas o Subsistemas	Temperaturas requeridas (°C)		Temperaturas calculadas (°C)		Potencia promedio del calentador diaria (W)
	Mínima	Máxima	Mínima	Máxima	
Módulo de Propulsión (CubeProp)	10	50	-8	50	4.7
Detector de Single Events (SEUD)	0	85	20	67	2.4
Módulo de resucitación de bacterias (MOREBAC)	20	30	22	42	2.3
Experimento de pruebas de radiación para exploradores jovianos (RATEX-J)	-20	30	-9	20	-
Experimento para el estudio de carburos de silicio en misiones espaciales (SIC)	-40	105	-12	16	-
Experimento de exploración de rayos X (CUBES)	20	30	-9	18	-
Experimento de pruebas de materiales piezoeléctricos (LEGS)	10	40	-9	18	-
Cámara de Raspberry Pi	0	70	0	23	1.1
Baterías	-5	45	-4	28	0.2
Nota: No se mencionan los sistemas en donde la fuente de calor es cercana y no es necesario aplicar más calor.					

Tabla 22 Temperaturas para el caso frío operacional del CubeSat. Adaptado de [77]

#### 4.5. Presupuesto energético

Determinamos el presupuesto energético a partir de la demanda energética de cada uno de los subsistemas que propusimos para la misión, los cuales podemos ver resumidos en la Tabla 23.

Sistema	Voltaje	Demanda de corriente cuando está activo (mA)	Potencia cuando está activo (mW)
Telecomunicaciones	5V	780	3900
Sistema de control	5V	1603	8015
Carga útil	5V	700	3500
Computadora de abordaje	3.3V	697	2300
Sistema de control térmico	5V	2140	10700
<b>Total</b>		5.92 A	28.415 W

Tabla 23 Demanda de potencia total de los subsistemas más grandes del satélite.

La potencia total requerida es un poco mayor a los 28 W y con esta potencia basta para mantener operando a todos los sistemas considerados, pero para no estar limitados por el presupuesto energético y para que otra gente pueda desarrollar misiones más sofisticadas bajo el estándar 3U, como lo que existe en el estado del arte, se propone un objetivo de demanda de 40 W. De esta manera no solo proponemos un sistema suficientemente apto para el propósito actual, sino que incluso es un sistema competitivo en el mercado actual. Para poder conseguir una potencia de esta magnitud se va a considerar que la superficie de los paneles solares siempre es perpendicular a los rayos solares, es decir, que se cuenta con un sistema de control de orientación lo suficientemente sofisticado para lograr este objetivo.

Otra consideración importante es una buena eficiencia en los paneles, cercana al 30%. Como la irradiancia solar en órbitas terrestres tiene una magnitud de  $1368 \text{ W/m}^2$ , una diferencia en la eficiencia de los paneles puede parecer insignificante, pero 1% en la eficiencia de los paneles representa  $13.7 \text{ W/m}^2$ , lo que justifica la inversión en paneles solares de alta calidad.

Y, por último, el impacto que tiene la temperatura sobre los paneles solares es importante. La energía que puede dar un panel es inversamente proporcional a la temperatura a la que opera. En [78] se explica a detalle el efecto que tiene sobre las conexiones, la eficiencia, el factor de llenado el voltaje y la corriente del panel. En la Figura 71 podemos ver que entre mayor es la temperatura del panel solar, el voltaje que entrega se reduce aproximadamente un 15%, y aunque la corriente incrementa su valor, su cambio es muy muy ligero, provocando que en temperaturas mayores la potencia total también se reduzca. La imagen muestra la caracterización de una celda de silicio de los 25 °C a los 60 °C.

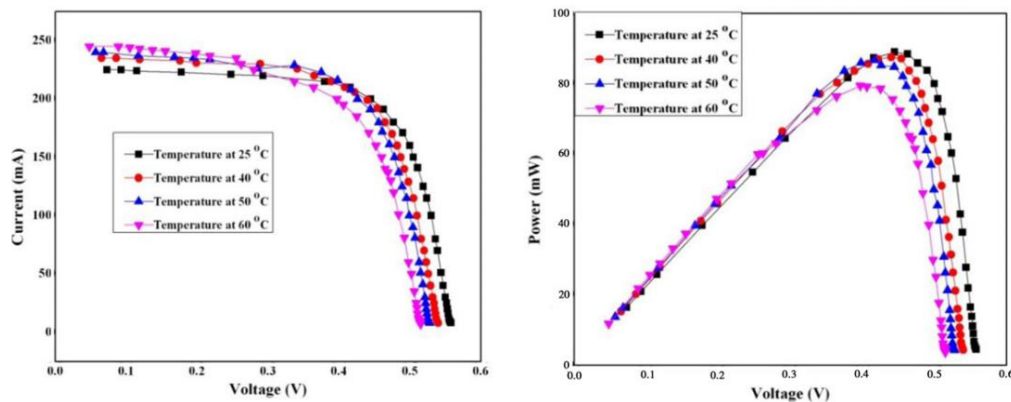


Figura 71 Relación entre la temperatura de un panel solar de arseniuro de galio y su corriente o potencia. [78]

#### 4.6. Régimen energético de las baterías

Necesitamos hacer un análisis hipotético del perfil de carga y descarga de las baterías en una órbita, para saber si el consumo energético resulta sustentable para el sistema durante varias órbitas consecutivas.

Para empezar, ya habíamos visto que la órbita heliosíncrona a 500 km tiene una duración de 90 minutos y en 60 de éstos hay exposición al Sol.

Como habíamos visto en la Tabla 18, 3 o 4 veces al día el satélite es visible a la estación terrena durante un tiempo promedio de 9 minutos. Con el fin de diseñar un sistema de potencia con más capacidad de la requerida para nuestra misión y que pueda utilizarse en otros proyectos, se considerará que el sistema de potencia establece un enlace de telecomunicaciones una vez en cada órbita durante 9 minutos.

<b>Tipo de órbita</b>	Heliosíncrona circular a 500 km de altitud
<b>Duración de la órbita</b>	90 minutos
<b>Tiempo con irradiancia solar disponible</b>	60 minutos
<b>Tiempo en eclipse</b>	30 minutos
<b>Revoluciones por día</b>	16
<b>Cantidad de enlaces con la estación terrena diarios</b>	3 o 4
<b>Tiempo promedio de enlace</b>	9 minutos

*Tabla 24 Tabla con requerimientos de operación con respecto a la órbita.*

Y para nuestro presupuesto, que queremos que no esté limitado para sistemas 3U, vamos a tomar en cuenta los siguientes puntos:

- Se considerará que el sistema de control se encuentra activado mientras hay luz solar. Es decir, está encendido durante sesenta minutos de noventa.
- El sistema de control térmico vamos a considerar que se encuentra activado únicamente en eclipse.
- La computadora de abordo y la carga útil se encuentran operando todo el tiempo.

El análisis anterior da como resultado el perfil que se muestra en la Figura 72.

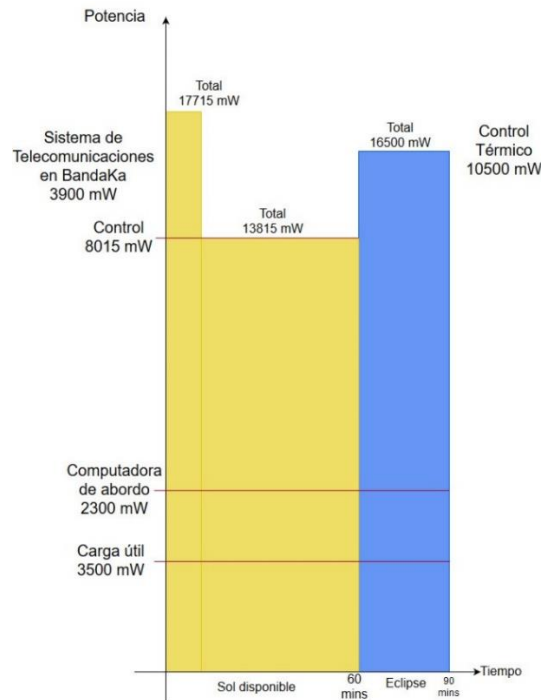


Figura 72 Perfil de cargas del satélite en una órbita.

Conforme al perfil de cargas, sabemos que durante la media hora del eclipse se descargan las baterías a un ritmo de 16500 mW. Esto es un consumo de  $16.5 \text{ W} \cdot 0.5 \text{ h} = 8.25 \text{ Wh}$  de los 40 Wh que las baterías pueden entregar, que representa únicamente 20.6% de la capacidad total de las baterías para las cargas actuales.

El caso que demanda la mayor cantidad de energía ocurre cuando el sistema de telecomunicaciones se encuentra transmitiendo y todos los subsistemas están activos. En este escenario se ocupan 17.715 W de los 40 W disponibles, esto nos deja con 22.875 W disponibles para los otros sistemas. Las baterías de Li-ion se cargan con un voltaje de 4.2 V constantes, lo cual nos da potencia suficiente para cargar la batería con una corriente de 5.44 A.

Esto es equivalente a una carga a 0.425 C, y a este ritmo se podría cargar en 29 minutos el 20.6% consumido por el satélite en eclipse. Si se busca hacer una carga completa con esta corriente, ésta se puede completar en 2 horas, 21 minutos.

Ahora, el caso más extremo: ¿Qué pasa si se consumen 40 W durante el eclipse? Las baterías se descargan 50%. Para cargar de vuelta este consumo se necesita un tiempo de 1 hora 10 minutos, es decir, poco más de una órbita completa, ver Figura 73.

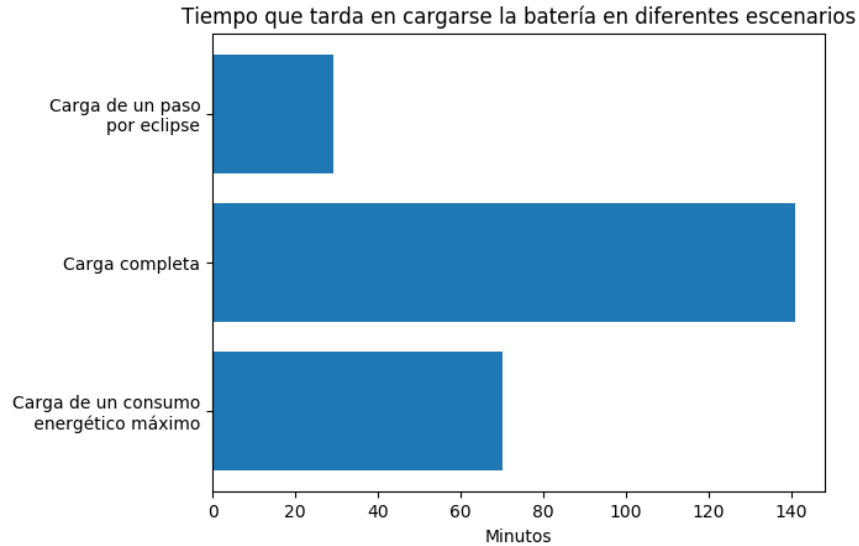


Figura 73 Tiempos requeridos para cargar las baterías.

#### 4.6.1. Requerimientos del sistema de potencia

Para satisfacer los requerimientos que habíamos propuesto previamente en 2.3.4.1 se definirá primero qué es lo que se necesita para cumplir con nuestras expectativas.

- Ofrecer una fuente de energía eléctrica al satélite y a las cargas durante su tiempo útil: Este objetivo se cumple por el hecho de que el sistema de potencia se encargará de convertir la energía solar a energía eléctrica mediante el uso de celdas fotovoltaicas.
- Regular y distribuir energía eléctrica al satélite: La regulación se realiza en el momento en el que se transfiere energía a los cargadores de baterías y posteriormente se dirige a las fuentes conmutadas para su utilización en las cargas.
- Cumplir con la capacidad promedio y máxima de las cargas: El sistema de potencia debe ser capaz de soportar a todos los sistemas funcionando al mismo tiempo o controlar la activación de estos para que nunca haya una sobrecarga que conlleve a alguna falla.
- Proveer convertidores para buses de DC, según se requieran: El sistema de potencia cuenta con salidas de 3.3 V, 5 V y una sin regular.
- Proveer comandos y telemetría para el estatus del SEP: Se incluyen medidores de corriente y potencia en las celdas solares y en las salidas para el monitoreo de la demanda de potencia.
- Proteger a la carga útil de fallos en el SEP: Las salidas del sistema de potencia contarán con protección contra cortos circuitos, voltajes y corrientes elevadas, además de redundancia en el sistema, con el fin de incrementar la confiabilidad del sistema.

- Suprimir los efectos transitorios de voltaje y proteger ante fallas del SEP: Además de la protección para cortos circuitos, el sistema de potencia deberá estar correctamente aterrizado con el chasis del CubeSat.

#### 4.7. Propuesta de diseño del sistema de potencia

Después de todo el análisis que se hizo anteriormente, ahora sí estamos listos para proponer un diseño presentado en diagrama de bloques del sistema de potencia, el cual se presenta en la Figura 74.

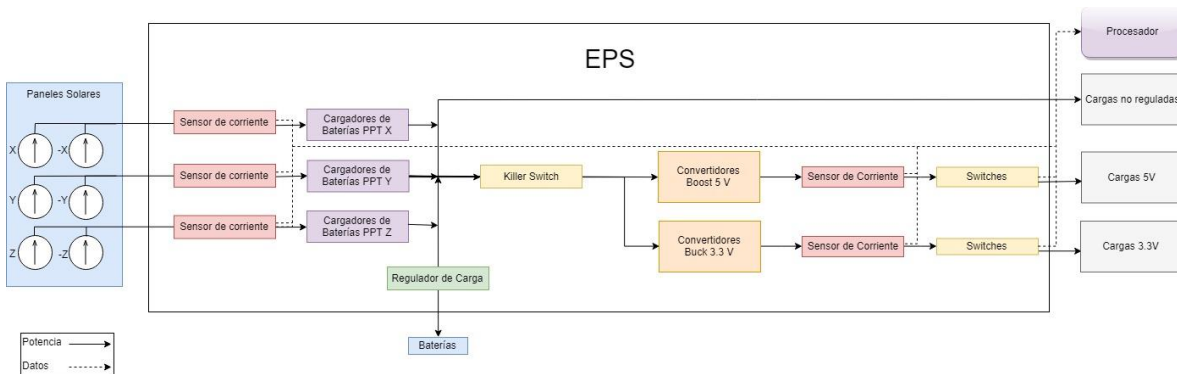


Figura 74 Diagrama de bloques del sistema de potencia.

A continuación, se describirá qué características debe cumplir cada uno de estos bloques, así como los requerimientos que requiere cada uno de ellos para funcionar correctamente en conjunto.

##### 4.7.1. Paneles Solares

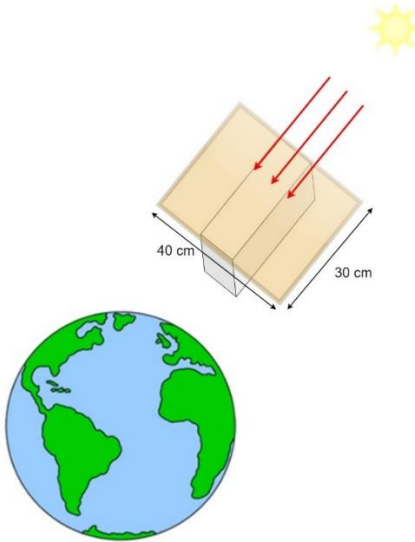
La mejor manera de aprovechar la energía solar usando CubeSats 3U es utilizando paneles solares desplegables y utilizar un sistema de control para que los mantenga en una dirección ortogonal al Sol. Se considerará que los paneles solares están conectados en paralelo y se justificará el uso de paneles con una alta eficiencia a pesar de su costo.

El sistema de potencia va a tener 3 entradas para conectar los paneles solares, aquí los denominamos ejes X, Y y Z. Sin embargo, las orientaciones que pueden tener los paneles solares, las define el usuario. Las tres entradas operan independientemente optimizando así la energía proveniente de cada uno de los arreglos y también para darle al usuario la libertad de poder utilizar cualquier arreglo de 3 superficies de paneles, incluyendo por supuesto, utilizar todos los paneles como una misma cara, simplemente distribuyendo en



tres partes los paneles. La Figura 75 muestra la opción que proponemos para aprovechar el máximo de energía.

El área recomendada para los paneles solares es de 30 cm x 40 cm, ya que con esta superficie cualquier panel con eficiencia energética mayor al 24.3% nos brindará una potencia mayor a los 40 W.



*Figura 75 Propuesta de arreglo de celdas solares.*

#### 4.7.2. Sensores de corriente

El uso de sensores tipo shunt se prefirió sobre los Hall porque no requieren de un núcleo electromagnético, tienen un tamaño muy reducido y la cantidad de componentes que requieren es muy pequeña.

Estos sensores se utilizarán para la medición de las entradas de voltaje provenientes de las celdas solares y las salidas de las fuentes conmutadas.

Las mediciones que realicen los sensores que estén conectados a los paneles solares se utilizan para determinar las caras en las que hay más incidencia solar y posteriormente se pueda utilizar esta información para el control de orientación, los sensores que se encuentran a continuación de las fuentes conmutadas se utilizan para ver la corriente que estas están entregando, de esta manera se puede saber si las fuentes están siendo sub o sobreutilizadas y se pueden apagar o prender subsistemas a partir de esta información.

De esta forma se optimiza aún más la energía que recolecta y utiliza el sistema.

#### 4.7.3. Cargadores de batería

Los cargadores de batería se ponen a continuación de las celdas solares porque son el componente que puede realizar el monitoreo del punto de máxima potencia. Cada bloque que se muestra en Figura 82 de los cargadores de batería puede estar compuesto de uno o varios cargadores conectados en serie o en paralelo, con el fin de conseguir la mayor potencia de los paneles posible.

Como el rango de voltajes de operación de las celdas solares que se utilizan en misiones espaciales se encuentra por debajo de los 5 V (Por celda). La entrada de los cargadores de baterías debe de tener en cuenta este requerimiento.

Estos cargadores tienen que cumplir con el voltaje de carga de las baterías de Li-ion, es decir, su voltaje de salida debe ser igual a los 4.2 V (en el caso en el que no estén conectadas en serie). Las salidas de los cargadores se terminan juntando en el mismo punto del cual también se alimentan las baterías y las fuentes conmutadas.

Estos cargadores de batería deberán soportar los 40 W que se busca que entreguen los paneles solares y la corriente únicamente debe fluir hacia las cargas, nunca debe regresarse hacia los propios cargadores.

#### 4.7.4. Regulador de Carga

Habíamos visto previamente que las baterías no pueden arriesgarse a estar en un voltaje menor a los 3 V. Por lo cual se incluye el regulador de carga de la batería. Este componente está constantemente midiendo el voltaje de las baterías y en caso de que la batería esté por debajo de un nivel crítico (definido por el usuario), el regulador de carga evitará que las baterías continúen descargándose y solo dejará que el flujo de corriente permita que se carguen.

De la misma manera, este regulador de carga evita que las baterías se carguen demasiado para mejorar la vida útil de las baterías y también evitar accidentes.

#### 4.7.5. Baterías

El sistema de potencia está pensado para utilizar tecnologías de Li-ion. La capacidad energética nominal de las baterías estará cerca de los 40 Wh, como habíamos explicado previamente. Se encuentran conectadas en el mismo nodo que las fuentes conmutadas, los cargadores de batería. Por lo tanto, cuando hay baja irradiancia solar y los cargadores entregan un voltaje menor al de las baterías, las baterías empezarán automáticamente a entregar su carga a las fuentes.

La salida sin regular del sistema de potencia también se toma directamente de las baterías.

#### 4.7.6. Killer Switch

Como ya habíamos visto previamente, el Killer Switch es simplemente un requerimiento del estándar CubeSat que establece que el satélite no debe entrar en operación durante el lanzamiento para no intervenir con las telecomunicaciones del cohete lanzador. Los CubeSats deben activarse hasta el momento en el que el P-POD se desprende de ellos. Esto comúnmente se consigue con un sistema de resortes ubicado en los rieles en donde debe ir en el lanzador. En el momento en el que el satélite se desprende, el circuito del switch se abre y permite que se active el sistema de potencia. El botón del switch es como el que se muestra en la Figura 76.



Figura 76 Killer Switch en el eje del lanzador del P-POD. [79]

#### 4.7.7. Convertidores de DC

El voltaje de entrada debe de encontrarse en el rango en el que van a operar las baterías. Si las baterías están conectadas en paralelo, su voltaje oscilará entre los 3 V y los 5 V. Sin embargo, si se encuentran en serie, su intervalo de voltajes se multiplica. Es por esto que es necesario acoplar los rangos de las diferentes fases del sistema de potencia.

Su tarea está en regular el voltaje proveniente de los cargadores y las baterías al voltaje que van a utilizar las cargas, con una eficiencia alta y con el menor ruido posible. Al igual que los cargadores, las fuentes conmutadas también pueden trabajar en serie o en paralelo.

Sus salidas únicamente se miden y se puede regular su grado de utilización mediante los Switches para las cargas, diseñamos un algoritmo para encender y apagar las cargas del sistema con el fin de conectar el máximo número de cargas posible, sin llegar a sobrepasar

la potencia máxima que puede entregar el sistema, de este algoritmo hablaremos más adelante.

Los convertidores de igual manera deben de ser capaces de entregar por lo menos 40 W a las cargas. La distribución entre la potencia que entreguen las fuentes de 3.3 V y las de 5 V se debe realizar tomando en cuenta el tipo de cargas que vayan a utilizar.

#### 4.8. Selección de componentes

Habiendo hecho previamente una investigación y análisis de tanto de los componentes como de las cargas y sistemas que podemos utilizar, ahora podemos seleccionar cuáles son adecuados a nuestro satélite y a cuáles hay que adaptarlos para él.

##### 4.8.1. Cargadores de baterías

El cargador de baterías que se acomoda más a nuestras necesidades es el SPV1040 de STMicroelectronics. Este cargador cumple con nuestras expectativas ya que pueden utilizarse varios circuitos integrados en paralelo o en serie, su voltaje de entrada puede variar entre los 0.3 V y los 5.5 V, realizan el monitoreo del punto de máxima potencia utilizando el algoritmo Perturb & Observe, requiere un inductor que puede ser de montaje superficial y es ampliamente utilizado en el diseño de sistemas de potencia para CubeSats. El voltaje de salida del cargador de baterías abarca de los 2 V a los 5.2 V, para nuestro propósito, vamos a regular el voltaje para que se mantenga alrededor de los 4.2 V que ocupan las baterías.

STMicroelectronics cuenta con un simulador de sus circuitos integrados [84] con el cual uno selecciona alguno de sus dispositivos y a partir de los parámetros de operación que uno desee el sistema se encarga automáticamente de calcular los valores de los capacitores, resistencias e inductores, la salida del circuito, su eficiencia y las pérdidas que generan.

Nosotros hicimos una simulación del circuito con los siguientes parámetros:

<b>Voltaje de entrada</b>	3 ± 20% V
<b>Voltaje de salida</b>	4.2 ± 10% V
<b>Corriente de salida</b>	850 mA
<b>Voltaje de máxima potencia del panel</b>	3 V
<b>Voltaje de circuito abierto del panel</b>	5 V
<b>Corriente máxima potencia del panel</b>	1.2 A
<b>Corriente de panel de cortocircuito</b>	1.8 A

Tabla 25 Parámetros de la simulación de los cargadores de baterías de STMicroelectronics. [80]



Welcome, artvel\_0412 my.st.com | My Preferences  
Photovoltaic Design: \*UNTITLED

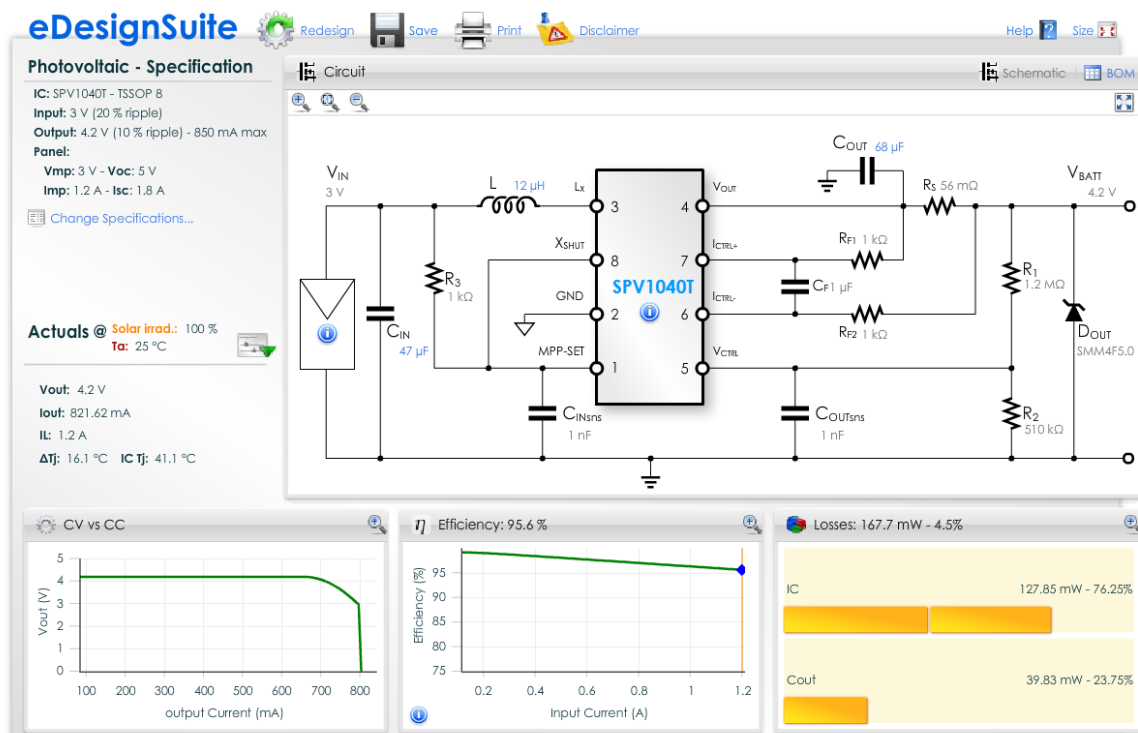


Figura 77 Esquemático e información sobre la potencia del circuito integrado simulado en el eDesignSuite. [52]

De los resultados uno puede notar que la eficiencia del cargador de baterías es siempre superior al 95%, las pérdidas son de aproximadamente 167.7 mW, de los cuales el 76.25% se dan en el circuito integrado y 23.75% son del capacitor de la salida.

#### 4.8.2. Medidores de corriente

Existen circuitos integrados que miden corriente basándose en la ley de Ohm. Si se conoce el valor de la resistencia y el voltaje que hay en sus extremos, uno puede determinar cuál es la corriente que pasa a través de esa resistencia, conocida como resistencia shunt. Se busca que el valor de la resistencia sea lo más bajo posible para reducir el consumo de potencia en las mediciones.

Los medidores de corriente INA226 aprovechan este principio, son medidores bidireccionales de corriente, voltaje y potencia compatibles con la comunicación serial síncrona I2C [84]. Se escogieron por su bajo consumo de potencia, con un consumo de corriente típico de 330  $\mu$ A, el rango de voltajes de operación de 2.7 a 5.5 V, los rangos de temperaturas que alcanza, de -40°C a 125°C.

Este medidor puede soportar corrientes de hasta 20 A, dependiendo del valor de la resistencia shunt utilizada, en nuestro caso utilizaremos una resistencia de 0.3 m $\Omega$  y, por último, la comunicación I2C nos sirve para obtener telemetría de corriente.

Tanto la corriente proveniente de los paneles solares, como la corriente de la carga de las baterías y la salida de los buses regulados llevarán medidores de corriente.

#### 4.8.3. Baterías

Se utilizarán baterías de Li-ion. Esto se debe a que estas baterías tienen un potencial electroquímico muy alto y la densidad energética más alta. El voltaje de salida que pueden alcanzar estas baterías permite no utilizar arreglos en serie para proporcionar el nivel de alimentación que las fuentes conmutadas necesitan para operar. Su vida útil es la más prolongada de entre los demás tipos de baterías, hay algunas que soportan hasta 2000 ciclos [85]. Retienen la carga durante más tiempo que las demás tecnologías. Y no sufren de memoria, el efecto que provoca que las baterías se vayan desgastando por los hábitos de carga y descarga que tienen. [34]

Se decidió usar las baterías NCR18650B de Panasonic [86]. Se trata de pilas de Li-ion con capacidad de 3200 mAh y capacidad energética de 11.52 Wh. Unas de sus mejores características son su gran capacidad energética en un volumen reducido, que pueden descargarse a un ritmo elevado (hasta 2C) y además cuentan con aislamiento térmico y resistencia eléctrica alta que evitan que se caliente fácilmente.

Usaremos 4 pilas en paralelo para alcanzar 46.08 Wh, una capacidad mucho mayor a la que establecimos en el requerimiento.

Comúnmente estas baterías se cargan con un voltaje regulado de 4.2 V y tienen el comportamiento que se puede apreciar en la Figura 83.

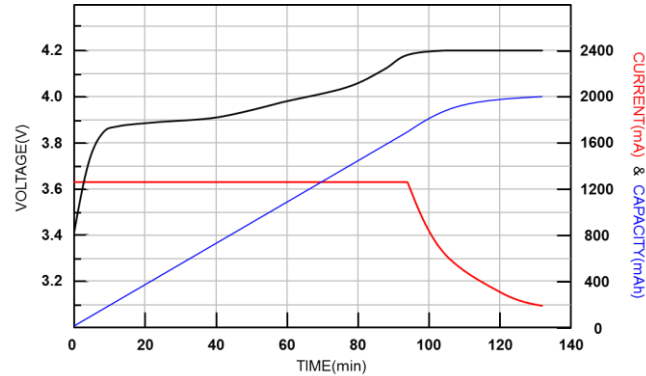


Figura 78 Curvas características de carga de las baterías de Li-ion. [81]

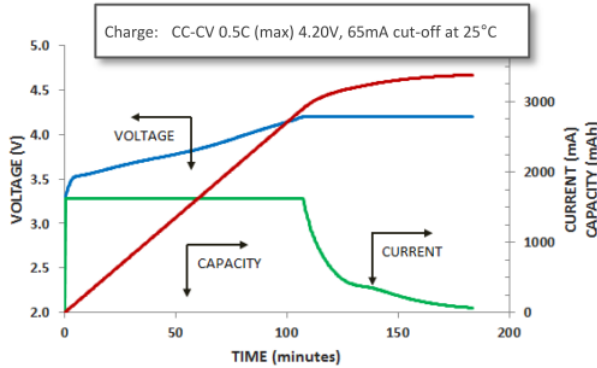
El voltaje incrementa hasta llegar a su valor constante de 4.2 V y la corriente mantiene un valor constante hasta que el voltaje alcanza su valor máximo y la corriente empieza a disminuir.



Figura 79 Batería Panasonic NCR18650B. [81]

En la Figura 80 se pueden ver las curvas de carga y descarga de las baterías. El fabricante indica que la carga se debe realizar máximo a una corriente de 0.5 C, 1600 mA por batería, lo que permite tener una carga completa en 2 horas. Y el ritmo de descarga puede ser hasta con una corriente de 2 C por un periodo de media hora, esto son 6.4 A por batería.

### Charge Characteristics



### Discharge Characteristics (by rate of discharge)

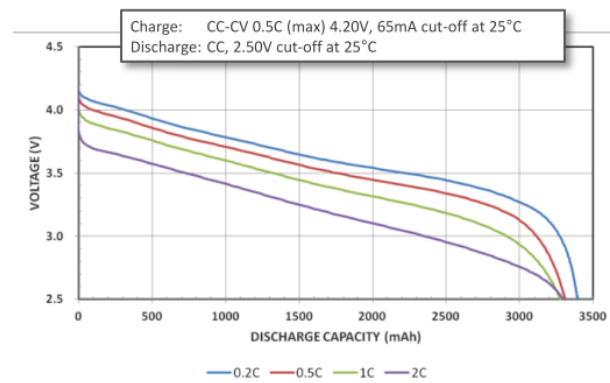


Figura 80 Curvas de carga y descarga características de las pilas. [81]

#### 4.8.4. Conexiones

Como ya habíamos dicho antes, el voltaje nominal de las baterías de Li-ion se encuentra alrededor de los 3.6 V, para cargarlas se ocupan 4.2 V y se busca que nuestro sistema de potencia tenga salidas de 3.3 V y 5 V.

Conviene poner las pilas en paralelo porque el voltaje de salida coincide perfectamente con los rangos de voltaje de entrada que tienen las fuentes conmutadas vistas en el estado del arte. De esta manera, podemos utilizar las baterías directamente sin tener que subir o bajar el voltaje para que los dos circuitos sean compatibles fácilmente. Además, utilizar las baterías en paralelo incrementa la fiabilidad del sistema porque si se daña alguna de estas baterías, las demás baterías permiten continuar todavía pueden soportar la operación.

Para que el bus de baterías soporte la carga y la descarga a un ritmo de 40 W con un voltaje promedio de 3.6 V, el grosor del bus debe soportar una corriente de 11.11 A. Para calcular el grosor de las pistas de la placa impresa nos basamos en la calculadora en línea de Advanced Circuits 4 PCB [82]. Esta calculadora utiliza las siguientes fórmulas para el cálculo del área de disipación y el grosor de las pistas:

$$\text{Área}[\text{mils}^2] = \frac{I[\text{A}]}{(k \cdot \Delta T[^\circ\text{C}]^b)^c},$$

$$\text{Ancho}[\text{mils}] = \frac{\text{Área}[\text{mils}^2]}{\text{grosor}[\text{oz}] \cdot 1.378[\text{mils}/\text{oz}]}$$

Donde:

- I es la corriente en amperes,
- k, b y c son constantes propias que dan los fabricantes de las placas del standard IPC-2221.



[82] aclara que estas ecuaciones se utilizan en la industria y que podrían no ser útiles en todos los casos. Pero para nuestros propósitos podemos hacer una buena aproximación si utilizamos los valores parecidos a nuestro entorno en el vacío.

Los valores de  $k$ ,  $b$  y  $c$  en las capas internas de la placa son:  $k = 0.024$ ,  $b = 0.44$ ,  $c = 0.725$ . Se utilizan los valores de las capas internas porque el calor dentro de la placa es difícil de disipar, prácticamente igual que si el vacío fuera el medio en el que se encuentran las pistas. Con los valores de estas constantes y un incremento en la temperatura de  $10\text{ }^\circ\text{C}$ , tenemos que el resultado debe de ser utilizar pistas internas con un grosor de  $10.7\text{ mm}$ .

En la Figura 81 se muestran los resultados de la calculadora.

Inputs:		
Current	11	Amps
Thickness	2	oz/ft <sup>2</sup> ▾
Optional Inputs:		
Temperature Rise	10	Deg C ▾
Ambient Temperature	25	Deg C ▾
Trace Length	1	inch ▾
Results for Internal Layers:		
Required Trace Width	10.7	mm ▾
Resistance	0.000601	Ohms
Voltage Drop	0.00661	Volts
Power Loss	0.0727	Watts
Results for External Layers in Air:		
Required Trace Width	4.10	mm ▾
Resistance	0.00156	Ohms
Voltage Drop	0.0172	Volts
Power Loss	0.189	Watts

Figura 81 Resultados de la calculadora en línea de Advanced Circuits 4 PCB. [82]

#### 4.8.5. Convertidores de voltaje

Las conexiones para las baterías serán en paralelo como se acaba de justificar y por eso el rango de valores de entrada de las fuentes conmutadas tiene que contener al intervalo en el que operan las baterías. Este rango abarca de los  $3\text{ V}$  a los  $4.2\text{ V}$ . A partir de este voltaje, las fuentes lo regulan y lo entregan a  $3.3\text{ V}$  y a  $5\text{ V}$ .

En el estado del arte, se encontraron los convertidores reductores-elevadores TPS6300X, sin embargo, se encontró un diseño de la misma familia que permite corrientes de salida de hasta  $4\text{ A}$ . Estos son los convertidores reductores-elevadores TPS6302X de Texas Instruments con voltaje de salida programable y su voltaje de salida puede servirnos tanto para la los  $3.3\text{ V}$  como los  $5\text{ V}$ .

Para satisfacer la demanda de  $40\text{ W}$ , se pretende utilizar varios de estos circuitos en paralelo o independientemente. Se elige la cantidad dependiendo de las cargas que demande el sistema definitivo y el número de cargas que ocupan voltaje de  $3.3\text{ V}$  y de  $5\text{ V}$ .

En la Figura 83 se puede ver la eficiencia que tiene el circuito integrado TPS6302X en función de la corriente de salida y dependiendo del voltaje que hay a la entrada.

Texas Instruments garantiza una corriente de 3 A cuando el voltaje de entrada es de al menos 3.3 V en modo Buck y más de 2 A con voltaje de entrada de 3.3 V en modo Boost. A diferencia del TPS63000, este circuito conmuta a una frecuencia de 2.4 MHz. El rango de temperaturas en el que opera es el mismo, de  $-40^{\circ}\text{C}$  a  $85^{\circ}\text{C}$ . También tiene protección contra temperaturas elevadas, sobrevoltaje y cortocircuito.

Para poder calcular cuánta potencia puede entregar un solo circuito integrado TPS63020, vamos a utilizar la curva de corriente máxima en función al voltaje de entrada que tenemos en la Figura 82Figura 83. En la gráfica izquierda se muestran las curvas con voltaje de salida de 4.5 V (negra) y de 2.5 V (azul), nosotros vamos a ocupar la de 4.5 V para aproximar el convertidor que necesitamos con salida de 5 V. Y podemos ver que, para la curva negra, con un voltaje de entrada igual al voltaje de carga de los cargadores de baterías (4.2 V), tenemos una corriente de salida de aproximadamente 2.3 A por circuito integrado. Haciendo el producto de voltaje por corriente, tenemos que la potencia corresponde a 9.9 W.

Para la otra salida regulada de voltaje de 3.3 V podemos utilizar la parte derecha de la Figura 82. Donde al ocupar un voltaje de entrada de 4.2 V es posible llegar a una corriente máxima de salida de 3.8 A, resultando en una potencia de 12.54 W.

Proponemos utilizar tres fuentes de salidas de 3.3 V y otras tres para 5 V. Sumando una potencia total máxima de 67.32 W.

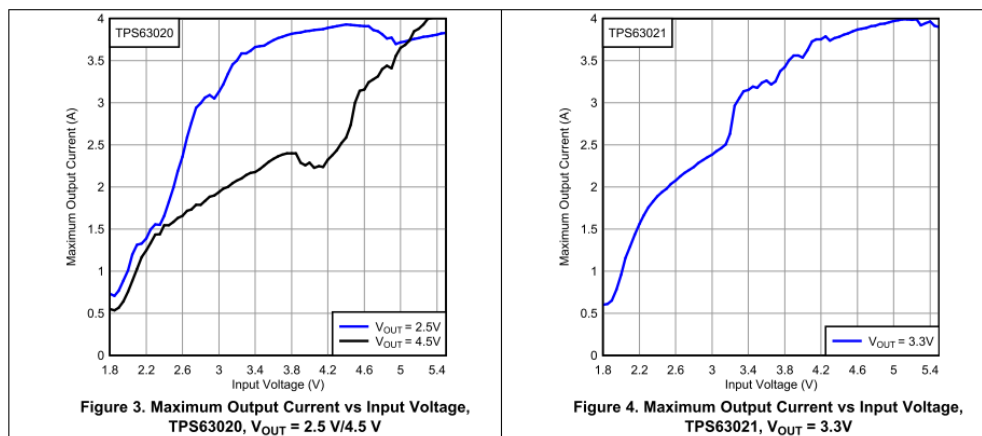


Figura 82 Máxima corriente de salida contra voltajes de entrada del TPS63020. [83]

Las fuentes TPS63020 tienen una eficiencia bastante alta, que puede llegar hasta el 92% aproximadamente como se puede ver en la Figura 83 cuando la corriente está alrededor de los 400 mA.

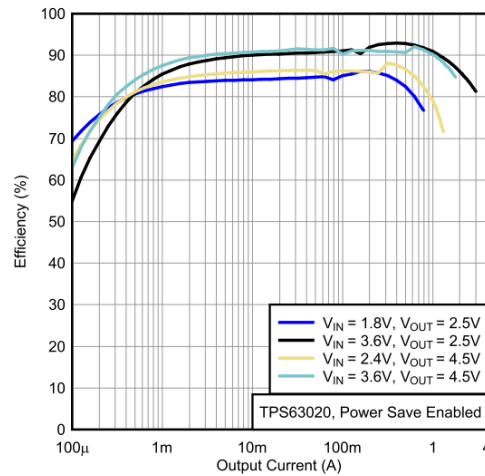


Figura 83 Curvas de eficiencia en función de la corriente de salida. [83]

En WEBENCH Power Designer de Texas se puede simular el circuito para obtener un diseño más personalizado a nuestro proyecto. El simulador además también nos da los valores de los componentes con las siguientes especificaciones:

- Voltaje de entrada: 3 V - 4.2 V
- Voltaje de salida: 5 V
- Corriente de salida: 1.8 A (El circuito soporta más, sin embargo, la simulación no nos permite utilizar más.)
- Temperatura: 30 °C (Porque el simulador no permitía temperaturas más altas)

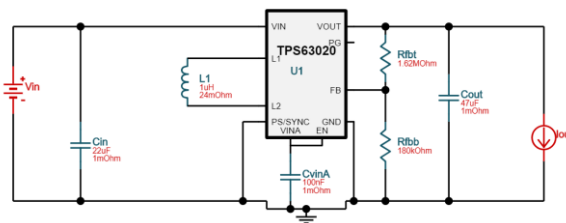


Figura 84 Circuito típico de aplicación del TPS63020. [84]

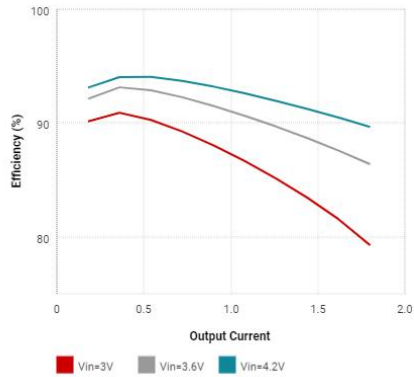


Figura 85 Corriente de salida contra eficiencia del TPS63020. [84]

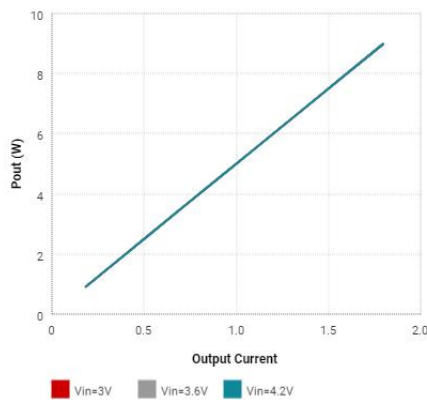


Figura 86 Corriente de salida contra potencia del TPS63020. [84].

Y el simulador también nos provee un ejemplo del circuito impreso como el que necesita el integrado para funcionar correctamente. El aspecto más importante por tomar en cuenta de este circuito impreso es el tamaño de las pistas de la entrada y la salida. Se busca hacerlas del tamaño más grande posibles para disminuir el riesgo de que las pistas sufran por exceso de calor, incluso en el dibujo se puede apreciar que son prácticamente rectángulos para que sean lo más amplias posibles.

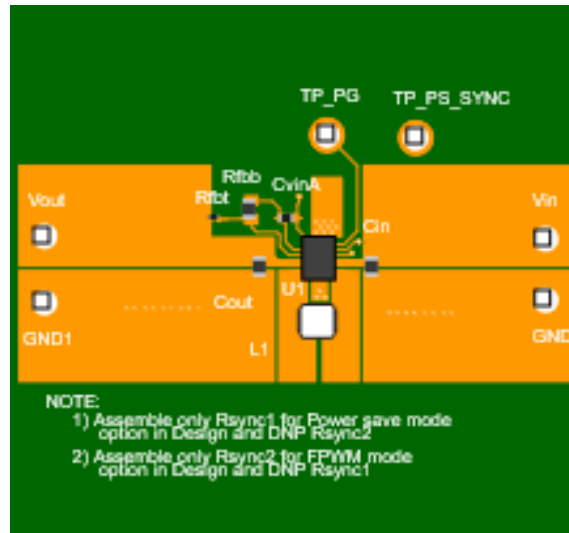


Figura 87 Circuito impreso para el circuito integrado TPS63020 recomendado. [84]

La diferencia entre el circuito TPS63020 cuando la salida es de 5V o de 3.3V radica únicamente en los valores de resistencias de realimentación Rfbt y Rfbb, el resto de los componentes tienen valores iguales.

#### 4.9. Restricciones de temperatura

En este fragmento se resumirán las temperaturas de operación únicamente de los componentes que pertenecen al sistema de potencia.

Casi siempre lo más delicado en el sistema de potencia son las baterías, por su composición química. Y es posible que las baterías puedan operar un poco fuera de estos rangos, pero esto disminuye su vida útil.

Para el diseño y la selección de componentes es necesario tomar en cuenta que tengan protección para temperaturas altas y en el caso de los cargadores de baterías, usar un sistema de regulación térmica, desactivarlos o limitar la corriente que utilizan.

Componentes	Temperatura Mínima (°C)	Temperatura Máxima (°C)
Baterías (Carga)	0	45
Baterías (Descarga)	-20	60
TPS63020	-40	85
SPV1040	-40	125
INA226	-60	150

Tabla 26 Rangos de temperaturas de los componentes seleccionados.

#### 4.10. Potencia máxima de cada etapa del proyecto

Habiendo visto previamente cuál es la capacidad que tienen todos los componentes, podemos pasar a mostrar cuál es la capacidad total del sistema, de esta manera, podemos asegurar que entre las etapas del sistema de potencia siempre se pueda aprovechar el máximo que los sistemas puedan dar y de esta forma determinar si la potencia que es capaz de entregar nuestro sistema es suficiente para la aplicación.

Cada cargador de baterías SPV1040 puede entregar una potencia máxima de 3.57 W, por lo que podemos conseguir una potencia de 47.48 W utilizando 15 cargadores de baterías a una eficiencia del 95%.

Ya habíamos visto previamente que las baterías podían descargarse a un ritmo de 2C, significa que en su tasa máxima de descarga la potencia que son capaces de entregar puede llegar hasta 93.6 W. Sin embargo, hay muchas limitaciones físicas para que las baterías puedan descargarse tan rápido en el sistema.

Una de estas limitaciones es la temperatura, las baterías operan correctamente en un rango muy limitado de temperatura y fuera de este rango, pueden llegarse a dañar si se les demanda una corriente muy alta.

Para que las baterías puedan descargarse a ritmos muy altos, es decir, superiores a los 50 W, necesitamos que haya un ancho de pistas mínimo de 45.2 mm utilizando un grosor de placa de 2 oz/ft<sup>2</sup> [82] a una temperatura de 0 °C.

Por esta razón proponemos que las baterías solamente puedan descargarse hasta los 50 W.

Este presupuesto energético supera al esperado en un 25% y para un CubeSat 3U convencional esta energía resulta ser más que suficiente.

En la Figura 88 podemos ver un diagrama de la potencia máxima que puede entregar cada uno de los sistemas considerando sus eficiencias.

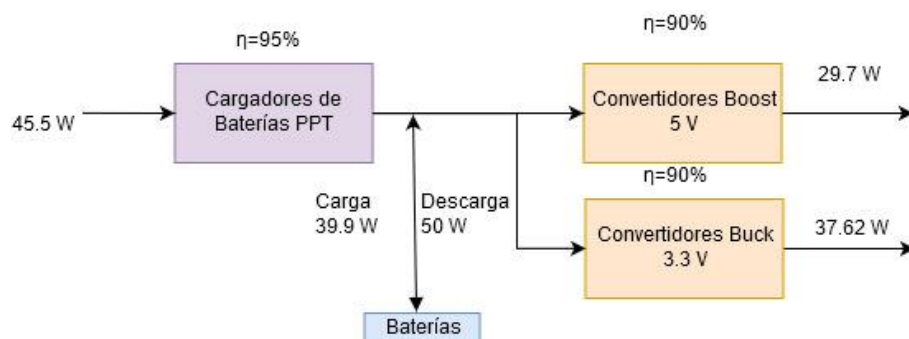


Figura 88 Potencia máxima que pueden entregar las etapas del Sistema de Potencia.

#### 4.11. Circuito Completo

Un diagrama del sistema de potencia completo se puede ver en la Figura 89. Este sistema se construye replicando los circuitos integrados del prototipo y ajustándolo a las necesidades de la misión en cuestión.

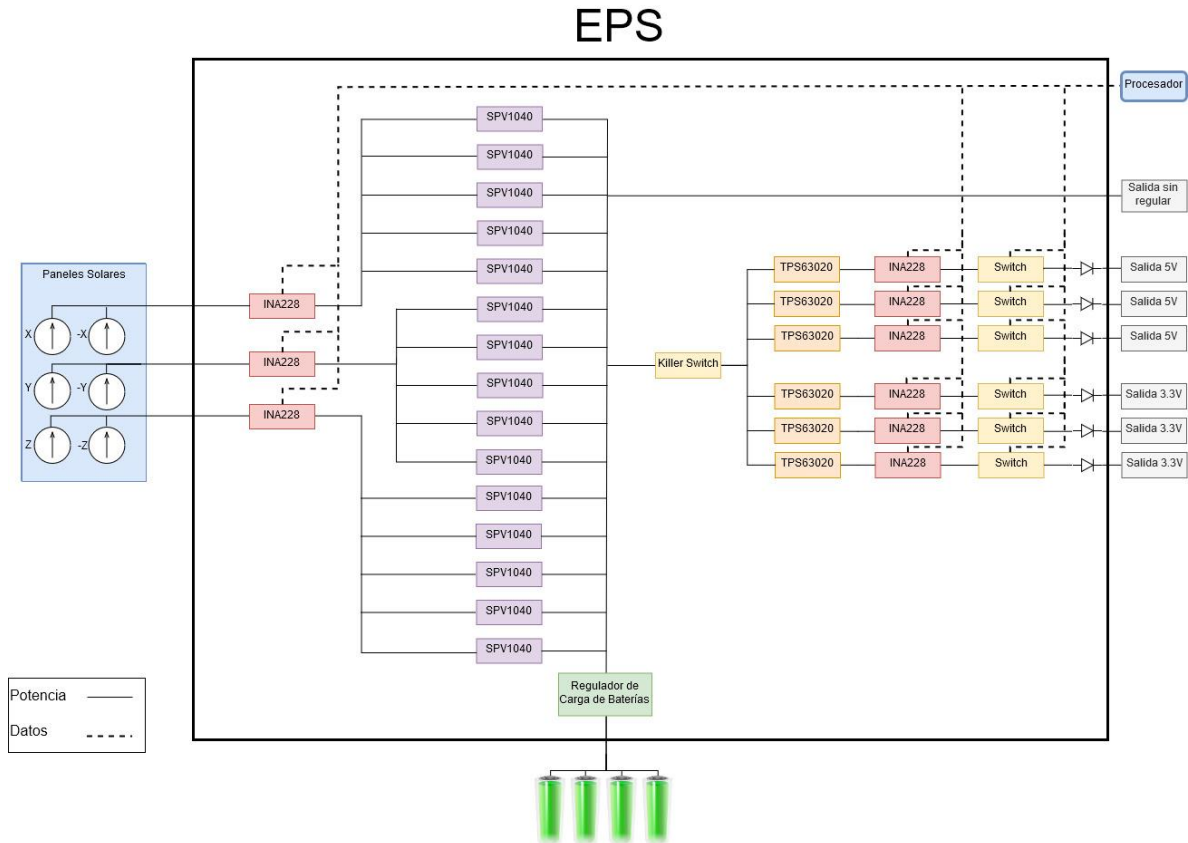


Figura 89 Diagrama completo del sistema de potencia.

Hay tres entradas de paneles solares, cada una de ellas cuenta con su medidor de corriente seguidos de cinco cargadores de baterías, los cuales le permiten tener la independencia que buscamos entre los arreglos de celdas solares, la potencia que buscamos conseguir y la redundancia que necesita el sistema de potencia.

La potencia que se recolecta de los cargadores de baterías se concentra y luego se distribuye al bus de baterías y a los convertidores de voltaje.

El sistema de potencia puede ser construido a la medida a partir de las necesidades que requiere la misión en cuestión, por eso no es necesario tener únicamente salidas de 5V y de 3 V. En este ejemplo, utilizamos tres convertidores para cada voltaje. También cuentan con su medidor de corriente, su switch y un diodo. El diodo nos sirve para decidir si uno quiere tener más corriente en las salidas o simplemente para tener más salidas independientes.

El bus de datos utilizará comunicación vía I2C y esto nos permite concentrar los buses en uno solo y conectarlos.

Y el regulador de carga de baterías tiene la función de mantener los voltajes de las baterías dentro su rango de operación, como habíamos dicho previamente.

#### 4.12. Algoritmo de control de cargas

Para que el sistema de potencia no se quede nunca con las baterías descargadas es necesario un control de cargas que distribuya la energía que requieran los sistemas requieren energía y también determinar qué sistemas pueden ser apagados. Este control lo ejecuta un microprocesador, el cual usualmente en los CubeSat reside en el Sistema de Comando y Manejo de Información de a bordo. Nosotros proponemos un algoritmo para que el microprocesador controle los switches incluidos en el sistema de potencia.

Para mantener la mayor cantidad de circuitos encendidos al mismo tiempo y también para evitar no exceder la capacidad del sistema se propone que el procesador tenga un previo conocimiento de las cargas, con el fin de que pueda decidir cuáles son las cargas imprescindibles y cuánta energía demandan las diferentes cargas.

En la Figura 90 se muestra cómo opera el algoritmo de control de cargas que se explica a continuación.

Entonces el procesador podrá ir encendiendo las cargas con una jerarquía de pila. Los primeros elementos de la pila son las cargas imprescindibles, como lo son el mismo procesador, los sistemas de telemetría y los sistemas de orientación. Posteriormente se encienden las demás cargas que van entrando de la más importante a la menos importante, según lo defina el usuario.

Usando los medidores de potencia que estarán incluidos en el sistema de potencia, el procesador deberá poder determinar si el sistema todavía puede soportar más cargas o si debe de ir las retirando. El procesador irá retirando las cargas con respecto al orden con el que fueron agregadas, dejando las cargas menos recientes al final.

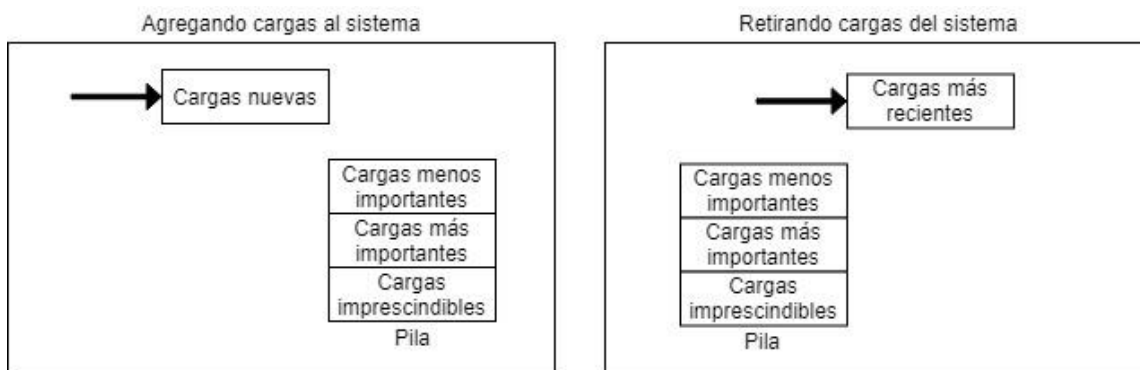


Figura 90 Operación del algoritmo de control de cargas.



# Capítulo 5. Pruebas

## 5.1. Descripción general del prototipo

Para realizar las pruebas del circuito que se propone en el capítulo previo se construyó un prototipo que consiste en el sistema que se muestra en la Figura 91.

El sistema de potencia va a ser un sistema modular que está hecho a partir del prototipo que proponemos. El prototipo cuenta con los circuitos y componentes mínimos para poder realizar las funciones eléctricas básicas que se requieren del sistema de potencia completo. Si usamos varios de estos módulos para construir el sistema de potencia podemos alcanzar la potencia deseada y tener el número de salidas requeridas.

El prototipo cumple con las funciones básicas que el sistema de potencia, las cuales son:

- Operar en el punto de máxima potencia del panel solar.
- Regular la carga de la batería.
- Obtener un voltaje constante en la salida con la batería o con el panel solar.

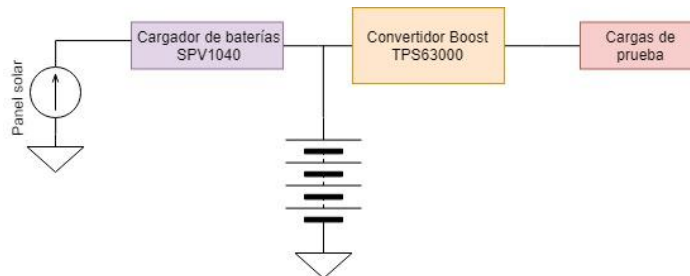


Figura 91 Diagrama del prototipo del Sistema de Potencia.

## 5.2. Construcción del prototipo

Como resultados de la selección para cubrir los requerimientos de diseño, se tienen los siguientes componentes que se utilizaron para la construcción de la PCB del prototipo:

Subsistema	Cantidad	Nombre del componente	Valor
Cargador de baterías	1	SPV1040	
	1	Inductor	10 $\mu$ F
	1	Resistencia Shunt	10 m $\Omega$
	7	Resistencias SMD	Varios
	5	Capacitores SMD	Varios
Fuente conmutada	1	TPS63000	
	1	Inductor	10 $\mu$ F
	3	Capacitores Electrolíticos	Varios
	1	Resistencia SMD	100 $\Omega$
<b>Total de Componentes</b>	<b>21</b>		

Tabla 27 Componentes utilizados en el prototipo.

La placa fue diseñada en Altium Designer, se muestra en la Figura 93 y tiene dimensiones de 48.5 mm x 32.9 mm. Es importante recalcar que en el medio ambiente espacial no se pueden utilizar capacitores electrolíticos debido a que explotan en el vacío. Por supuesto que este prototipo no será lanzado al espacio, por lo cual podemos utilizar este tipo de componentes sin problema.

La construcción del prototipo se hizo considerando los valores de los componentes necesarios para cumplir los siguientes objetivos:

- Voltaje de carga de baterías igual a 4.2 V.
- Cargar una batería de Li-ion.
- Salida de voltaje igual a 5 V.
- Corriente máxima de salida de mínimo 1 A.
- Operación en el punto de máxima potencia del panel.

Para que los circuitos cargadores de baterías entreguen un voltaje de salida de 4.2 V se tienen que usar los valores que obtuvimos en la simulación que mostramos en la Figura 77. Las resistencias funcionan como un divisor de voltaje que sirve como realimentación al sistema para obtener el voltaje adecuado en la salida. Para más detalles, uno puede consultar la hoja de especificaciones del SPV1040 [26].

La corriente máxima que puede entregar el cargador de baterías al inductor es de 1.8 A. Una vez que se alcanza esta intensidad de corriente, el mismo circuito integrado limita la corriente que puede llegar a quemarlo.

Como ya mencionamos anteriormente, el SPV1040 ya ejecuta el algoritmo Perturb & Observe para operar en el punto de máxima potencia del panel.

El convertidor Buck tiene la tarea de entregar un voltaje de 5 V si el voltaje de entrada es mayor a los 1.8 V, al igual que el cargador de baterías, el convertidor necesita un divisor de voltaje para indicarle que el voltaje de salida se regule a 5 V.

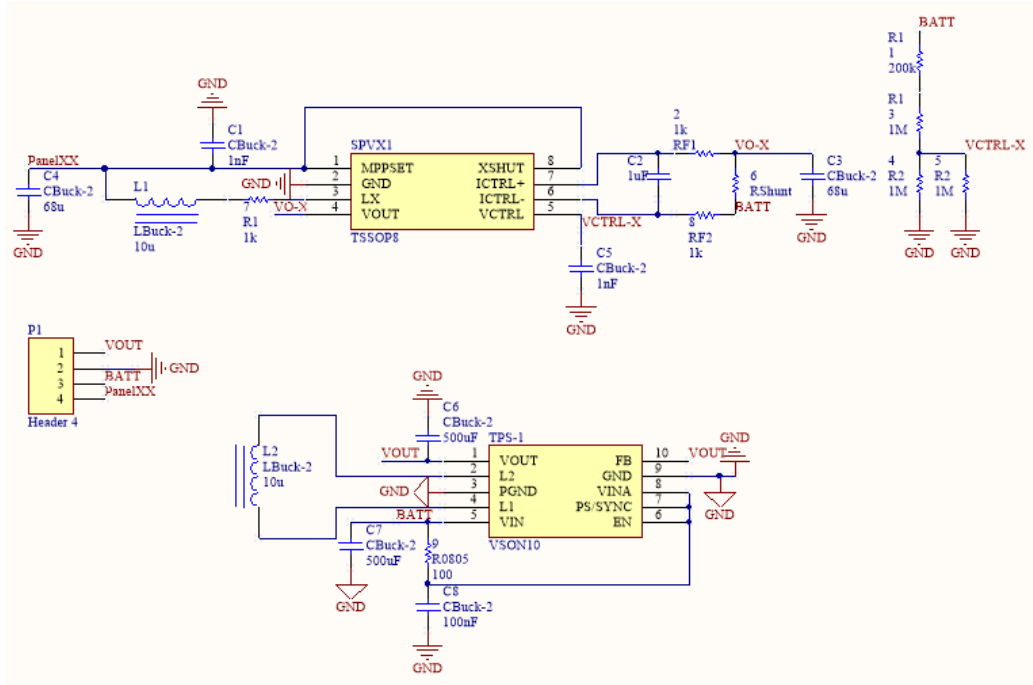


Figura 92 Esquemático del prototipo, hecho en Altium Designer.

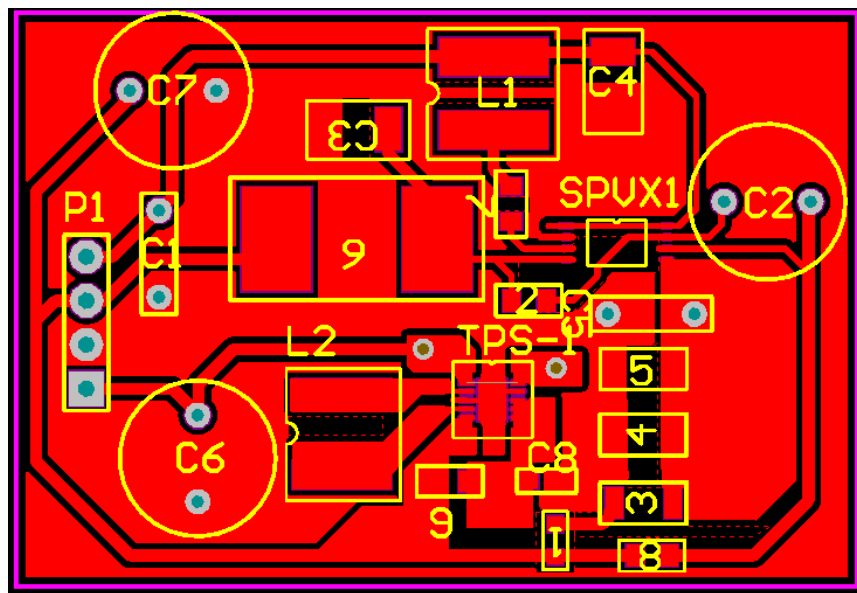


Figura 93 PCB diseñada para las pruebas del prototipo en Altium Designer.

El esquemático del prototipo listo para pruebas se muestra en la Figura 92. Es importante mencionar que los capacitores electrolíticos no deben ser utilizados en sistemas espaciales debido a que explotan cuando se someten al vacío. Sin embargo, el prototipo, al estar sometido a un ambiente de laboratorio, no corre ningún peligro y posteriormente se deberán utilizar los capacitores adecuados para la misión. En la Tabla 2 habíamos indicado previamente algunos tipos de capacitores que pueden ser útiles.

### 5.3. Pruebas

Las siguientes pruebas se realizaron en el circuito:

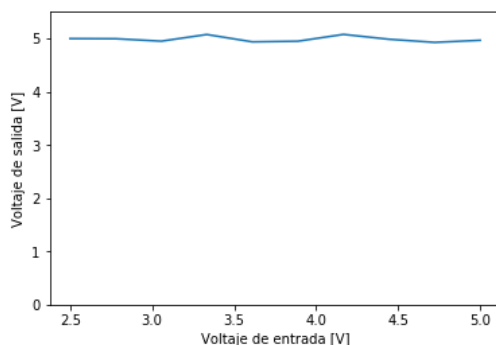
- Regulación de voltaje
- Corriente máxima
- Carga de baterías

#### 5.3.1. Prueba de regulación de voltaje

Para verificar que el prototipo pudiera operar a diferentes niveles de irradiancia con el panel se utilizó el instrumento de medición de nuestro compañero del Laboratorio de Instrumentación Electrónica de Sistemas Espaciales. Este instrumento consiste en sistema de control automático para un simulador solar [85], con el cual nosotros podemos conseguir un escenario de irradiancia luminosa similar al que sería presente en un ambiente espacial.

La prueba consistía en medir el nivel de voltaje en la entrada y en la salida a partir del nivel de irradiancia que había presente en el panel solar.

Los resultados son los siguientes:



*Figura 94 Respuesta del sistema de potencia con diferentes valores de entrada.*

El voltaje mínimo con el que pudimos obtener una salida regulada de 5 V en el sistema de potencia fue alrededor de los 1.8 V. Como se puede ver en la Figura 94, la respuesta fue muy lineal con desviaciones menores a los 5 mV. Utilizamos el rango de los 2.5 V a los 5 V

porque las baterías y las celdas fotovoltaicas siempre se deberán encontrar dentro de este intervalo.

### 5.3.2. Prueba de corriente

Realizamos dos pruebas de corriente sobre el sistema. Una trataba de medir la salida utilizando varias pruebas de carga.

La segunda prueba consistió en medir cuánta corriente y voltaje podía soportar el sistema antes de desactivarse o quemarse.

La prueba de cargas entregó los resultados que podemos ver en la Figura 95. La curva que obtuvimos a partir de la medición fue comparada contra la curva que debería dar, considerando que teníamos un voltaje constante de 5 V.

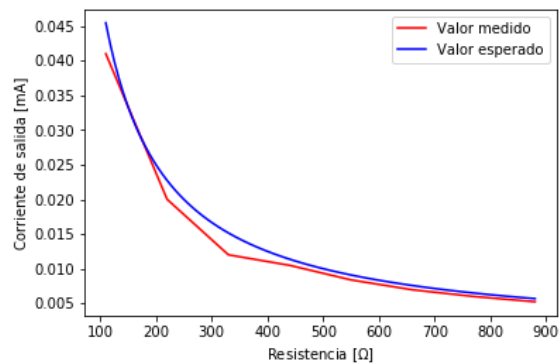


Figura 95 Corriente de salida en función de la resistencia en la salida.

Para la otra prueba obtuvimos que el voltaje máximo de entrada se encuentra cercano a los 8 V, si se pasa este nivel y se mantiene durante unos segundos, el circuito cargador de baterías se quema, sin embargo, si el nivel de voltaje no se mantiene el circuito todavía puede mantenerse funcionando.

En cuanto a la corriente máxima de salida, el circuito pudo entregarnos corrientes de hasta 900 mA a 5 V sin problemas, por encima de este nivel el sistema se desactivó.

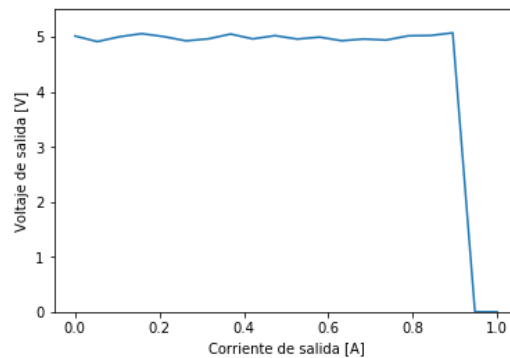


Figura 96 Corriente máxima de salida del TPS63000.

En la Figura 97 podemos ver el voltaje presente en el inductor del cargador de baterías. El ciclo de trabajo que tiene esta señal es el que varía para encontrar el punto de máxima potencia en el Perturb and Observe.



Figura 97 Ciclo de trabajo del cargador de baterías.

### 5.3.3. Pruebas de carga de baterías

El voltaje de salida del SPV1040 es variable dependiendo de dónde se ubique el punto de máxima potencia del panel, sin embargo, la potencia que nos entregó el circuito integrado fue suficiente para poder cargar una batería NCR18650B a un ritmo de 0.2 C.

Se comprobó que el prototipo pudiera operar con las celdas solares y/o con las baterías. Como el bus que se utiliza es el mismo no tenemos problema al hacer el cambio entre fuentes de energía.

#### 5.4. Resultados

Los resultados en general fueron satisfactorios, a continuación se darán detalles sobre los resultados de cada uno de los subsistemas del sistema eléctrico de potencia:

##### 5.4.1. Celdas solares

El sistema de potencia se encuentra activo con un rango extenso de irradiancia sobre las celdas solares.

El sistema completo, al incluir varios de los módulos prototipos podrá tener varias entradas de celdas solares como habíamos aclarado previamente, donde recomendamos que sean mínimo 3.

La comparación entre la expectativa y la operación real de las celdas solares y su comportamiento con el sistema de potencia fue satisfactoria.

##### 5.4.2. Baterías

Se logró utilizar el sistema con la batería o con celdas solares como fuente. Los convertidores TPS6302X no pueden soportar varias baterías en serie, por su voltaje de entrada limitado, sin embargo, funcionan perfectamente con una y podemos utilizar más en paralelo.

El cargador de baterías que incluía el prototipo puede cargar una batería en 5 horas trabajando a su capacidad máxima porque el circuito alcanzó fácilmente una corriente de 800 mA a 4.2 V.

Si el satélite que use este sistema de potencia va a utilizar las baterías no cuenta con sistema térmico, se debe de realizar una prueba de las baterías operando en el rango de temperaturas y cuál es el impacto que tiene sobre ellas. Si se tiene un sistema activo de regulación térmica es necesario saber cuánta demanda va a ocupar del sistema eléctrico.

##### 5.4.3. Manejo de potencia

Las pruebas realizadas fueron satisfactorias, la potencia que podemos obtener actualmente incluso la podemos mejorar al cambiar las fuentes conmutadas TPS6300X a las TPS6302X.

Podemos obtener salidas de valores de 3.3 V, 5 V o cualquier otro valor intermedio.

Su pudo comprobar que el sistema podía operar con baterías o con las celdas solares.

### 5.5. Conclusiones

El prototipo nos sirve para evaluar únicamente una etapa del sistema de potencia, hace falta realizar pruebas de temperatura, vacío, compatibilidad electromagnética y radiación. Sin embargo, con el avance que tenemos hasta ahora tenemos la flexibilidad para escalarlo a un sistema con la potencia, la cantidad de salidas, entradas, las mediciones pertinentes y que cargue las baterías según se desee.

Ya fueron realizadas las pruebas eléctricas en el prototipo que nos permiten por lo menos afirmar lo siguiente:

- Su arquitectura presenta redundancia, lo que le permite tener tolerancia a fallas.
- Cuenta con los puertos que necesita para establecer la comunicación con el procesador del sistema de comandos y manipulación de datos para poder entregar la información proveniente de los sensores de corriente.
- Cuenta con switches para optimizar el apagado y encendido de cargas utilizando el algoritmo propuesto.
- Puede utilizar prácticamente cualquier tipo de arreglo de paneles solares independientemente o si funcionan como una sola cara más grande.
- El sistema puede realizar el cambio entre baterías y paneles solares en cualquier momento.

### 5.6. Trabajo a futuro

La implementación del sistema de potencia final tiene que tomar en cuenta algunas pruebas para las cuales el prototipo actual todavía no está listo.

Es necesario en una segunda etapa realizar pruebas de certificación espacial, por ejemplo pruebas de termo vacío, y principalmente probar los efectos que tiene el vacío sobre las baterías y la temperatura del sistema en general, con el fin de aplicar los procedimientos necesarios para acondicionar el sistema para operar en el medio ambiente espacial.

Será importante analizar qué diferencias involucra utilizar varios sistemas en paralelo, principalmente con los cargadores de baterías. Los efectos que tiene sobre la regulación del voltaje y la eficiencia total del sistema, esto incluye también realizar pruebas sobre la eficiencia con diferentes temperaturas e irradiancias.



# Referencias

- [1] Nagesh Kumar, Remote Sensing-Remote Sensing Systems Satellites and orbits MODULE – 2 LECTURE NOTES – 1 SATELLITES AND ORBITS, (n.d.). <http://nptel.ac.in/courses/105108077/module2/lecture6.pdf> (accessed April 10, 2018).
- [2] RF Wireless World, Difference between Geosynchronous and Geostationary Orbit, (n.d.). <http://www.rfwireless-world.com/Terminology/difference-between-Geosynchronous-orbit-and-Geostationary-orbit.html> (accessed July 24, 2018).
- [3] Umair Hussaini, Low, medium and high earth orbits - Types of orbits (2/3), (2017). <https://www.technobyte.org/satellite-communication/low-medium-high-earth-orbits-types-of-orbits/> (accessed June 29, 2018).
- [4] CalPoly, Cubesat design specification, CubeSat Program, Calif. Polytech. State ... 8651 (2009) 22. doi:<http://dx.doi.org/10.1155/2015/681901>.
- [5] Portwell, Embedded Computer Form Factors(Q7,ETX,Com Express,NANO-ITX,MINI-ITX,ESB,SBC,microATX) - Portwell, Inc., (n.d.). [https://www.portwell.com.tw/products/ec\\_formfactor.php](https://www.portwell.com.tw/products/ec_formfactor.php) (accessed March 17, 2018).
- [6] M.R. Patel, Spacecraft Power Systems, 2005.
- [7] J.R. Wertz, D.F. Everett, J.J. Puschell, eds., Space Mission Engineering: The New SMAD (Space Technology Library, Vol. 28) First EditionSpace Mission Engineering: The New SMAD (Space Technology Library, Vol. 28) First Edition, First, Microcosm Press, 2011.
- [8] M. Langer, J. Bouwmeester, Reliability of CubeSats – Statistical Data, Developers' Beliefs and the Way Forward, 30th Annu. AIAA/USU Conf. Small Satell. (2016). <https://repository.tudelft.nl/islandora/object/uuid:4c6668ff-c994-467f-a6de-6518f209962e?collection=research>.
- [9] Fuel Cells - Hydrogen Fuel Cell Description & Advantages | Hydrogenics, (n.d.). <http://www.hydrogenics.com/technology-resources/hydrogen-technology/fuel-cells/> (accessed June 30, 2018).
- [10] N. E. Jensen, Satellite Power Systems Solar energy used in space, (2003). <http://www.esa.int/esapub/br/br202/br202.pdf> (accessed June 25, 2018).
- [11] G. Knier, Science NASA, How do Photovoltaics Work?, (n.d.). <https://science.nasa.gov/science-news/science-at-nasa/2002/solarcells> (accessed July 31, 2018).
- [12] File:Photoelectric effect.svg - Wikimedia Commons, (n.d.). [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Photoelectric\\_effect.svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Photoelectric_effect.svg) (accessed July 31, 2018).
- [13] Khan Academy, Photoelectric effect, (n.d.). <https://www.khanacademy.org/science/physics/quantum-physics/photons/a/photoelectric-effect> (accessed July 31, 2018).
- [14] A.T. Fromhold, Quantum mechanics for applied physics and engineering, Dover Publications, 1991.

- [https://books.google.com/books/about/Quantum\\_Mechanics\\_for\\_Applied\\_Physics\\_an.html?id=3SOwc6npklwC&hl=en](https://books.google.com/books/about/Quantum_Mechanics_for_Applied_Physics_an.html?id=3SOwc6npklwC&hl=en) (accessed July 31, 2018).
- [15] C. Dean Levi - National Renewable Energy Laboratory (NREL), Golden, Reported timeline of research solar cell energy conversion efficiencies (National Renewable Energy Laboratory), (2018). [https://en.wikipedia.org/wiki/Solar\\_cell#/media/File:PVeffect\(rev180425\).jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Solar_cell#/media/File:PVeffect(rev180425).jpg).
- [16] Bedford Astronomy Club, Peak Power Tracking - Solar Array, (n.d.). <https://www.astronomyclub.xyz/solar-array/peak-power-tracking-bus.html> (accessed March 14, 2018).
- [17] A.E. Kalman, Enhanced Power Systems for CubeSats, (2012). [http://www.cubesatkit.com/docs/press/20120420\\_Pumpkin\\_CSDWSLO\\_2012-2.pdf](http://www.cubesatkit.com/docs/press/20120420_Pumpkin_CSDWSLO_2012-2.pdf) (accessed June 25, 2018).
- [18] National Instruments, Part II – Photovoltaic Cell I-V Characterization Theory and LabVIEW Analysis Code, (2012). <http://www.ni.com/white-paper/7230/en/> (accessed July 8, 2018).
- [19] S. Rühle, Tabulated values of the Shockley–Queisser limit for single junction solar cells, *Sol. Energy*. 130 (2016) 139–147. doi:10.1016/J.SOLENER.2016.02.015.
- [20] S. Essig, C. Allebé, T. Remo, J.F. Geisz, M.A. Steiner, K. Horowitz, L. Barraud, J.S. Ward, M. Schnabel, A. Descoeurdes, D.L. Young, M. Woodhouse, M. Despeisse, C. Ballif, A. Tamboli, Raising the one-sun conversion efficiency of III–V/Si solar cells to 32.8% for two junctions and 35.9% for three junctions, *Nat. Energy*. 2 (2017) 17144. doi:10.1038/nenergy.2017.144.
- [21] R. Burt, Distributed Electrical Power System in Cubesat Applications, (2011) 1–84.
- [22] Daniel W. Hart, *Power Electronics*, Mc Graw-Hill, 2011.
- [23] CapSite 2009, ESR, (n.d.). <http://my.execpc.com/~endlr/esr.html> (accessed August 15, 2018).
- [24] P.V. Rao, K.R. Sudha, S.P. Devi, Open Access Incremental conductance ( IncCond ) algorithm for Maximum Power Operating Point ( MPOP ) of Photo-Voltaic ( PV ) power generation system *American Journal of Engineering Research ( AJER )*, *Am. J. Eng. Res.* (2013) 334–342. [http://www.ajer.org/papers/v2\(12\)/ZK212334342.pdf](http://www.ajer.org/papers/v2(12)/ZK212334342.pdf).
- [25] K.H. Hussein, Maximum photovoltaic power tracking: an algorithm for rapidly changing atmospheric conditions, *IEE Proc. - Gener. Transm. Distrib.* 142 (1995) 59. doi:10.1049/ip-gtd:19951577.
- [26] STMicroelectronics, High efficiency solar battery charger with embedded MPPT, (2013) 1–15.
- [27] J. Bester, B. Groenewald, R. Wilkinson, Electrical power system for a 3U CubeSat nanosatellite incorporating peak power tracking with dual redundant control, *Prz. Elektrotechniczny*. 88 (2012) 300–304. <http://pe.org.pl/articles/2012/4a/72.pdf>.
- [28] D.P. Hohm, M.E. Ropp, Comparative study of maximum power point tracking algorithms, *Prog. Photovoltaics Res. Appl.* 11 (2003) 47–62. doi:10.1002/pip.459.
- [29] R. Faranda, S. Leva, Energy comparison of MPPT techniques for PV Systems, (n.d.). <https://pdfs.semanticscholar.org/a535/786eaceec7333e1e2c1325a538c4a2b1265b.pdf> (accessed April 26, 2018).
- [30] M. Andersen, B. Alvsten, 200 W low cost module integrated utility interface for

- modular photovoltaic energy systems, in: Proc. IECON '95 - 21st Annu. Conf. IEEE Ind. Electron., IEEE, n.d.: pp. 572–577. doi:10.1109/IECON.1995.483472.
- [31] G. (Gianfranco) Pistoia, Batteries for portable devices, Elsevier, 2005. [https://books.google.ca/books?id=XMe1EnEMuMEC&lpg=PA1&dq=battery two or more cells&pg=PA1#v=onepage&q&f=false](https://books.google.ca/books?id=XMe1EnEMuMEC&lpg=PA1&dq=battery+two+or+more+cells&pg=PA1#v=onepage&q&f=false) (accessed July 16, 2018).
- [32] J.R. Hickman, Advancements in the clean vehicle industry - Renewable Energy Focus, (2009). <http://www.renewableenergyfocus.com/view/3186/advancements-in-the-clean-vehicle-industry/> (accessed July 16, 2018).
- [33] B. Schweber, Lithium Batteries: The Pros and Cons | Electronics360, (2015). <https://electronics360.globalspec.com/article/5555/lithium-batteries-the-pros-and-cons> (accessed July 16, 2018).
- [34] Battery University, Advantages and limitations of the Different Types of Batteries, (2017). [http://batteryuniversity.com/learn/archive/whats\\_the\\_best\\_battery](http://batteryuniversity.com/learn/archive/whats_the_best_battery) (accessed July 17, 2018).
- [35] S. Dearborn, “Charging Lithium-Ion Batteries: Not All Charging Systems Are Created Equal,” (n.d.).
- [36] Apollo 8 acceleration, (1968). [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Apollo\\_8\\_acceleration.png](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Apollo_8_acceleration.png) (accessed September 1, 2018).
- [37] Arianespace service & solutions, Soyuz User’s Manual, (2012) 224. <http://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2015/09/Soyuz-Users-Manual-March-2012.pdf>.
- [38] P. Fortescue, J. Stark, Spacecraft Systems Engineering, Third Edit, Wiley, 2003.
- [39] M.P. Petkov, The Effects of Space Environments on Electronic Components. NASA technical report., (2003) 1–36.
- [40] ESA, Outgassing Database, (n.d.). [http://esmat.esa.int/Services/outgassing\\_data/outgassing\\_data.html](http://esmat.esa.int/Services/outgassing_data/outgassing_data.html) (accessed March 19, 2018).
- [41] NASA, Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials System, (2017). <https://outgassing.nasa.gov/> (accessed March 19, 2018).
- [42] Sandy Autunes, LEO Temperatures - DIY Satellite Platforms [Book], (n.d.). <https://www.safaribooksonline.com/library/view/diy-satellite-platforms/9781449312756/ch01s05.html> (accessed March 19, 2018).
- [43] F. Jordan, Swiss Cube Electrical Power System ( EPS ) Report of Diploma, (2006) 1–157.
- [44] V.L. Pisacane, The Space Environment and its Effects on Space Systems, 2008.
- [45] D.; Bhanderi, T. Bak, Aalborg Universitet Modeling Earth Albedo for Satellites in Earth Orbit, Proc. AIAA Conf. Guid. Navig. Control Publ. (205AD). [http://vbn.aau.dk/files/526408/bhanderi\\_earth\\_albedo\\_model.pdf](http://vbn.aau.dk/files/526408/bhanderi_earth_albedo_model.pdf) (accessed April 5, 2018).
- [46] Massimiliano Vasile, S. Kemble, A. Santovincenzo, M. Taylor, The International Handbook of Space Technology, 2014. doi:10.1007/978-3-642-41101-4.
- [47] G. Re, S. Event, Soft Errors in Modern Electronic Systems, 41 (2011). doi:10.1007/978-1-4419-6993-4.

- [48] NASA, Small Spacecraft Technology State of the Art, (2015) 1–197. doi:NASA/TP–2014–216648.
- [49] E. Kulu, Nanosatellite Database, (2018).
- [50] Radar Tutorial, Radar Frequencies, (n.d.). <http://www.radartutorial.eu/07.waves/pic/radarfrequencies.print.png> (accessed September 5, 2018).
- [51] Telesat, The Exciting Potential of Ka-Band, (n.d.). <https://www.telesat.com/exciting-potential-ka-band> (accessed March 19, 2018).
- [52] RAY2 Microwave Link - 6. Installation, (n.d.). <http://www.racom.eu/eng/products/m/ray2/install.html> (accessed March 22, 2018).
- [53] NASA, JPL | CubeSat | RainCube, (n.d.). <https://www.jpl.nasa.gov/cubesat/missions/raincube.php> (accessed March 22, 2018).
- [54] B. Franke, Embedded Systems Lecture 9: Reliability & Fault Tolerance, (n.d.). [https://www.inf.ed.ac.uk/teaching/courses/es/PDFs/lecture\\_9.pdf](https://www.inf.ed.ac.uk/teaching/courses/es/PDFs/lecture_9.pdf) (accessed May 5, 2018).
- [55] I.T. Osman, S. Tahani, A. Attia, DESIGN AND IMPLEMENTATION OF EPS (ELECTRICAL POWER SYSTEM) OF A CUBESAT, (2012). [http://khartoumspace.uofk.edu/bitstream/handle/123456789/50/DESIGN AND IMPLEMENTATION OF EPS %28ELECTRICAL POWER SYSTEM%29 OF A CUBESAT?sequence=1&isAllowed=y](http://khartoumspace.uofk.edu/bitstream/handle/123456789/50/DESIGN_AND_IMPLEMENTATION_OF_EPS_%28ELECTRICAL_POWER_SYSTEM%29_OF_A_CUBESAT?sequence=1&isAllowed=y) (accessed July 10, 2018).
- [56] ClydeSpace, Products - Spacecraft Engineering, (2018). <https://www.clyde.space/products/76-triple-deployable-solar-panels> (accessed September 7, 2018).
- [57] C. Clark, 3<sup>rd</sup> Generation EPS plus some other stuff, 2014. [http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2014/Clark\\_3rd\\_Generation\\_EPS.pdf](http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2014/Clark_3rd_Generation_EPS.pdf) (accessed September 7, 2018).
- [58] GOMspace, NanoPower P31u, (n.d.). <https://gomspace.com/Shop/subsystems/power-supplies/nanopower-p31u.aspx> (accessed September 17, 2018).
- [59] GOMspace, NanoPower P60 System, (n.d.). <https://gomspace.com/Shop/subsystems/power-supplies/nanopower-p60.aspx> (accessed September 17, 2018).
- [60] B. Lynch, C. Wallace, CubeSat Electronic Power System, (2014) 1–16. <https://scholarcommons.scu.edu/handle/11123/566>.
- [61] G.J. Wells, F.M. Pranajaya, C.P. Manager, D.G. Foisy, S.F.L.C. Engineer, Canada ' s Smallest Satellite : The Canadian Advanced Nanospace eXperiment ( CanX-1 ), (n.d.) 1–12.
- [62] Electrical Power System ( EPS ) Report of Diploma, (2006) 1–157. [http://escgesrv1.epfl.ch/03 - Power system/S3-B-EPS-1-1-Electrical\\_Power\\_System.pdf](http://escgesrv1.epfl.ch/03 - Power system/S3-B-EPS-1-1-Electrical_Power_System.pdf).
- [63] Astro Digital, Our Satellites, (n.d.). <https://astrodigital.com/satellites/> (accessed October 24, 2018).

- [64] CubeSatShop, BA0x High Energy Density Battery Array, (2013). <https://www.cubesatshop.com/product/ba0x-high-energy-density-battery-array/> (accessed October 6, 2018).
- [65] Texas Instrument, bq24210 800-mA , Single-Input , Single-Cell Li-Ion Battery Solar Charger, (2015). <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/bq24210.pdf>.
- [66] STMicroelectronics, LT3652 - Power Tracking 2A Battery Charger for Solar Power, (n.d.). <http://cds.linear.com/docs/en/datasheet/3652fe.pdf> (accessed March 24, 2018).
- [67] Texas Instruments, TPS6300x High-Efficient Single Inductor Buck-Boost Converter With 1 . 8-A Switches, (2015).
- [68] MAXIM, Step-Up Converter with True Shutdown MAX8815A Step-Up Converter with True Shutdown, (n.d.) 1–15.
- [69] AGI, Systems Tool Kit, (n.d.). <https://www.agi.com/products/engineering-tools> (accessed February 11, 2019).
- [70] ESA, Space Environment, Effects and Education System, (n.d.). <https://www.spennis.oma.be/>.
- [71] Telecom ABC, EIRP, (n.d.). <http://www.telecomabc.com/e/eirp.html> (accessed May 20, 2019).
- [72] Surrey Satellite Technology US, Antenna Pointing Mechanism, (2015) 1–6. <http://www.securityweek.com/changing-economics-cybersecurity> (accessed July 12, 2018).
- [73] Adcole Maryland Aerospace, Attitude Determination Guidance Control for SmallSat and CubeSat, (n.d.). <https://www.adcolemai.com/adacs> (accessed July 24, 2018).
- [74] CubeSatShop, MAI-400 ADACS, (n.d.). <https://www.cubesatshop.com/product/mai-400-adacs/> (accessed July 24, 2018).
- [75] SCS Space, SCS Gecko Imager, 2017. [www.scs-space.com](http://www.scs-space.com) (accessed September 19, 2018).
- [76] GomSpace A/S, NanoMind Z7000 Datasheet On-board CPU and FPGA for space applications, (2018) 1–10. <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanomind-z7000-14.pdf>.
- [77] S. Chandrashekar, Thermal Analysis and Control of MIST CubeSat Thermal Analysis and Control of MIST CubeSat, (2016).
- [78] S. Chander, A. Purohit, A. Sharma, S.P. Nehra, M.S. Dhaka, Impact of temperature on performance of series and parallel connected mono-crystalline silicon solar cells, Energy Reports. 1 (2015) 175–180. doi:10.1016/j.egyr.2015.09.001.
- [79] ISIS SPACE, 2-Unit Long Stack CubeSat structure | ISIS - Innovative Solutions in Space, (n.d.). <https://www.isispace.nl/product/2-unit-long-stack-cubesat-structure/> (accessed June 6, 2019).
- [80] eDesignSuite | STMicroelectronics, (n.d.). <https://my.st.com/analogsimulator/> (accessed May 15, 2018).
- [81] Panasonic, Panasonic NCR18650B, Data Sheet. (2012) 2. <http://industrial.panasonic.com/lecs/www-data/pdf2/ACA4000/ACA4000CE417.pdf>.

- [82] Advanced Circuits 4 PCB, Trace Width Calculator, (2018).  
<https://www.4pcb.com/trace-width-calculator.html>.
- [83] Texas Instruments, TPS6302x High Efficiency Single Inductor Buck-Boost Converter With 4-A Switches, (2017).
- [84] Texas Instruments, WEBENCH Power Designer, (2018).  
<https://webench.ti.com/power-designer/switching-regulator> (accessed November 8, 2018).
- [85] E. Villa, Diseño de un sistema de iluminación y un sistema de control automático para un simulador solar.pdf, (2017).
- [86] NAROM, Introduction of the six basic parameters describing satellite orbits, (n.d.).  
<https://www.narom.no/undervisningsressurser/sarepta/rocket-theory/satellite-orbits/introduction-of-the-six-basic-parameters-describing-satellite-orbits/>  
(accessed July 24, 2018).
- [87] Small Satellites, Sun-Synchronous Circular Orbit, Inclination vs Altitude (LEO,J2 perturbed), (2013).
- [88] File:CubeSat Design Specification rev. 12 - 1U dimensions - main.png - Wikimedia Commons, (n.d.).  
[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:CubeSat\\_Design\\_Specification\\_rev.\\_12\\_-\\_1U\\_dimensions\\_-\\_main.png](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:CubeSat_Design_Specification_rev._12_-_1U_dimensions_-_main.png) (accessed July 24, 2018).