

UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



## MÓDULO DE POTENCIA PARA UN CUBESAT TIPO 1U

Trabajo de graduación en modalidad de tesis presentado por  
Kevin David Gonzalez Barrios  
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecatrónica

Guatemala,

2016







# MÓDULO DE POTENCIA PARA UN CUBESAT TIPO 1U



UNIVERSIDAD DEL VALLE DE GUATEMALA

Facultad de Ingeniería



## MÓDULO DE POTENCIA PARA UN CUBESAT TIPO 1U

Trabajo de graduación en modalidad de tesis presentado por  
Kevin David Gonzalez Barrios  
para optar al grado académico de Licenciado en Ingeniería Mecatrónica

Guatemala,

2016



Vo. Bo. :

(f)   
MSc. Carlos Alberto Esquit Hernández  
Director de Ingeniería Electrónica y Mecatrónica

Tribunal examinador:

(f)   
MSc. Carlos Alberto Esquit Hernández  
Director de Ingeniería Electrónica y Mecatrónica

(f)   
Ing. Victor Hugo Ayerdi Bardales  
Director de Ingeniería Mecánica

(f)   
Ing. Pablo Daniel Mazariegos De La Cerda

Fecha de aprobación: Guatemala, 6 de diciembre de 2016.



# ÍNDICE

	Página
LISTA DE CUADROS .....	vii
LISTA DE FIGURAS .....	ix
RESUMEN.....	xv
I. INTRODUCCIÓN.....	1
II. OBJETIVOS.....	3
A. OBJETIVO GENERAL .....	3
B. OBJETIVOS ESPECÍFICOS .....	3
III. JUSTIFICACIÓN.....	5
IV. MARCO TEÓRICO .....	7
A. CUBESAT .....	7
B. PARTES DE UN PICOSATÉLITE.....	8
C. PANELES SOLARES.....	9
D. ALMACENAMIENTO DE ENERGÍA .....	13
E. CONVERTIDORES DC-DC .....	15
F. DIFERENTES TIPOS DE ÓRBITAS.....	17
V. METODOLOGÍA.....	25
A. SELECCIÓN Y PROTOCOLO DE PRUEBAS DE PANELES SOLARES .....	25
B. PRODUCCIÓN ENERGÉTICA Y DISPONIBILIDAD DE ENERGÍA PARA DISTINTOS MÓDULOS.....	30
C. SELECCIÓN DE BATERÍAS LIPO Y PASOS PARA EFECTUAR LAS MEDICIONES DE VOLTAJE EN PRUEBAS DE DESCARGA A DIFERENTES TEMPERATURAS Y TIEMPO DE CARGA DE ESTAS MISMAS.....	34
D. SELECCIÓN DE CONVERTIDORES DC-DC .....	37
E. DISEÑO DE ESTRUCTURA DE UN CUBESAT 1U Y DIAGRAMA DEL EPS .....	38
VI. RESULTADOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS .....	43



CARACTERIZACIÓN DE PANELES SOLARES .....	43
A. COMPORTAMIENTO DE DESCARGA EN BATERÍA LIPO A DISTINTAS TEMPERATURAS Y TIEMPO DE CARGA REQUERIDO .....	47
B. ESTRUCTURA Y DISEÑO DE PLACA DEL EPS .....	52
C. ESPECIFICACIONES TÉCNICAS .....	53
VII. CONCLUSIONES .....	57
VIII. RECOMENDACIONES .....	59
IX. BILIOGRAFÍA .....	61
X. ANEXOS .....	65



## LISTA DE CUADROS

	Página
Cuadro 1. Comparación de características para diferentes tipos de baterías [11].....	15
Cuadro 2. Características para diferentes tipos de órbita [8].....	22
Cuadro 3. Misiones de diferentes CubeSats creados por distintas instituciones [27].....	23
Cuadro 4. Características de distintos paneles solares Multijunction.....	26
Cuadro 5. Trade Study elaborado para la selección del panel solar Multi junction que mejor se adecue a las necesidades del CubeSat 1U .....	26
Cuadro 6. Especificaciones para paneles solares Single junction utilizados para realizar la caracterización.....	27
Cuadro 7. Especificaciones generales de la configuración escogida para paneles solares aptos para misiones espaciales .....	33
Cuadro 8. Especificaciones para baterías Litio Ion Polímero (LiPo) utilizadas para pruebas .....	34
Cuadro 9. Características del cargador para baterías de litio escogido.....	37
Cuadro 10. Características de diferentes tipos de reguladores de voltaje seleccionados para el EPS .....	38
Cuadro 11. Variación de corriente y voltaje en paneles solares a diferentes temperaturas .....	43
Cuadro 12. Porcentaje de variación para la corriente y el voltaje en paneles solares a distintas temperaturas .....	44
Cuadro 13. Voltaje y corriente medidos en celdas solares, variando el ángulo de incidencia.....	45
Cuadro 14. Resultados de tiempo de descarga real y capacidad real en las celdas LiPo.....	47
Cuadro 15. Porcentaje de capacidad real sobre capacidad teórica en celdas LiPo .....	51
Cuadro 16. Resultados de pruebas realizadas en cargadores TP4056, haciendo uso de celdas LiPo de 5000 mAh.....	52
Cuadro 17. Presupuesto de masa para el EPS .....	54
Cuadro 18. Presupuesto de tamaño para el EPS .....	54
Cuadro 19. Costo total para la fabricación de la tarjeta del EPS y el prototipo del CubeSat 1U.....	55
Cuadro 20. Costo total para la fabricación del EPS con los paneles solares multi junction .....	55

Mm



## LISTA DE FIGURAS

	Página
Figura 1. Tamaños estándar de CubeSats (3U, 2U, 1U respectivamente) [9] .....	7
Figura 2. Sistema de despliegue para CubeSats (P-POD) [21].....	8
Figura 3. Rangos de Electronvoltios para anchos de banda del espectro visible [1] .....	10
Figura 4. Longitud de onda percibida por las distintas capas de la celda solar multi junction. [19] .....	10
Figura 5. Curvas IV de una celda solar [17].....	11
Figura 6. Transferencia de calor para un sólido en superficie terrestre a 1 atm de presión [21] .....	12
Figura 7. Transferencia de calor para un sólido en el espacio [21] .....	12
Figura 8. Configuración típica para el regulador ajustable positivo LM317 [30] .....	16
Figura 9. Regulador de tensión conmutada [12].....	17
Figura 10. Órbita no polar inclinada [8].....	18
Figura 11. Ejemplo de una órbita síncrona-solar polar [8].....	19
Figura 12. Recorrido de satélite en una órbita semisíncrona [8] .....	20
Figura 13. Satélite dentro de una órbita geoestacionaria, visto como un punto flotante en el ecuador [8] .....	21
Figura 14. Órbita “Molniya” típicamente utilizada para comunicaciones en el hemisferio norte [8] .....	22
Figura 15. Panel solar NanoPower P110-A/B. Escogido para el CubeSat 1U [2].....	26
Figura 16. Panel solar Sunnytech Singlejunction utilizado para realizar pruebas de caracterización .....	27
Figura 17. Diagrama de medición de voltaje en celdas solares, variando temperatura .....	28
Figura 18. Diagrama de medición de corriente en celdas solares, variando temperatura .....	28
Figura 19. Ángulo de incidencia medido en celdas solares .....	29
Figura 20. Forma de medición del ángulo de incidencia por medio de un transportador adherido a la superficie en donde se encuentran las celdas solares.....	29
Figura 21. Superficie con transportador utilizada para medir el ángulo de incidencia en paneles solares ....	30
Figura 22. Diagrama de medición de voltaje en celdas solares, variando el ángulo de incidencia .....	30
Figura 23. Diagrama de medición de corriente en celdas solares, variando el ángulo de incidencia .....	30
Figura 24. Orientación de celda solar respecto al Sol .....	31
Figura 25. Posicionamiento de paneles desplegables, utilizando el software Autodesk Inventor Professional 2015 ® .....	31
Figura 26. Potencia total generada por las cinco celdas solares vs. el ángulo de incidencia formado por la luz solar respecto a las caras de los paneles solares. [CubeSat Toolbox] .....	32



Figura 27. Batería LiPo de 3.7V, 5000mAh seleccionada para el CubeSat 1U .....	34
Figura 28. Diagrama de monitoreo para una celda LIPO .....	35
Figura 29. Diagrama de conexión para las mediciones de voltaje en la celda y temperatura.....	36
Figura 30. Cargador para baterías de litio con entrada mini USB TP4056 .....	37
Figura 31 Regulador MP1584EN escogido para entregar voltajes de 3.3V y 5V .....	38
Figura 32. Diseño para caras de un CubeSat tipo 1U, tipo de material: Madera .....	39
Figura 33. Diseño para base y tapadera de un CubeSat tipo 1U, tipo de material: PLA .....	39
Figura 34. Diseño de estructura que pretende simular la posición de los paneles desplegados, tipo de material: Acrílico.....	40
Figura 35. Diseño final del CubeSat 1U, con las baterías montadas al lado de las caras y el diseño de paneles desplegados .....	40
Figura 36. Diagrama de interconexión para la placa del EPS .....	41
Figura 37. Variación de corriente en paneles solares a diferentes temperaturas a través del tiempo .....	43
Figura 38. Variación de voltaje en paneles solares a diferentes temperaturas a través del tiempo.....	44
Figura 39. Voltaje vs. ángulo de incidencia en celdas solares.....	46
Figura 40. Corriente vs. ángulo de incidencia en celdas solares .....	46
Figura 41. Descarga en batería LiPo a 25°C, datos muestreados aleatoriamente, haciendo uso de multímetro .....	47
Figura 42. Descarga batería LiPo a 25°C, datos muestreados desde Matlab y exportados a Excel.....	48
Figura 43. Descarga en batería LiPo a 40°C, datos muestreados aleatoriamente haciendo uso de multímetro .....	48
Figura 44. Descarga de batería LiPo a 40°C, datos muestreados desde Matlab y exportados a Excel .....	49
Figura 45. Descarga en batería LiPo a 0°C, datos muestreados aleatoriamente haciendo uso de multímetro .....	49
Figura 46. Descarga de batería LiPo a 0°C, datos muestreados desde Matlab y exportados a Excel.....	50
Figura 47. 7 horas de carga en batería LiPo, datos muestreados en Matlab .....	51
Figura 48. Diseño final del prototipo para un CubeSat 1U, con paneles solares desplegados y baterías montadas junto a las caras del mismo .....	52
Figura 49. Forma de montaje de baterías LiPo y placa del EPS.....	52
Figura 50. Placa del EPS y montaje de placa, junto con baterías montadas a los lados de las caras del CubeSat 1U .....	53
Figura 51. Programa en Sketch de Arduino que permite el monitoreo del voltaje en celda LiPo y la medición de temperatura haciendo uso del sensor DS18B20.....	65



Figura 52. Programa en Matlab que permite exportar el voltaje medido en la celda LiPo a Excel .....	66
Figura 53. Programa que permite determinar la potencia generada por las celdas solares en función del ángulo de incidencia, haciendo uso del CubeSat Toolbox .....	67
Figura 54. Plano para la tapadera y base, del prototipo del CubeSat 1U .....	68
Figura 55. Plano del primer par de caras utilizado en el prototipo del CubeSat 1U .....	69
Figura 56. Plano del segundo par de caras utilizado en el prototipo del CubeSat 1U .....	70
Figura 57. Datasheet del regulador MP1584EN escogido para voltajes de 5V y 3.3V .....	71
Figura 58. Datasheet del cargador para baterías TP4056 .....	72



## RESUMEN

El objetivo principal de esta investigación es diseñar un prototipo funcional para el módulo de potencia de un CubeSat 1U, en donde también se realizaron los siguientes procedimientos: determinar un modelo matemático capaz de estimar la corriente y el voltaje producido por las celdas en función del ángulo de incidencia, para lo que se hizo uso de un multímetro y una superficie con un transportador adherida a ella, el cual era capaz de medir dicho ángulo. Estas también fueron expuestas a temperaturas de  $-10^{\circ}\text{C}$ ,  $25^{\circ}\text{C}$  y  $60^{\circ}\text{C}$  para determinar el porcentaje de variación tanto para corriente y voltaje de estas mismas.

Las baterías fueron descargadas a temperaturas de  $0^{\circ}\text{C}$ ,  $25^{\circ}\text{C}$  y  $40^{\circ}\text{C}$ , para determinar la capacidad real de las celdas, sabiendo que el rango de voltaje de operación por celda oscilará de 3.2 a 4.2 V. Para su monitoreo se hizo uso de un microcontrolador el cual enviaba una serie de datos a un programa en Matlab, el cual exportaba a Excel, para graficar el comportamiento, también se monitoreó para determinar el tiempo de carga en estas.

La ecuación que mejor se ajustó a la generación de corriente y voltaje en función del ángulo de incidencia fue un polinomio de grado 5 con una regresión cuadrática del 97.46% y 99.97% respectivamente, mientras que el porcentaje de variación de corriente a  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $60^{\circ}\text{C}$  fue del 11.0% y 21.8%, mientras que para el voltaje fue de 12.6% y 18.5%.

Las baterías mostraron una capacidad real a  $25^{\circ}\text{C}$  del 78%, a  $0^{\circ}\text{C}$  del 71% y a  $40^{\circ}\text{C}$  del 73%, con un tiempo de carga de 4.75 horas.



# I. INTRODUCCIÓN

El ser humano se caracteriza por ser un ser pensante, que día a día experimenta dudas, estas dudas hacen que la investigación sea una herramienta adquirida para resolverlas, pero qué pasa con aquellas que aún no se han resuelto. Una de las mayores incógnitas que el ser humano ha experimentado es sobre el espacio, el cómo es posible que seamos los únicos en un universo tan grande, sin mencionar que existen otros universos. Esto ha llevado al humano a desarrollar tecnología capaz de subsistir en un ambiente tan hostil, como lo es el espacio, esta tecnología adquirió el nombre de *satélite artificial*, siendo el primero puesto en órbita, por la Unión Soviética, el famoso *Sputnik 1*, el día 4 de octubre de 1957 [29] y es a partir de ese momento, que se inicia la Era espacial, siendo este satélite el gran inicio de muchos más lanzamientos tanto de la Unión Soviética como de los Estados Unidos de América. Según estudios recientes actualmente se encuentran activos 957 satélites artificiales y se estima que a partir de 1957 han sido lanzados al espacio más de 6,000 de estos mismos. [4]

La importancia de estos yace en que gracias a ellos gozamos de muchas comodidades, como por ejemplo entretenimiento, seguridad, la capacidad de poder comunicarnos en cuestión de segundos a otros continentes, navegación, entre otros.

Pero uno de los mayores problemas para poner un satélite en órbita, es el costo económico que este representa, por ende en el año 1999 se da inicio al programa CubeSat, propuesto por el profesor Jordi Puig-Suari de la *California Polytechnic State University* (Cal Poly) y el profesor Robert “Bob” Twiggs de Stanford con el objetivo principal de que estudiantes graduados tuvieran la posibilidad de adentrarse a este mundo, diseñando, construyendo, probando y operando un satélite o mejor conocido como picosatélite, pero este programa no buscaba ser convertido en un estándar, esto se logró con el paso del tiempo, al darse cuenta la rentabilidad y capacidad de desarrollar esta tecnología por un costo significativamente menor, siendo los primeros CubeSats lanzados en el 2003 y gracias a este crecimiento en el 2008 ya habían aproximadamente 75 CubeSats puestos en órbita [17] y estos han ido en aumento hasta la actualidad.

Un CubeSat cuenta con distintos módulos encargados de realizar distintas tareas en específico, tales como lo es el *Sistema de Control y Determinación de Posición* (ADCS) por sus siglas en inglés, *Sistema de Comunicación* (COM o COMM), *computadora a bordo* (OBC), *Sistema Eléctrico de Poder* (EPS), *Estructura y Carga útil*. Lo cual por ser un espacio abierto, de sumo aprendizaje y rentabilidad, surge la necesidad de crear un CubeSat en la Universidad del Valle de Guatemala, siendo este trabajo de investigación un aporte a dicha necesidad con el estudio y diseño funcional de un prototipo para el EPS o como bien se llamó en este trabajo módulo de potencia.

Una de las mayores limitaciones para la realización de este trabajo fue el que no se contó con fondos suficientes para experimentar con celdas solares multi junction, siendo estas las celdas que deben utilizarse

en misiones espaciales. Por ende se optó por crear una serie de pasos para caracterizar dichas celdas una vez adquiridas por futuros desarrolladores, pero para fines demostrativos se hizo uso de celdas de tipo single junction, de silicio (no aptas para misiones espaciales) pero muy útiles para por su parentesco en tamaño y producción de voltaje. Por ende lo importante del protocolo de pruebas creado es que se tenga una base al momento de querer caracterizar paneles solares multi junction ya que se podrá determinar un modelo matemático capaz de predecir cuánta corriente y voltaje estarán generando las celdas en base al ángulo de incidencia y así poder determinar cuánta energía se estará generando durante la etapa de luz solar.

Otro punto importante de este módulo es el escoger las baterías adecuadas para un correcto almacenamiento de energía, teniendo en cuenta la limitación de espacio con la que se cuenta, estas tendrán que adaptarse al espacio disponible y también serán caracterizadas, por medio de pruebas de descarga a diferentes temperaturas. Así como también encontrar la corriente óptima de carga para que estas sean cargadas de una forma segura y en el menor tiempo posible.

Es importante hacer saber al lector que este trabajo de investigación no pretende realizar análisis térmicos espaciales, ni diseñar el mecanismo de despliegue de paneles solares así como el análisis de los perfiles de consumo de un CubeSat tomando en cuenta las órbitas de aplicación, pero en el trabajo se hará mención a estos temas para que el lector sepa la importancia de ellos.

Uno de los objetivos principales de este trabajo de investigación es el armar una placa capaz de cargar baterías una vez conectados los paneles solares y de regular voltajes de 3.3V y 5V, estos escogidos por ser de los más comunes utilizados en CubeSats 1U y porque la mayoría de componentes electrónicos son compatibles con estos voltajes. Como un aporte al trabajo se manufacturará el prototipo de una estructura haciendo uso de una impresora 3D y una cortadora láser, con el fin de ejemplificar el posicionamiento de los diversos componentes y la posición óptima de los paneles solares para tener como producto final un EPS de bajo costo, funcional y versátil.

## II. OBJETIVOS

### A. OBJETIVO GENERAL

- Diseñar prototipo de un módulo de potencia para un CubeSat 1U, el cual tiene como propósito principal, entregar la energía necesaria a los distintos módulos para su correcto funcionamiento.

### B. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Diseñar placa con cargadores para baterías y reguladores de voltaje de 3.3V y 5V, con dimensiones no mayores a 93mm x 93mm.
- Diseñar un protocolo de pruebas para caracterizar paneles solares que se utilizarán en el espacio.
- Caracterizar baterías escogidas, para determinar su comportamiento a diferentes temperaturas y determinar su tiempo de carga.
- Realizar análisis energético en base a simulaciones para determinar la cantidad de potencia generada por paneles solares aeroespaciales.
- Determinar el efecto que tiene el ángulo de incidencia, creado por la luz solar respecto a la superficie del panel solar, para orientar eficientemente los paneles solares.



### III. JUSTIFICACIÓN

Debido al alto costo de fabricación de un satélite, surgen los CubeSat, los cuales son una solución a dicha problemática ya que permiten que estudiantes en años cercanos a su culminación o recién egresados sean capaces de experimentar con esta nueva tecnología a un bajo costo, teniendo accesos a un sistema abierto para la fabricación de dichos dispositivos de alta calidad y de sumo aprendizaje, siguiendo una serie de normas establecidas inicialmente por la *California Polytechnic State University* (Cal Poly).

Los CubeSat en sí ya son un avance tecnológico de suma importancia, debido a que ligado al bajo costo en comparación con la fabricación de un satélite convencional, estos son capaces de reducir este gran tamaño a tan solo un cubo de 10x10x10 cm con un peso no mayor a 1.33 Kg. Por ende al realizar un proyecto como este Guatemala sería de los primeros países centroamericanos en desarrollar tal tecnología, lo cual sería un orgullo nacional, pero aún más importante un aporte clave a nuestro sistema educativo.

La iniciativa surge en la Universidad del Valle de Guatemala, sabiendo que es una institución que tiene como objetivo principal el cuidar sus recursos naturales y aparte de fomentar una excelente educación, el concientizar a todos sus estudiantes para que hagan uso de sus conocimientos para cuidar del medio ambiente, por ende al realizar un proyecto como este, puede ser utilizado para el monitoreo de recursos naturales en peligro de extinción y pueden dar información detallada, en cuestión de horas, para que se tomen las medidas necesarias para el cuidado y protección de zonas dañadas, zonas que para monitorearlas sin esta tecnología, los datos recopilados no tendrían la misma certeza y probablemente se tardarían en reunir un tiempo significativamente mayor, lo cual hace poco eficiente el monitoreo.

Por ende este trabajo de investigación y desarrollo, pretende el aportar información detallada de pruebas y pasos para la elaboración del diseño de un módulo de potencia para un CubeSat 1U o también conocido como EPS, por sus siglas en inglés. Sabiendo que dicho módulo es el encargado principal de almacenar y distribuir por medio de reguladores de voltaje, la mayor energía posible recopilada por celdas solares de alta eficiencia.

Pero sobre todo pretende aportar una guía que abarque la mayor cantidad de información posible, para que futuros desarrolladores acorten el tiempo de investigación y preparación previa y empiecen a desarrollar y mejorar el módulo en el menor tiempo posible.



## IV. MARCO TEÓRICO

### A. CUBESAT

Por definición, un satélite es todo cuerpo celeste opaco que gira alrededor de un planeta primario; los satélites artificiales son vehículos, tripulados o no, que giran alrededor de la tierra u otro astro y que llevan instrumentos apropiados para recopilar información y transmitirla. [21]

En la actualidad dichos satélites juegan un papel importante, debido a que gracias a ellos podemos comunicarnos casi que de manera instantánea desde cualquier parte del globo terráqueo (telecomunicaciones satelitales).

Son capaces de brindar nuestra posición exacta en cualquier parte del planeta (Sistema de Posicionamiento Global GPS), como también el brindarnos datos predictivos para condiciones climáticas alrededor del mundo. [21]

El proyecto CubeSat se inició en el año 1999 en la Universidad de Stanford de California [25], esto con el objetivo principal de llevar a cabo una serie de investigaciones espaciales, que se vieron sumamente factibles dado el bajo costo del desarrollo de estos picosatélites, en comparación con el costo de desarrollar satélites de gran tamaño como el Hubble. El estándar CubeSat especifica ciertas características que estos deben de cumplir. Por ejemplo, una unidad de CubeSat cuenta con dimensiones de 10x10x10 cm y tiene que poseer alrededor de 1.33Kg de masa. [31] Estos pueden variar en un eje, por lo que hay 2U (20x10x10cm), 3U (30x10x10cm) y así sucesivamente, también los hay fraccionarios, aunque no son muy comunes, estos pueden ser 1.5U.

Se designó con el nombre de CubeSat a estos picosatélites debido a la forma de estos mismos; un cubo, que por lo general todo picosatélite o nanosatélite que se apegue a estos estándares, se le conoce por este nombre. [22]

Figura 1. Tamaños estándar de CubeSats (3U, 2U, 1U respectivamente) [9]



Los picosatélites necesitan de un sistema de expulsión o despliegue, este es conocido como The PolyPicosatellite Orbital Deployer (P-POD) [29], el cual fue diseñado para albergar a tres CubeSats durante el lanzamiento y liberarlos una vez se encuentren en la posición orbital requerida. Las funciones principales del P-POD son el proteger el vehículo de lanzamiento, principalmente, proveer un despliegue confiable y seguro y mantener la flexibilidad en los vehículos de lanzamiento. [32]

Figura 2. Sistema de despliegue para CubeSats (P-POD) [32]



## B. PARTES DE UN PICOSATÉLITE

Los satélites artificiales en general cuentan una serie de partes principales en común, estos pueden ser utilizados para misiones de exploración temporal o bien ya sea para misiones de larga duración. A continuación se describirán las partes importantes de dicho Picosatélite.

1. **Estructura.** Esta se encarga de darle forma al satélite, su objetivo principal es albergar las unidades funcionales de este mismo, así como protegerlas del hostil ambiente del vacío. Los materiales de dicha estructura deben poseer características como, gran resistencia mecánica, poca masa (debido a limitaciones), ya que una estructura demasiado pesada podría afectar a los otros sistemas, haciendo que estos tengan que remover componentes. [21]

2. **Computadora abordo (OBS).** Comúnmente conocida por las siglas OBC (*On Board Computer*), es el cerebro del satélite, este se encarga de controlar todas las funciones del mismo, tanto como del módulo de comunicaciones, el sistema de energía eléctrica y carga útil. En general la computadora a bordo es un microprocesador, que va acompañado de una memoria flash EEPROM.

Otra de las funciones de la computadora es el controlar qué dispositivos del satélites deben de ser energizados en momentos específicos, [21] esto para ahorrar el consumo energético del mismo, dado las limitaciones de producción de energía, así como también interpretar las órdenes recibidas de tierra por el módulo de comunicaciones, supervisar el estado de carga de las baterías, tomar información de los sensores, etc.

3. **Sistema de comunicaciones (COMM).** Conocido por las siglas COM o COMM, es el principal encargado de actuar como interfaz entre el satélite y la base de la tierra. Este es de suma importancia ya que nos brinda información del estado del satélite y del desarrollo de la misión a implementar.

Generalmente cuenta con un transmisor (Tx) y un receptor (Rx); esta es una de las partes del satélite que más energía consume, ya que se necesita una gran cantidad de potencia para realizar transmisiones exitosas entre la tierra y el espacio.

4. **Sistema Eléctrico de Poder (EPS).** El sistema eléctrico de poder abreviado EPS por sus siglas en inglés *Electrical Power System*, es el encargado de alimentar a todos los sistemas del satélite, así como recoger la energía solar a través de celdas fotovoltaicas, este debe de poseer un adecuado banco de baterías, así como también un sistema de carga para las mismas. Este también debe poseer un sistema de conversión a los niveles de voltaje requeridos por los demás sistemas. [21]

5. **Carga Útil (PAYLOAD).** Este sistema es conocido como *Payload*, es el principal encargado de portar el sensor o sensores que tienen como propósito recopilar los datos de la misión asignada, un ejemplo de esto sería una cámara, sensores de húmedas, temperatura, etc.

## C. PANELES SOLARES

Los paneles solares juegan un papel sumamente importante en el almacenamiento de energía, ya que estos son los encargados de captar la energía solar y convertirla a energía eléctrica aprovechable (DC), pero al momento de hablar de conversión de energía, entra en juego una serie de parámetros importantes para la eficiencia de estas celdas.

Los paneles solares utilizados en aplicaciones espaciales, tienen que ser de mayor eficiencia, comparados con los utilizados aquí en la tierra; estos son del tipo multi junction, esto quiere decir que cuentan con tres finas capas de semiconductores de materiales como germanio (Ge), arseniuro de galio indio (InGaAs), fosforo de indio y galio (InGaP), entre otros. Estas diversas capas hacen posible una mejor absorción de luz solar, mediante técnicas conocidas como: epitaxia de haces moleculares, vapor de químico metal orgánico, deposición de epitaxia en fase vapor metal orgánico. [16] Pero el objetivo de esta sección no es adentrarse en el complejo mundo del proceso químico detrás de los paneles solares, sino que el lector entienda que lo que se necesita en esta aplicación son paneles solares con eficiencias mayores a las alcanzadas con celdas single junction, un ejemplo de celdas solares de este tipo, son las de silicio, sabiendo que este elemento es el

segundo más abundante en la corteza terrestre, después del oxígeno, que por sus propiedades semiconductoras tiene un interés especial en la industria electrónica y microelectrónica como material básico para la formación de obleas que son usadas para la fabricación de transistores, todo tipo de dispositivos semiconductores y celdas solares. [24]

Por consiguiente, el motivo por el cual las celdas multi junction tienen una mayor eficiencia se debe a que las diferentes capas con las que están compuestas son capaces de absorber diferentes longitudes de onda del espectro solar, lo cual reduce la pérdida de energía, en la Figura 3 se puede observar la cantidad de energía que aporta el espectro solar, medida en electrón-voltios, sabiendo que un electrón-voltio (eV), se define como la cantidad de energía adquirida por un electrón al ser acelerado por una diferencia de potencial de 1 voltio. [6]

En la Figura 4 se muestra la absorción de una triple celda convencional, la cual al fondo cuenta con una capa de Ge, cubierto por capas de InGaAs e InGaP. En el tope capas de InGaP absorben fotones con energías de por lo menos 1.88 eV, transmitiendo fotones de Energía-Baja a InGaAs con ancho de banda de 1.4 eV. Longitudes de onda mayores a 900nm son transmitidas a la capa de 0.7 eV Ge, la cual absorbe hasta 1800nm, en donde la luz solar que alcanza el suelo cae cerca del cero. [19]

Figura 3. Rangos de Electronvoltios para anchos de banda del espectro visible [1]

UV	100-400 nm	12.4 - 3.10 eV
Violet	400-425 nm	3.10 - 2.92 eV
Blue	425-492 nm	2.92 - 2.52 eV
Green	492-575 nm	2.52 - 2.15 eV
Yellow	575-585 nm	2.15 - 2.12 eV
Orange	585-647 nm	2.12 - 1.92 eV
Red	647-700 nm	1.92 - 1.77 eV
Near IR	10,000-700 nm	1.77 - 0.12 eV

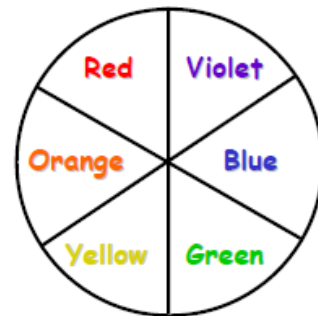
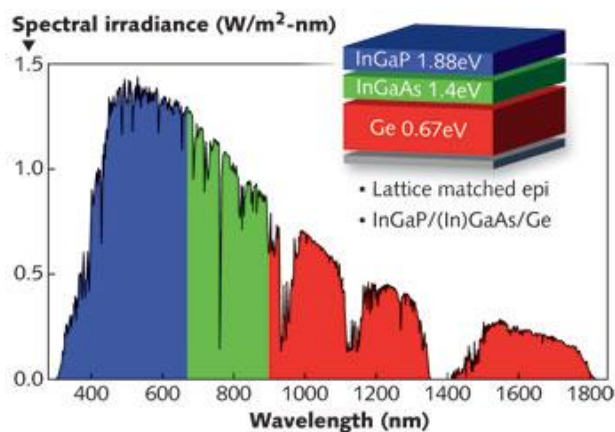
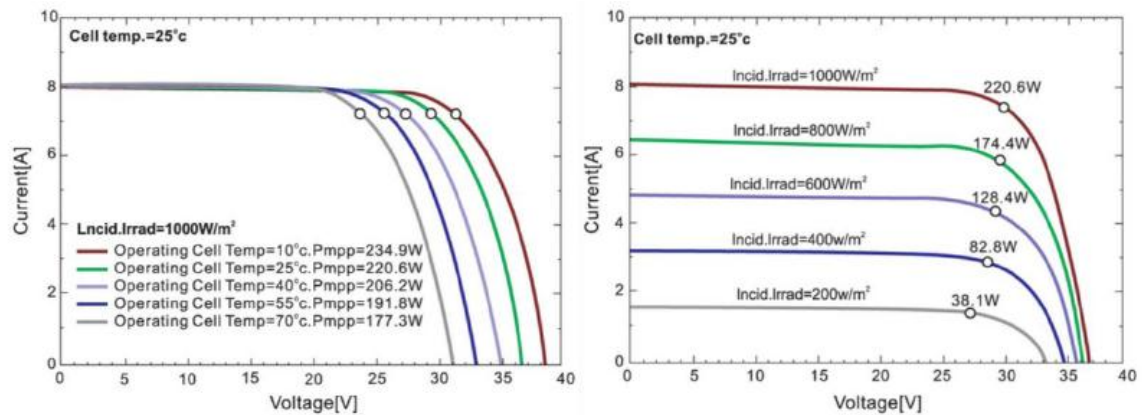


Figura 4. Longitud de onda percibida por las distintas capas de la celda solar multi junction. [19]



La potencia de una celda varía conforme al ángulo de incidencia, así como también varía respecto a la temperatura a la que se encuentren sometidas las celdas solares. Para ser más específicos, el ángulo de incidencia tiene un efecto directo en la cantidad de amperes generados por la celda, mientras que la temperatura afecta el voltaje generado por la celda solar. Esto se puede apreciar mejor en la figura mostrada a continuación.

Figura 5. Curvas IV de una celda solar [13]

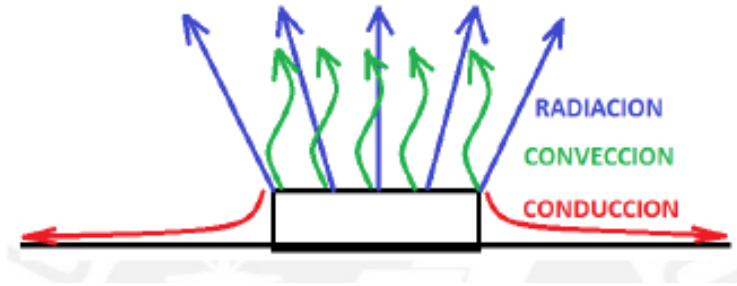


La gráfica izquierda de la figura anterior, muestra que a mayor temperatura la celda disminuye su voltaje mientras que la corriente se mantiene constante, mientras que en la gráfica de la derecha se puede observar que a menor ángulo de incidencia, menor es la corriente generada por la celda, mientras que su voltaje disminuye despreciablemente en comparación a la corriente, por lo que se puede observar que el voltaje permanece relativamente constante.

Hasta el momento solo se ha especificado que la posición óptima para la generación de potencia es con un ángulo de incidencia mayor, esto quiere decir que las celdas tienen que estar orientadas directamente hacia el Sol, pero también se tiene que tomar en cuenta un factor de suma importancia, la temperatura, dado a que juega un rol clave respecto a la generación de potencia y envejecimiento del panel solar [18].

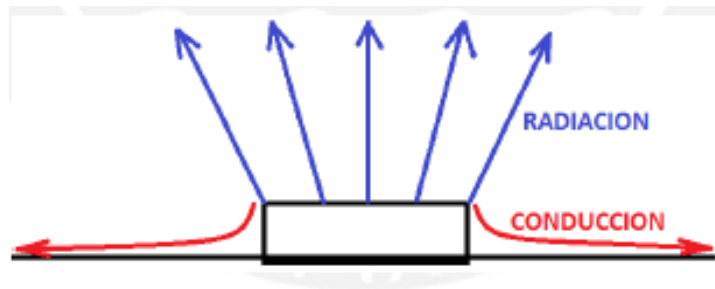
La temperatura es una de las principales trabas que se presentan en el espacio exterior, esto debido a la evacuación de calor por *Efecto Joule*. Bajo condiciones normales (entiéndase sobre la superficie terrestre a una atmósfera de presión), el calor se propaga esencialmente por tres mecanismos: conducción, convección y radiación. [21] Lo cual se puede apreciar en la siguiente figura.

Figura 6. Transferencia de calor para un sólido en superficie terrestre a 1 atm de presión [21]



En el espacio solo se cuentan con dos mecanismos de transferencia de calor, los cuales son conducción y radiación, ya que la convección se da debido a la existencia de un medio portador de partículas con menos energía (aire) capaces de extraer calor del cuerpo. [21]

Figura 7. Transferencia de calor para un sólido en el espacio [21]



La falta de este tercer mecanismo, provoca un aumento dramático en la temperatura de operación, esto afecta directamente a los componentes electrónicos, por lo que es necesario tomar las precauciones pertinentes para evitar fallas letales en el sistema.

Para tener una mejor comprensión de los mecanismos de transferencia de calor; la conducción consiste en un fenómeno capaz de propagar el calor entre dos cuerpos o bien la parte de un mismo cuerpo a diferente temperatura, esto debido a la vibración molecular, entiéndase que en este mecanismo no existe desplazamiento de estas mismas.

La convección consiste en la transmisión de calor por movimiento de moléculas de una sustancia, este fenómeno solo es capaz de ocurrir en fluidos, en los que por movimiento natural (diferencia de densidades) o circulación forzada (ventiladores, bombas, etc.) puedan las partículas desplazarse transportando el calor sin interrumpir la continuidad física del cuerpo.

La radiación consiste en la transferencia de calor entre dos cuerpos, los cuales en un instante dado, tienen diferentes temperaturas. Para lo cual no es necesario que exista contacto entre ellos, ni conexión por otro sólido conductor. Es una forma de emisión de ondas electromagnéticas que emana todo cuerpo que esté a mayor temperatura que el cero absoluto. [7]

Es importante mencionar que esta tesis no pretende hacer estudios acerca de la transferencia de calor en el espacio, solo pretende no dejar como un punto muerto la temperatura, debido a que es de suma importancia el tomar en cuenta este factor.

## D. ALMACENAMIENTO DE ENERGÍA

Como principal fuente de almacenamiento se tienen las baterías, estas son un dispositivo capaz de almacenar energía en forma electroquímica. Dicho dispositivo necesita de cargadores, entiéndase reguladores de voltaje, capaces de suplir a las baterías con la corriente necesaria para evitar daños en estas mismas y en algunos casos evitar el riesgo por explosión.

El principal funcionamiento de una batería se basa en una celda electroquímica, la cual posee dos electrodos: El Ánodo (donde se lleva a cabo la oxidación) y El Cátodo (donde se lleva a cabo la reducción), dichos conductores pueden ser de cualquier material que tenga la propiedad de ser un conductor eléctrico (entiéndase metales, semiconductores).

Para poder crear el flujo de corriente eléctrica, las disoluciones se conectan mediante un conductor, por el que pasan los cationes y aniones, mejor conocido como puente de sal o puente salino. Dicha corriente fluye del ánodo al cátodo debido a una diferencia de potencial entre ambos electrolitos.

Las baterías se definen mediante características importantes, entre ellas se encuentran:

- La capacidad de almacenamiento de energía: comúnmente dado en Watt-hora (Wh), el cual puede calcularse fácilmente mediante la multiplicación de Amperios-hora (Ah) por el voltaje nominal de la batería.
- Corriente máxima capaz de entregar (Descarga): Esta se especifica como un número fraccionario, un ejemplo de esto sería, que una batería con una capacidad de 1000 mAh, una descarga de 1C significa que esta puede entregar 1 A durante una hora, por lo que una descarga de 2C sería equivalente a 2 A pero la batería duraría media hora. [10]
- La profundidad de descarga que puede sostener: Dicho valor representa la cantidad de energía que puede extraerse de una batería, este valor se da de forma porcentual.

Las baterías juegan un papel importante dentro de las misiones de los CubeSats, estas deben de poseer una alta duración debido a las condiciones a las que serán sometidas. Normalmente las misiones son de aproximadamente 2 a 3 años. El tiempo de vida de una batería está determinado por la cantidad de ciclos de

carga y la robustez para voltajes bajos. [11] Otro factor importante es el rango de temperatura operacional, sin obviar aspectos como el peso y tamaño, los cuales se buscan ser minimizados por las limitantes de espacio.

Dentro de las baterías más comunes utilizadas para el desarrollo de CubeSats se encuentran las de Li-Ion (Litio Ion) y las de Li-Po (Litio Polímero), esto debido a su alta densidad de energía/peso. [11]

A continuación se mostrará una tabla detallando las características de las baterías anteriormente mencionadas, se comparó con las baterías de Níquel-Hidruro Metálico (NiMH) para mostrar el por qué las baterías de litio son escogida para este tipo de aplicaciones.

- Níquel-Hidruro Metal (NiMH):

Estas baterías compuestas por un electrodo positivo de hidróxido de níquel y otro negativo de hidrógeno, ambos están expuestos a un electrolito alcalino. Generalmente estas baterías tienen una estructura cilíndrica. [5]

- Litio Ion (Li-Ion):

Estas baterías están compuestas por un electrodo positivo de litio cobalto y otro negativo de carbono. Los electrolitos utilizados pueden ser soluciones de sales de litio o polímeros, es de suma importancia que no se tenga una solución acuosa, esto debido a que el agua reacciona con el litio. Dichos acumuladores presentan algunos problemas, principalmente a nivel del electrodo negativo, dado que el litio tiene usos limitados, esto conlleva a varios requerimientos. [5]

- Litio Polímero (Li Poly):

Este tipo de baterías son las más avanzadas tecnológicamente, la principal diferencia con las de Li-Ion reside en el material del electrolito negativo, en el que el litio metálico es reemplazado por un polímero. Estos dos materiales tienen potencial muy próximo, por lo que la fem (fuerza electro magnética) del circuito no varía. En comparación con las anteriores baterías, las principales ventajas de este tipo de baterías radican en su menor coste de fabricación y adaptabilidad a múltiples formas de empaquetamiento y su mayor resistencia. [5]

Cuadro 1. Comparación de características para diferentes tipos de baterías [11]

Tipo de batería	Ni-MH	Li-Ion	Li-Po
Densidad de energía/peso [Wh/kg]	30-80	100-250	130 - 200
Densidad de energía/volumen [Wh/dm <sup>3</sup> ]	140-300	250-360	300
Voltaje nominal	1.2 V	3.6 V	3.7 V
Límites de voltaje	1 a 1.3V	2.7 a 4.1 V	3 a 4.2 V
Corriente de carga	Baja	Alta	Alta
Corriente de descarga	Baja	Alta	Alta
Rango de temperatura de carga	-10 a 45 °C	0 a 45 °C	0 a 45 °C
Rango de temperatura de descarga	-20 a 60 °C	-20 a 60 °C	-20 a 60 °C
Robustez	Media	Baja	Baja
Ciclos de carga	500-1000	400-1200	400-1200

Como se aprecia en la tabla anterior las baterías de Litio presentan una mayor densidad de energía, por el espacio limitado con el que se cuenta dentro del CubeSat, esto es de suma importancia, otro factor importante es que las baterías de Litio reducen el efecto memoria, esto quiere decir que su capacidad de carga comparadas con las de Níquel permanece en mejor estado respecto al tiempo, sabiendo que la misión es de aproximadamente de 2 a 3 años, un efecto de memoria bajo es conveniente.

## E. CONVERTIDORES DC-DC

Un convertidor DC-DC es un dispositivo electrónico capaz de cambiar un nivel de voltaje a otro. Estos también son utilizados para proporcionar el nivel correcto de tensión para los diferentes componentes electrónicos a bordo del Picosatélite. Los reguladores DC-DC pueden ser lineales o conmutados [26]

Es importante el mencionar que en un regulador ideal la diferencia entre el voltaje de salida sin carga y el voltaje de salida a plena carga es cero. Es decir  $V_{OC} - V_L = 0$ . Sin embargo, en una fuente de alimentación real  $V_L$  siempre es menor a  $V_{OC}$ . La regulación que a continuación se presenta muestra la cantidad de regulación en porcentaje, mientras menor sea este porcentaje, mejor es la regulación (porcentaje de error entre el voltaje deseado y el real). [20]

$$\%regulación = \frac{V_{OC} - V_L}{V_L} \times 100\% \quad (1)$$

1. **Reguladores lineales.** Básicamente un regulador lineal es un regulador de tensión basado en un dispositivo activo (como un transistor de unión bipolar, transistor de efecto de campo o de tubo de vacío) que operan en su región “lineal” o dispositivos pasivos como diodos Zener operando en su región de avalancha. [26]

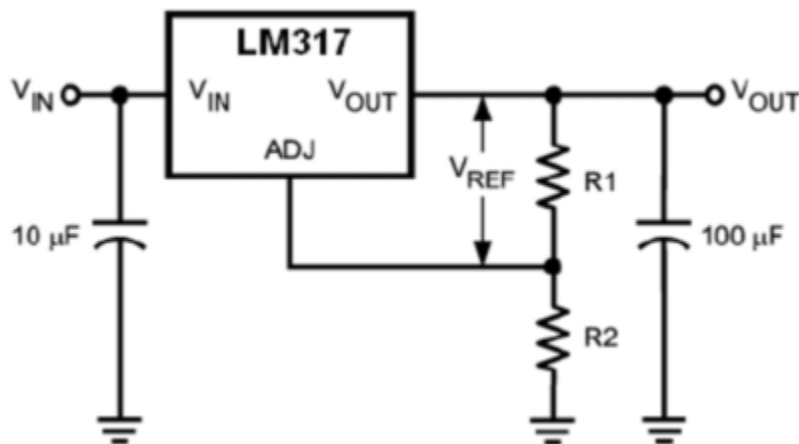
Existen cinco tipos de reguladores lineales básicos: Positivo, negativo, salida fija, seguimiento y salida flotante. Cada uno de ellos tiene su característica y uso especial, su selección depende de las necesidades del diseñador y del costo. [5]

Dentro de los ejemplos clásicos está el LM317 que puede operar con una tensión de salida regulada cualquier valor dentro del rango de 1.2V a 37V. En la figura que se mostrará a continuación se podrá observar la configuración típica. Las resistencias R1 y R2 permiten ajustar el valor de la tensión de salida, la cual es calculada mediante la siguiente ecuación.

$$V_{OUT} = 1.25 \left( 1 + \frac{R_2}{R_1} \right) + I_{ADJ} * R_2 \quad (2)$$

Para el cual típicamente se adopta un valor de 50 a 100µA para  $I_{ADJ}$ . [20]

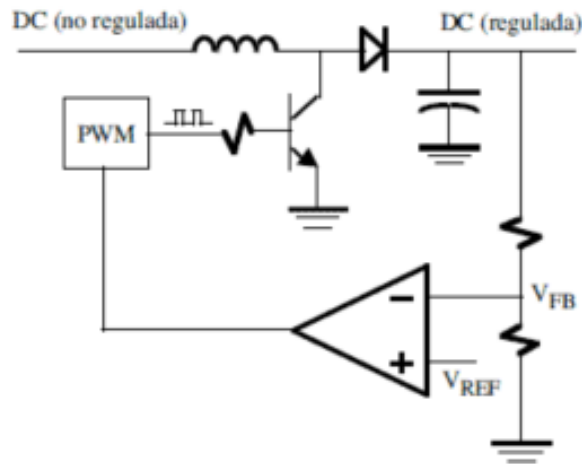
Figura 8. Configuración típica para el regulador ajustable positivo LM317 [30]



2. Reguladores conmutados. En estos reguladores el elemento regulador es un transistor que está constantemente conmutando entre corte y saturación. Una de las ventajas de operar en dichas regiones es que disipa muy poca potencia (típicamente menos de 1mW en corto y menos de 1W en saturación). [12]

La forma de funcionamiento de dichos reguladores data en convertir el nivel de voltaje a otro, como anteriormente se especificó, esto mediante el almacenamiento de la energía de entrada, para así, liberarla con una tensión diferente. El almacenamiento de energía puede ser en componentes de campo magnético, tales como inductores o transformadores, o bien en componentes de campo eléctrico (condensadores). [26]

Figura 9. Regulador de tensión conmutada [12]



El corazón del regulador de conmutación es un oscilador PWM (modulación por anchura de pulsos) en donde la anchura de pulsos es controlada por tensión. La salida del PWM conmuta un transistor entre corte y saturación, con un ciclo útil (duty cycle) controlado con la diferencia entre la tensión de realimentación y  $V_{FB} = V_{REF}$ ; por el contrario si  $V_{FB} < V_{REF}$ , dicho ciclo aumenta.

El voltaje de salida es proporcional al ciclo útil del PWM. Frecuencias típicas para el PWM están en el rango de 1kHz a 200Hz. [12]

## F. DIFERENTES TIPOS DE ÓRBITAS

El conocimiento del movimiento orbital es de suma importancia para el entendimiento de las diferentes operaciones en el espacio, el movimiento a través del espacio puede ser modelado por las leyes de Kepler y entendido haciendo uso de las leyes descritas por Newton, el objetivo principal de esta sección es el brindar el la información necesaria para que el lector sepa las diferentes orbitas con las que se cuenta así como el porqué de la órbita a escoger. [8]

1. **Tipos de órbitas.** La órbita de un satélite es escogida con base en la misión de este mismo. Es importante mencionar que mientras más baja sea la altitud del satélite, este tendrá mejor resolución en caso cuente con una cámara y el periodo que le tomará viajar alrededor de la tierra será menor, por el contrario mientras mayor sea la altitud de este mismo, podrá observar mayor superficie terrestre. Estos parámetros son los encargados de especificar las 4 órbitas básicas: Órbita terrestre baja (LEO), órbita terrestre media (MEO), órbita terrestre geosíncrona (GEO) y la órbita elíptica alta (HEO). [8]

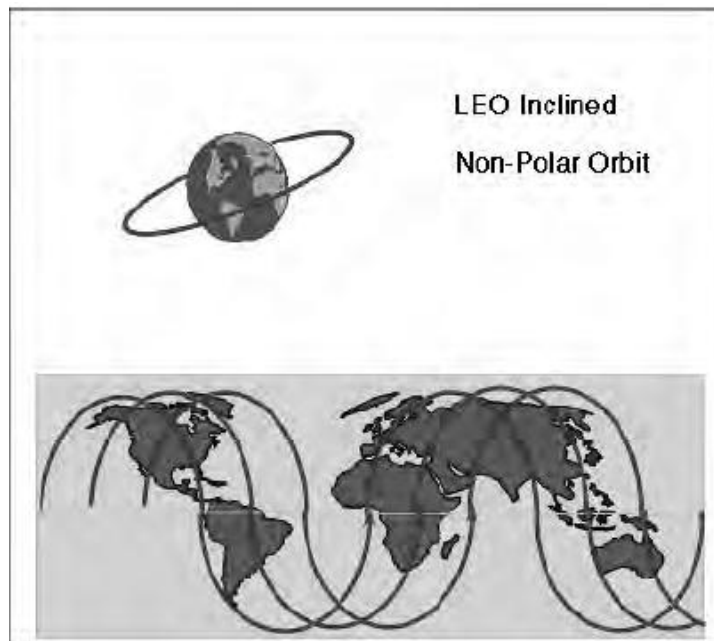
a. **Órbita terrestre baja (LEO).** Los satélites posicionados en esta órbita se comprenden a una altitud aproximada entre 160 a 1600 km, por las leyes de las órbitas los periodos correspondientes son de alrededor de 100 minutos, para viajar alrededor de la tierra. En esta órbita los sensores de los satélites

tienen la mejor resolución, los sistemas de comunicación requieren de menos potencia para entablar una conexión con la tierra y los cohetes hacen uso de menos energía para llegar a dicha órbita. Los satélites LEO pueden ser divididos en tres categorías generales: síncrona-solar polar, no síncrona-polar solar, no polar inclinada.

El término no polar inclinado hace referencia a todos los satélites LEO que no están dentro de las órbitas cercanas a los polos. La inclinación de la órbita es igual a la latitud máxima a la que el satélite pasará por encima. Por ende, este tipo de órbita es utilizada cuando una cobertura global de la tierra no es requerida.

La inclinación escogida es ordinariamente la latitud del sitio de lanzamiento, esto para maximizar la cantidad de energía obtenida a través de la rotación de la tierra. [8]

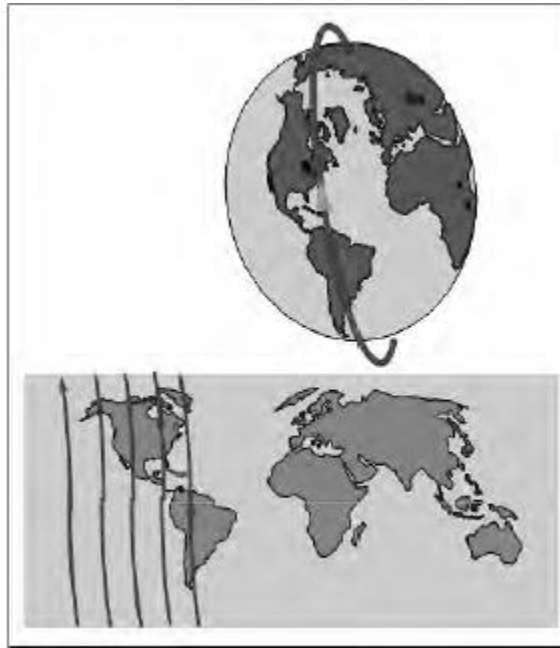
Figura 10. Órbita no polar inclinada [8]



Una órbita no síncrona-solar polar es como la órbita que se trató anteriormente, la diferencia es que esta tiene la inclinación cerca de los polos. Esta órbita es utilizada para maximizar la cobertura de la tierra, ya que pasara por encima de cada latitud y debido a su rápido periodo, una gran cantidad de superficie terrestre será visualizada cada día.

Un fenómeno que afecta a esta órbita es que, debido a que la tierra no es una esfera perfecta, la órbita tenderá a desfasarse con el tiempo. Por ende si los diseñadores requieren que la órbita pase sobre un punto específico de la tierra a un tiempo específico del día, una órbita síncrona-solar es requerida. [8]

Figura 11. Ejemplo de una órbita síncrona-solar polar [8]

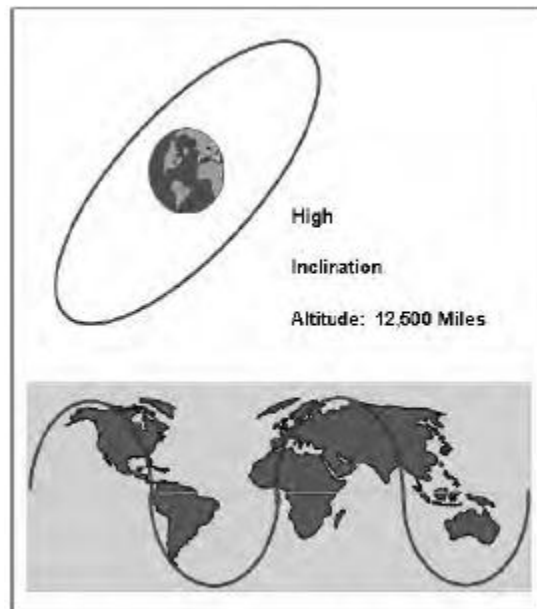


b. Órbita terrestre media (MEO). Los satélites MEO orbitan la tierra a una altitud aproximada comprendida entre 1,600 a 19,300 km aproximadamente, correspondiendo a periodos de 100 minutos y 12 horas respectivamente, estas órbitas son utilizadas para mayores tiempos de alojamiento y para cubrir una mayor área de superficie terrestre en comparación con satélites LEO. Mientras mayor sea la altitud, menor es el efecto de arrastre atmosférico al cero efectivo.

Dentro de las misiones de los satélites MEO se encuentran los sistemas de navegación tales como los GPS.

Un ejemplo de un tipo de satélite en esta órbita es mostrado en la siguiente figura, el cual se encuentra en una órbita semisíncrona; su periodo es de aproximadamente 12 horas, el cual se repite dos veces al día. Ya que la tierra gira sobre su eje a medio camino durante una órbita completa, los puntos por los que pasa el satélite son los especificados por la onda sinusoidal, los cuales se repiten día a día. [8]

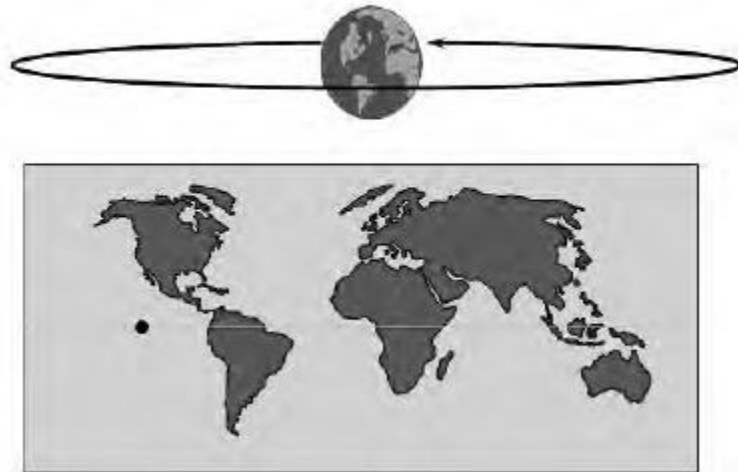
Figura 12. Recorrido de satélite en una órbita semisíncrona [8]



c. Órbita terrestre Geosíncrona (GEO). GEO se encuentra a aproximadamente unos 35,786 km de altura. A esta altura un satélite, que se encuentra en una órbita circular con inclinación cero, tendrá un periodo orbital exactamente igual al periodo rotacional de la tierra (aproximadamente de 24 horas). Esto le permite a los satélites el quedarse fijos a un punto en específico sobre la superficie terrestre. A una altura de aproximadamente 35,578 km, un satélite GEO tiene un campo de visión de casi un tercio de la superficie terrestre de aproximadamente 75° latitud sur a aproximadamente 75° latitud norte. Por ente dichas órbitas son deseadas para sistemas de comunicaciones y sistemas de alarma. Sin embargo, esta altitud e inclinación son difíciles de lograr, especialmente para naciones sin un sitio de lanzamiento en la franja ecuatorial. [8]

Es importante mencionar que los términos geosíncrono y geoestacionario, han sido utilizados como el mismo, pero existe una diferencia entre ellos, geosíncrono hace referencia a un satélite con 24 horas de periodo, en una órbita cercana circular, con una inclinación de aproximadamente cero grados. Esto hace que el satélite se vea como un punto flotante en el ecuador, tal y como lo muestra la Figura 13. [8]

Figura 13. Satélite dentro de una órbita geoestacionaria, visto como un punto flotante en el ecuador [8]



Todas las órbitas geoestacionarias deben de ser geosíncronas, pero no todas las órbitas geosíncronas son geoestacionarias. Un ejemplo de un satélite no geoestacionario sería el Syncom 2, lanzado en 1963 dentro de una órbita geosíncrona con 33° de inclinación. [8]

d. **Órbita elíptica alta (HEO).** Todas las órbitas anteriormente mencionadas se trataron como circulares, sin embargo, las órbitas también pueden tomar una forma elíptica.

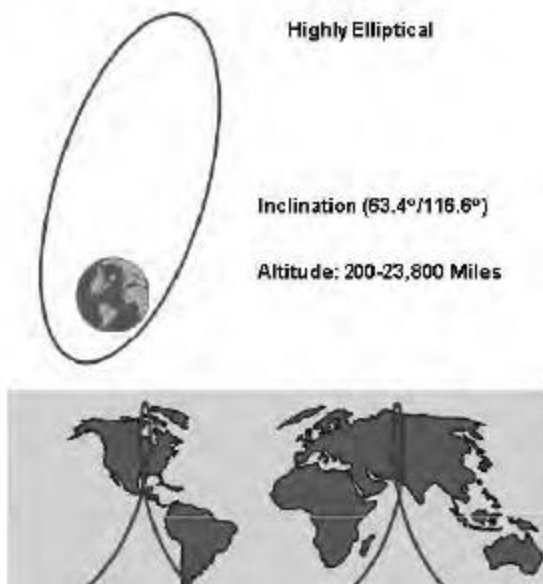
Dicha órbita se encuentra a una altura aproximada de 1060 y 38624 km; los satélites viajan a una mayor velocidad cuando estos se encuentran cercanos a la tierra, otro aspecto importante es que esta órbita cuenta con largos campos de visión en el apogeo, debido a su gran altura, así como también mayores tiempos de fijado para los satélites.

Las principales aplicaciones para los satélites dentro de estas órbitas son:

- Comunicaciones
- Investigaciones específicas
- Inteligencia
- Vigilancia
- Reconocimiento
- Misiones cuando las órbitas GEO son inaccesibles.

La órbita HEO más común y conocida es la “Molniya”, (la cual significa relámpago traducida al español), esta fue nombrada así para describir la velocidad a la que un satélite viaja en el punto más cercano de esta órbita (perigeo).

Figura 14. Órbita “Molniya” típicamente utilizada para comunicaciones en el hemisferio norte [8]



Cuadro 2. Características para diferentes tipos de órbita [8]

Tipo de órbita		Misión	Altitud [km]	Periodo	Inclinación	Forma
LEO	SSP	Teledetección, observaciones de estaciones espaciales, fines científicos.	~150-900	~98-104 min	~98°	Circular
	NPI		~340	~91 min	~51.6°	Circular
	NSSP		~450-600	~90-101 min	~80-94°	Circular
MEO	SS	Navegación, comunicaciones, ambiente espacial.	~20,100	~12 h	~55°	Circular
GEO	GS	Comunicaciones, detecciones nucleares y alertas, clima.	~35,786	~24 h	~0°	Circular
	GE					
HEO	M	Comunicaciones	Varía de ~495 a 39,587	~12 h	63.4°	Elipse larga

- SSP : Síncrona-solar polar
- NPI: No polar inclinada
- NSSP: No síncrona-solar polar
- SS: Semisíncrona
- GS: Geosíncrona
- GE: Geoestacionaria
- M: Molniya

2. **Órbita destacada.** En esta sección se mostrará algunas de las aplicaciones que han tenido CubeSats lanzados debido a que la selección de la órbita juega un papel importante en el diseño del módulo de potencia, esto debido a que en ella se encontrarán parámetros, tales como el tiempo de luz solar, a la que los paneles estarán sometidos, periodo etc.

Si por ejemplo, se quiere controlar algún parámetro específico sobre la superficie de Guatemala, y se desea que todos los días por lo menos el Picosatélite envíe la información pertinente, la órbita que se estaría buscando sería una Solar-síncrona, esto debido a que aseguraría el pasar sobre Guatemala dos veces al día, debido a que su periodo dura 12 horas y aseguraría pasar sobre un punto en específico a la misma hora todos los días.

Cuadro 3. Misiones de diferentes CubeSats creados por distintas instituciones [27]

Cubesat	Institución	Payload	Mediciones
QuakeSat	Universidad de Stanford y Quakesat LLC	Magnetómetro	Señales de ultra baja frecuencia de terremotos largos (Richter>6)
ION	Universidad de Illinois	Fotómetro (tubo fotomultiplicador) y cámara a color CMOS de 640x480 píxeles.	Banda de emisión de oxígeno de 0.76 micrómetros, 100 km arriba de la atmósfera.
CanX-2	Universidad de Toronto	Espectrómetro atmosférico y un receptor GNSS.	1 km de resolución horizontal, humedad atmosférica, contenido de electrones.
SwissCube-1	Escuela politécnica de Lausanne	Telescopio óptico pasivo, con una cámara de 188x120 píxeles.	Banda de emisión de oxígeno de 0.76 micrómetros, 100 km arriba de la atmósfera.
Micromas	Instituto de tecnología de Massachusetts	Radiómetro multicanal de ondas milimétricas.	Sondeo de microondas atmosféricas hiperespectrales (temperatura y humedad).
Cloud Cubesat	Vuelo espacial Goddard de la NASA (GSFC)	Cámara VIS, cámara NIR, polarímetro.	Aerosol y propiedades de las nubes.
M-Cubed	Universidad de Michigan	Telescopio con 25.4 mm de apertura, 17.6 mm de longitud focal con 1628x1236 píxeles.	Resolución media de visualización de imágenes (200m).
Aalto-1	Universidad de Aalto	Fabry-Perot Interferómetro espectrómetro, imágenes VNIR de 5-10 nanómetros, con 6-20 canales.	Monitoreo de vegetación, incendios, agua, tierra, química atmosférica.
FireFly	NASA GSFC	Receptor VLF, fotómetro.	Detección de rayos.



## V. METODOLOGÍA

En esta sección se pretende dar a conocer toda la información necesaria para que el lector sepa y comprenda de forma detallada cómo se llevó a cabo la selección de componentes, el diseño de la estructura, las mediciones o instrumentación empleada para la medición de distintas variables, que más adelante se detallarán, así como los materiales necesarios para llevar a cabo dichos experimentos.

### A. SELECCIÓN Y PROTOCOLO DE PRUEBAS DE PANELES SOLARES

1. Selección de paneles solares. Para la selección de paneles solares se utilizó la metodología empleada por la NASA del método de systems Engenier llamado Trade Study [3], dicho método es de suma importancia al momento de tener que escoger entre varios componenetes capaces de realizar la misma tarea. Consiste en recopilar todas las variables que serán de importancia y las cuales se ajustarán a los requerimientos necesarios; se les asignará un peso a dichas variables, es decir un número comprendido entre el 0-4, siendo 0 poco importante y 4 de mucha importancia, seguidamente se asigna valores de los extremos acorde a la variable a medir, por ejemplo, si está evaluando corriente y un componente es capaz de otorgar una corriente de 10 Amperes y el otro es capaz de otorgar 12 Amperes, los valores de los extremos podrían ser 7 y 15 Amperes, por ende los valores de 10 y 12 Amperes se comprenden dentro del rango anterior, siendo 7 equivalente a 1 y 15 equivalente a 10.

Al tener todas las variables con su dicha asignación de peso, Se procede a determinar cuál es su valor de 1-10 y seguidamente se multiplica el valor de 0-4 por el valor de 1-10 en donde se situó la variable, así sucesivamente. Al final se procede a determinar la sumatoria de estos valores, por componente y por medio de un método de descarte, se escoge el componente que sume un mayor puntaje. Es importante el mencionar que dicho método es de suma utilidad ya que es un buen indicador de qué componente se ajustará más a nuestras necesidades.

En cuanto a la selección de los paneles solares, durante esta investigación se pudo observar que una de las decisiones más difíciles para un fabricante de CubeSats (módulo de potencia) es la selección de dichos componentes, esto debido a que en base a ellos se estimará un buen porcentaje de la vida útil del CubeSat, por ende se buscan paneles con una eficiencia mayor, sabiendo que estos deben de ser paneles de tipo multi junction, pero una alta eficiencia se ve reflejada en costos altos, por lo que se debe de ser muy cuidadoso al seleccionar paneles, ya que será un gasto representativo dentro de las diferentes selecciones de componentes.

A continuación se presentará la selección de paneles solares, con sus respectivas tablas de especificaciones correspondientes, dichas opciones se escogieron debido a que son paneles solares aprobados para misiones espaciales.

Cuadro 4. Características de distintos paneles solares Multijunction

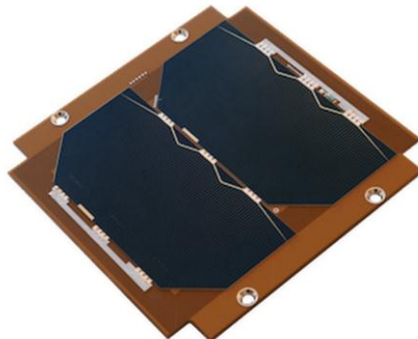
Panel Solar	Voltaje [V]	Corriente [mA]	Largo [mm]	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Eficiencia [%]	Masa [g]	Tmax [°C]	Costo [\$]
GaInP2/GaAs7Ge/ MJ	4.2	417	10	83.0	3.00	28.3	42	80	2825
NanoPower Solar P100-A/B	4.6	500	98	82.5	2.15	30.0	50	150	2208
ISIS CubeSat	3.0	760	98	82.5	2.00	28.0	50	125	2719

Cuadro 5. Trade Study elaborado para la selección del panel solar Multi junction que mejor se adecue a las necesidades del CubeSat 1U

Factor de peso	Valor de variable normalizado	Trade Study					
		GaInP2		ISIS		P100-A/B	
Variable - Peso(0-4)	1 - 10	Normalizado	Total	Normalizado	Total	Normalizado	Total
Eficiencia [%] - 1	28 - 30	2	2	1	1	10	10
Voltaje [V] - 4	3 - 6	6	24	1	4	8	32
Corriente [mA] - 4	400 - 600	1	4	9	36	3	12
Volumen [mm <sup>3</sup> ] - 2	2.50E3 - 1.60E3	1	2	10	20	8	16
Masa [g] - 1	50 - 40	8	8	1	1	1	1
Temperatura Max [°C] - 4	80 - 150	1	4	10	40	10	40
Costo [\$] - 3	2900 - 2200	1	3	2	6	10	30
Sumatoria total		47		108		141	

Como se pudo observar en la tabla anterior, la sumatoria total mayor la poseen los paneles solares P100-A/B los cuales se mostrarán a continuación.

Figura 15. Panel solar NanoPower P110-A/B. Escogido para el CubeSat 1U [2]



2. Protocolo de pruebas para paneles solares. Esta sección pretende el dar a conocer los pasos correspondientes para efectuar la caracterización de paneles solares multi junction, una vez comprados. Sabiendo que estos tienen un elevado costo y por falta de presupuesto en esta tesis, no se pudo adquirir paneles solares de este tipo, por lo que las pruebas se realizarán en paneles solares single junction con el propósito de experimentar con el comportamiento de celdas solares y que el lector tenga una guía clara y detallada para elaborar pruebas una vez obtenidos los paneles multi junction. Las celdas single junction utilizadas tienen las siguientes características.

Cuadro 6. Especificaciones para paneles solares Single junction utilizados para realizar la caracterización

Panel solar	Voltaje [V]	Corriente [mA]	Largo [mm]	Ancho [mm]	Espesor [mm]	Masa [g]
Sunnytech Mini Solar Panel	5	100	80	80	2	23

Figura 16. Panel solar Sunnytech Singlejunction utilizado para realizar pruebas de caracterización



Estos paneles se escogieron por la similitud que tienen con los multi junction, tanto en generación de voltaje, como en dimensiones, factor importante dada la poca disponibilidad de espacio con la que se cuenta en el CubeSat, se puede observar que estos paneles solares generan tan solo un quinto de la corriente generada por los multi junction, dada esta notable diferencia varía exponencialmente el precio. Pero para motivos demostrativos nos serán de mucha utilidad las celdas solares single junction, seleccionadas.

La configuración utilizada en dichas celdas fue en paralelo, por lo que teóricamente se tendrían 5V y 500mA generados por cinco celdas Sunnytech. Los siguientes experimentos pretenden mostrar el

comportamiento de las celdas solares, entiéndase el voltaje y corriente generados por estas mismas, por medio de cambios en la temperatura de la celda y cambios en el ángulo de incidencia de la luz solar.

a. Mediciones de voltaje y corriente en celdas solares a diferentes temperaturas. Estas mediciones consisten en determinar cómo a los paneles solares les afecta a la temperatura de operación a la que se encuentren, por lo que para estas pruebas se colocarán las celdas a un ángulo de incidencia de  $90^\circ$  y se medirá la corriente y el voltaje en estas tratando de mantenerlas a la temperatura escogida. Las temperaturas escogidas son las siguientes:  $-10^\circ\text{C}$ ,  $25^\circ\text{C}$  y  $60^\circ\text{C}$ . Para la temperatura de  $-10^\circ\text{C}$  se hizo uso de una hielera y para la de  $60^\circ\text{C}$  un calefactor (ventilador). Para mantener las temperaturas de  $-10^\circ\text{C}$  y  $60^\circ\text{C}$ , al principio se dejaron por 30 minutos a los paneles dentro de la hielera y expuestos al calefactor, respectivamente, al momento de efectuar las mediciones correspondientes, se exponían a la luz solar y después se regresaban a ya sea la hielera o al calefactor, esperando 3 minutos para efectuar cada medición, con esto se logra mantener los paneles a la temperatura deseada para efectuar las mediciones. Para la temperatura ambiente, solo se tomaban las mediciones, y se regresaba el panel a la sombra, de igual manera se esperaban 3 minutos entre cada medición, para tener un medio comparativo. Se realizaron siete mediciones por prueba.

Figura 17. Diagrama de medición de voltaje en celdas solares, variando temperatura

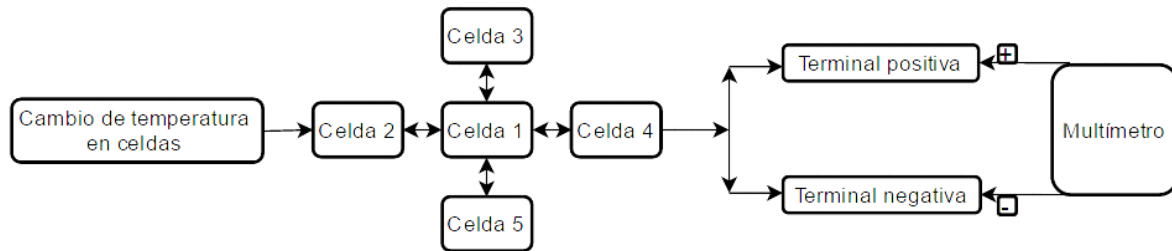
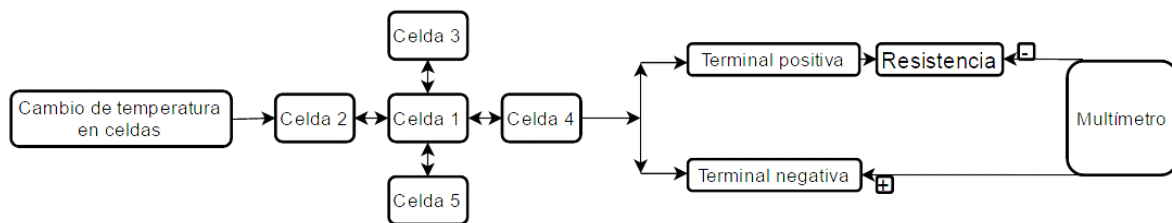
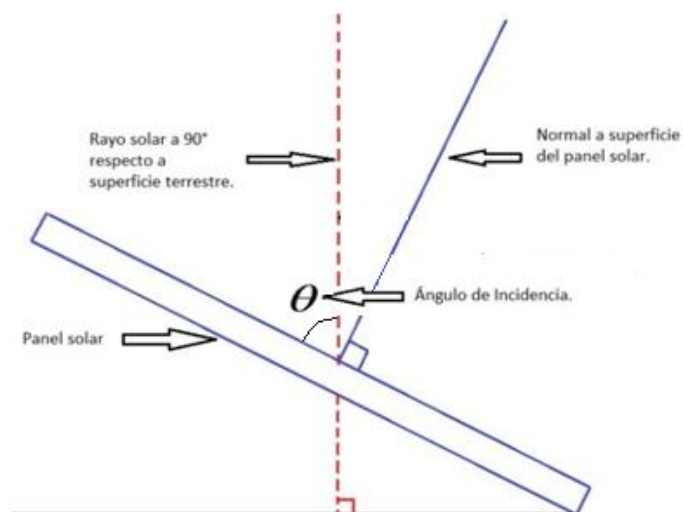


Figura 18. Diagrama de medición de corriente en celdas solares, variando temperatura



b. Mediciones de voltaje y corriente en celdas solares a diferente ángulo de incidencia. Estas pruebas consisten en variar el ángulo de incidencia de la luz solar respecto a la cara del panel solar, dichas mediciones son necesarias realizarlas alrededor de las 12:00 P.M. El motivo de esto, es debido a que a esta hora sabemos que el Sol se encuentra aproximadamente por encima de nosotros, por lo que si el las celdas solares se encuentran en una superficie plana, estas estarían recibiendo directamente la luz solar, entiéndase a un ángulo de incidencia de  $90^\circ$ .

Figura 19. Ángulo de incidencia medido en celdas solares



Se realizarán seis mediciones de voltaje y corriente, en cada medición se irá disminuyendo el ángulo de incidencia en  $15^\circ$ , para medir este ángulo de incidencia se colocará un transportador a la superficie que contenga a las celdas solares y por medio de un contrapeso se sabrá el ángulo al que se encuentra dicha superficie respecto a la luz solar.

Figura 20. Forma de medición del ángulo de incidencia por medio de un transportador adherido a la superficie en donde se encuentran las celdas solares



Figura 21. Superficie con transportador utilizada para medir el ángulo de incidencia en paneles solares

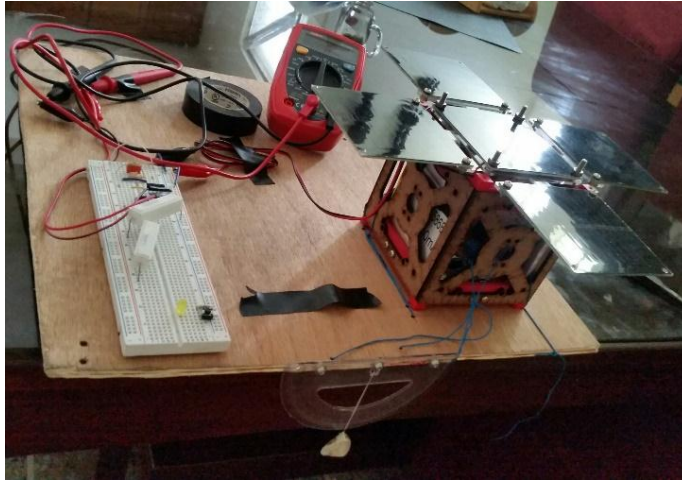


Figura 22. Diagrama de medición de voltaje en celdas solares, variando el ángulo de incidencia

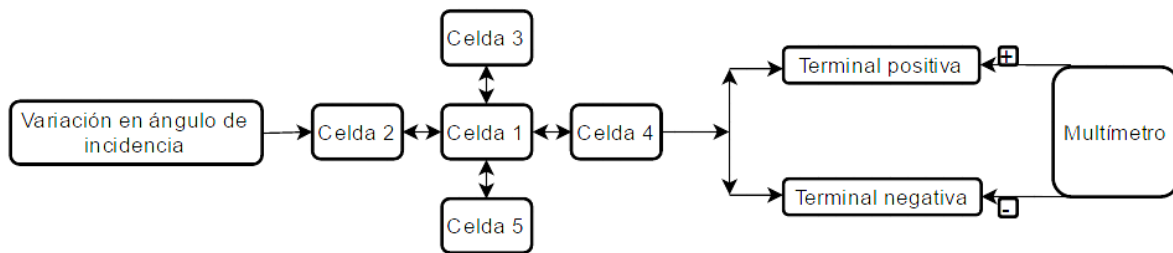
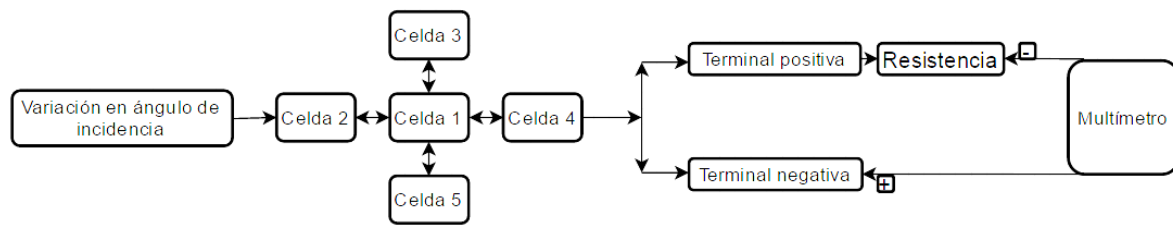


Figura 23. Diagrama de medición de corriente en celdas solares, variando el ángulo de incidencia

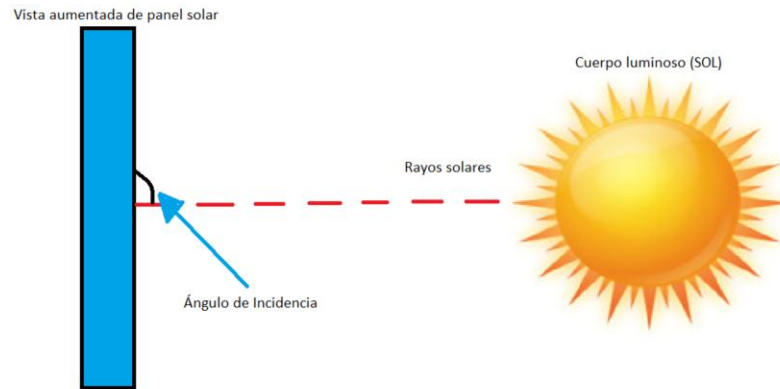


## B. PRODUCCIÓN ENERGÉTICA Y DISPONIBILIDAD DE ENERGÍA PARA DISTINTOS MÓDULOS

La producción energética será calculada en base a los paneles solares escogidos para misiones espaciales, los cuales son los NanoPower P110-A/B, sabiendo que estos generan un voltaje de 4.3 V y hasta 500 mA, dichos paneles solares son capaces de entregar una potencia de 2.3 Watts por celda.

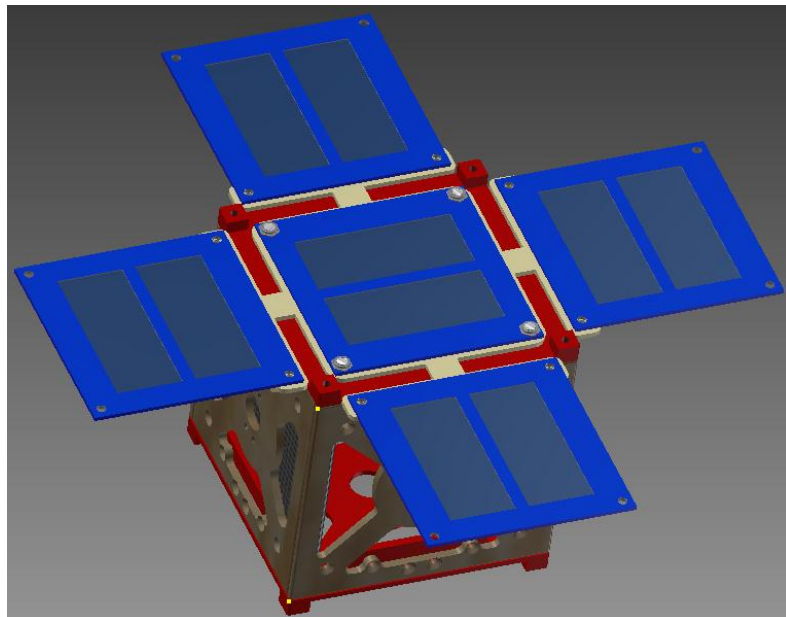
1. Producción energética vs. ángulo de incidencia. Tal y como se mencionó anteriormente, la mejor orientación de los paneles solares respecto al vector creado por la luz solar, es recibiendo un flujo directo, es decir orientando las caras de los paneles solares hacia el Sol. [15]

Figura 24. Orientación de celda solar respecto al Sol



El sistema de actitud y control, ADCS por sus siglas en inglés, tendrá que ser el encargado de orientar a los paneles solares del CubeSat en la dirección especificada, cuando este se encuentre dentro de la etapa de luz solar. La configuración del montaje, se muestra a continuación.

Figura 25. Posicionamiento de paneles desplegables, utilizando el software Autodesk Inventor Professional 2015 ©



En el diseño mostrado anteriormente, se cuenta con cinco paneles solares conectados en paralelo, los cuales trabajarán en conjunto con su banco de almacenamiento, baterías. Esto debido a que se debe de

aprovechar al máximo la energía disponible durante la etapa de luz solar, la cual será almacenada y utilizada durante la etapa de eclipse.

Hasta el momento se ha mencionado que los paneles solares deben de estar directamente posicionados hacia el Sol, esto se traduce a un ángulo de incidencia de  $90^\circ$ , asumiendo esta orientación la fórmula para determinar la potencia total generada por las celdas solares es la siguiente:

$$P_{total} = V_{celda} * I_{celda} * n \quad (3)$$

Siendo:

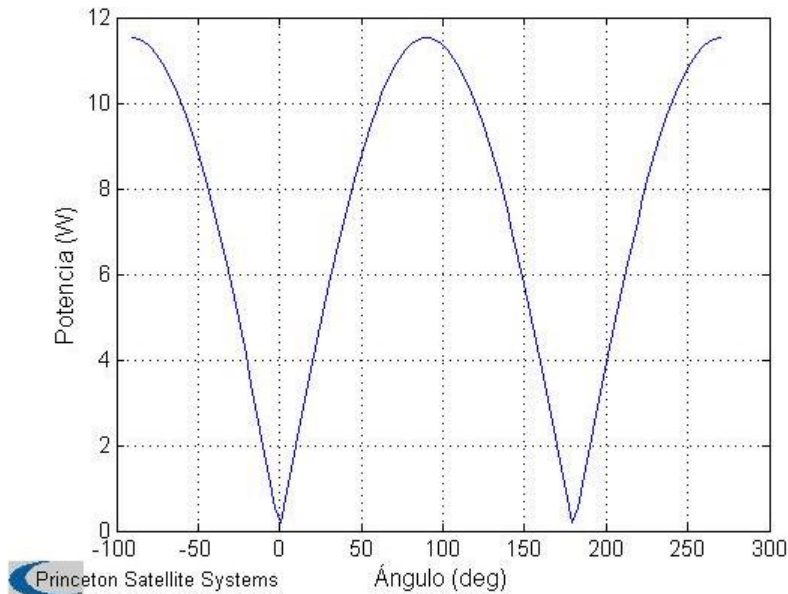
$V_{celda}$  el voltaje generado por la celda, especificado por el fabricante.

$I_{celda}$  la corriente generada por la celda, especificada por el fabricante.

$n$  el número de celdas conectadas, ya sea en serie o en paralelo.

Por lo que la configuración anteriormente mostrada, estaría generando una potencia máxima total de 11.5 W. A continuación se mostrará una gráfica la cual pretende dar al lector una mejor apreciación de la variación de la potencia generada por las celdas solares respecto a su ángulo de incidencia. Dicha gráfica fue simulada haciendo uso del CubeSat Toolbox, otorgado por la Universidad de Princeton.

Figura 26. Potencia total generada por las cinco celdas solares vs. el ángulo de incidencia formado por la luz solar respecto a las caras de los paneles solares. [CubeSat Toolbox]



Se puede observar en la figura anterior, que la mayor producción de potencia se encuentra en los  $90^\circ$ , por lo que de esta manera se valida la orientación que los paneles solares deben de tener para aprovechar al máximo el tiempo al que estarán expuestos a la luz solar, ya una vez el CubeSat puesto en la órbita.

2. Disponibilidad de energía para distintos módulos. Esta sección tiene como objetivo principal el dar a conocer la potencia que los demás módulos podrán aprovechar, en esta sección no se pretende entrar en detalle acerca de los modos de operación del CubeSat, ya que eso depende de la misión que se escoja y del diseñador del módulo del OBC, pero se mencionarán puntos importantes, para una mejor orientación al lector.

A continuación se mostrará un cuadro con la potencia total generada por la configuración en paralelo de las celdas solares, así como la corriente total disponible.

Cuadro 7. Especificaciones generales de la configuración escogida para paneles solares aptos para misiones espaciales

Paneles solares en paralelo	Corriente máx. [mA]	Voltaje máx. [V]	Potencia Total [W]
NanoPower P110-A/B	2500	4.6	11.5

Un error común que se puede llegar a cometer en el diseño de un CubeSat, es el determinar el consumo energético de los distintos módulos y con base en eso fabricar el módulo del EPS.

Como bien se mencionó en secciones anteriores, en un CubeSat 1U, para ser más específicos, se cuenta con un espacio y peso limitado, lo que se traduce a poca producción energética por parte de las celdas solares ya que no se pueden utilizar muchas de estas mismas.

Por lo que primero se tiene que empezar por el análisis de producción energética y los demás módulos se tienen que apegar al perfil energético correspondiente. Es por ello que se muestra el cuadro anterior.

Sabiendo que el EPS produciría una potencia de 11.5W y una corriente máxima de 2,500 mA, el OBC tendrá que, en base al perfil de consumo total, determinar los distintos modos de operación para activar y desactivar los distintos componentes del CubeSat durante el transcurso de la órbita, para que la potencia de consumo nunca sobrepase los 11.5 W.

3. Optimización en carga de baterías. Un punto importante es el aprovechar la etapa de luz solar para cargar las baterías al máximo, para ello se necesita utilizar el mayor porcentaje de corriente producida por las celdas solares, para cargar las baterías.

Como se especificó en la sección anterior el OBC debe de ser capaz de desglosar el consumo energético, con el objetivo principal de lograr cargar las baterías en el menor tiempo posible, sabiendo que a mayor corriente, la batería se cargará más rápido. La corriente de carga se expresa de la siguiente manera:

$$I_{carga} = I_{celda\ fotovoltaica} - I_{consumo} \quad (4)$$

Por lo que idealmente se busca disminuir la corriente de consumo lo máximo posible durante la etapa de luz solar, para que la corriente generada por las celdas fotovoltaicas sea aprovechada para cargar las baterías.

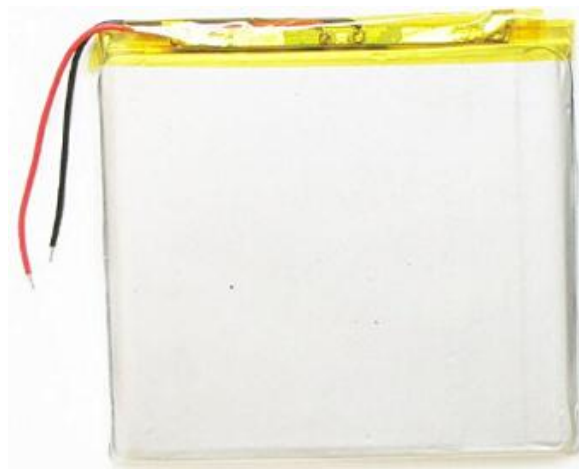
### C. SELECCIÓN DE BATERÍAS LIPO Y PASOS PARA EFECTUAR LAS MEDICIONES DE VOLTAJE EN PRUEBAS DE DESCARGA A DIFERENTES TEMPERATURAS Y TIEMPO DE CARGA DE ESTAS MISMAS.

Las baterías escogidas para este tipo de pruebas fueron del tipo LiPo, las cuales cuentan con las siguientes especificaciones:

Cuadro 8. Especificaciones para baterías Litio Ion Polímero (LiPo) utilizadas para pruebas

Voltaje Nominal [V]	Amperes - hora [mAh]	Constante de carga/descarga C [A]	Capacidad de almacenamiento energético [Wh]	Ancho [mm]	Alto [mm]	Espesor [mm]
3.7	5000	5.0	18.5	80	80	5.5

Figura 27. Batería LiPo de 3.7V, 5000mAh seleccionada para el CubeSat 1U



La razón por la cual se escogió este tipo de baterías, como bien se explica en la sección de almacenamiento energético, es debido a su alta capacidad energética, flexibilidad al momento de fabricación, lo cual permite

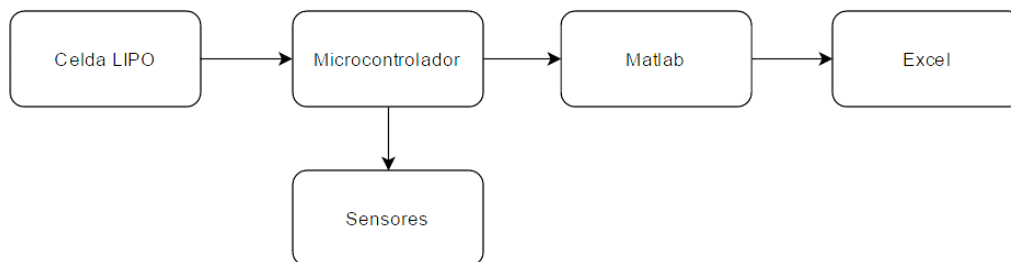
que se ajuste al espacio reducido dentro del CubeSat, así como su bajo efecto de memoria y sus altos ciclos de carga y descarga. Otro aspecto interesante de este tipo de baterías es que ya cuenta con un circuito de protección incorporado en la misma, PCM por sus siglas en inglés (*Protection Circuit Module*), este es el encargado de prevenir que la batería se descargue por completo, así como prevenir que se sobrecargue.

Se utilizaron dos celdas, las cuales se conectaron en serie, para formar voltajes comprendidos entre 6.4 a 8.2V (3.2 a 4.2V por celda), voltajes encargados de alimentar a los reguladores de voltaje correspondientes.

Una vez escogida la batería, se procedió a caracterizarla, esto se refiere a conocer cómo ésta se comporta en su modo de descarga a diferentes temperaturas, las temperaturas utilizadas para descargar la celda fueron: 25°C, 40°C y 0°C haciendo uso de una resistencia de aproximadamente 4.5 ohms. Si bien se puede observar que la resistencia utilizada es de un valor bajo, esto debido a que se buscaba el tener una corriente de descarga por encima de los 500mA para poder descargar dicha celda en el menor tiempo posible.

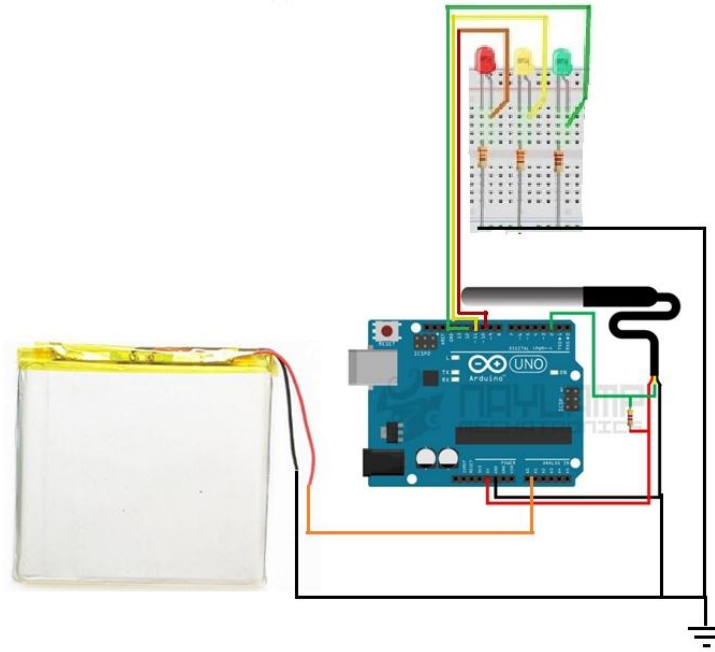
Uno de los retos para estas pruebas fue el seleccionar los instrumentos de medición adecuados y el crear el programa necesario, haciendo uso de un microcontrolador, para recopilar los datos obtenidos. Teniendo en cuenta que los datos recopilados fueron de horas de pruebas, en donde por lo menos cada una duraba alrededor de 5 horas y se extendió hasta un aproximado de 24 horas.

Figura 28. Diagrama de monitoreo para una celda LIPO



La Figura 28 muestra los pasos efectuados para exportar a Excel los voltajes medidos en la celda. Para el microcontrolador se utilizó un Arduino Uno ® el cual por medio de su ADC muestreaba el voltaje de dicha celda, como sensor de temperatura se utilizó uno de tipo transistor DS18B20 (-55°C a 125°C).

Figura 29. Diagrama de conexión para las mediciones de voltaje en la celda y temperatura



Como se puede observar en la Figura 29 la batería está conectada al pin A0 del Arduino, el sensor de temperatura al pin digital 2 y los leds verde, amarillo y rojo a los pines digitales 10, 11 y 12 respectivamente, estos sirven para indicarnos que el voltaje de la celda se encuentre operando en rangos aceptables, ya que el led verde se enciende cuando el voltaje de la celda se encuentra por encima de los 4 V, el led amarillo cuando esta está operando entre 3.2 y 4 V y el led rojo cuando está operando por debajo de los 3.2 V, lo cual indica que la celda ha llegado a su voltaje mínimo, rangos escogidos para operar la celda en una zona de mayor seguridad.

Una vez quemado en el microcontrolador el programa de monitoreo del voltaje y temperatura, este constantemente estaba mandando datos en modo serial a Matlab, los cuales este programa grafica y exporta a Excel, con el fin de guardar todas las muestras recopiladas, cada 2 segundos.

Para enriquecer la caracterización de las celdas LiPo, también se optó por realizar mediciones de voltaje aleatorias, haciendo uso de un multímetro.

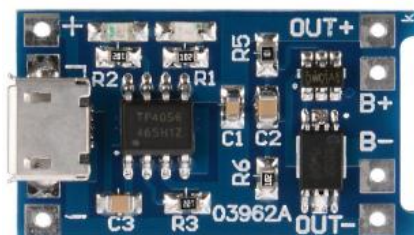
Para cambiar la temperatura de la celda a  $0^{\circ}\text{C}$  esta se aisló para evitar que se humedeciera y se metió dentro del refrigerador, mientras que para elevar su temperatura a  $40^{\circ}\text{C}$  se hizo uso de un calefactor (ventilador), en anexos se podrá tener acceso a toda la programación necesaria para elaborar dichas mediciones.

De igual manera se monitoreó el voltaje en la celda al momento de cargar la batería, esto con el fin de determinar el tiempo que le toma a la celda llegar a su carga máxima, para ello también se utilizaron las mediciones aleatorias con multímetro, para enriquecer las mediciones.

## D. SELECCIÓN DE CONVERTIDORES DC-DC

1. Selección de cargador para baterías LiPo. Para la Carga de las baterías se utilizó el integrado TP4056, el cual cuenta con una entrada mini USB la cual pretende cumplir con las normas estipuladas por la CalPoly [14] en donde es necesario que las baterías puedan ser cargadas por este medio, dicho dispositivo posee un rango de voltaje de entrada relativamente pequeño, el cual puede oscilar entre los 4.5 a los 5.5 V, el cual se ajusta perfectamente a la producción de voltaje de los paneles seleccionados. El voltaje de carga máxima que otorga dicho cargador es de 4.2 V, el cual enciende un led indicador al momento de cargar por completo la celda. Experimentalmente se corroboró el voltaje máximo al que carga la celda LiPo y este fue de 4.1 V, esto debido al circuito de protección interno con el que cuenta la celda LiPo.

Figura 30. Cargador para baterías de litio con entrada mini USB TP4056



Cuadro 9. Características del cargador para baterías de litio escogido

Tipo	Voltajes de entrada [V]	Voltajes de salida [V]	Temperatura de operación [°C]	Dimensiones [cm]
TP4056	4.5 - 5.5	4.6 - 5	-40 - 85	2.5*2.2*0.4

2. Selección de regulador de voltaje de 5V Y 3.3V. Se escogieron estos voltajes debido a que son los más comunes en los buses de voltaje utilizados en los CubeSats tipo 1U, para la selección de estos se buscó que los reguladores fueran capaces de entregar una alta corriente, entendiéndose por encima de 1 A, esto para una mayor confiabilidad en la demanda energética que los distintos módulos consumirán. Los reguladores de voltaje estarán alimentados por las baterías LiPo conectadas en serie, las cuales teóricamente estarán entregando 7.4V, por el rango de operación de estas mismas se sabe que oscilará entre 6.4 a 8.2 V.

Es importante conocer este rango de operación debido a que los reguladores de voltaje necesitan de un voltaje mínimo en la entrada para que regulen a la tensión deseada.

Cuadro 10. Características de diferentes tipos de reguladores de voltaje seleccionados para el EPS

Tipo	Voltajes de entrada [V]	Voltajes de salida [V]	Corriente máxima [mA]	Temperatura de operación [°C]	Dimensiones [cm]
MP1584EN	4.5 - 28	0.8 - 20	3000	-45 a 85	1.7*2.2*0.4
LM317 ADJ	3.25 - 15	1.25 - 13	1500	-10 a 85	3.35*3.05*2.4
XL2596S ADJ	4.5 - 30	1.25 - 26	2000	-40 a 125	5.1*4.2*1.5

Figura 31 Regulador MP1584EN escogido para entregar voltajes de 3.3V y 5V



Las razones de la selección de este regulador es su alta capacidad de entrega de corriente y el poco espacio que este ocupa. Dadas las dimensiones del CubeSat, se sabe que se tiene que economizar espacio lo más que se pueda, por lo que el MP1584EN es una excelente opción para entregar el voltaje deseado y cumplir con la demanda de peso/espacio.

## E. DISEÑO DE ESTRUCTURA DE UN CUBESAT 1U Y DIAGRAMA DEL EPS

1. Diseño de la estructura. Como bien se sabe esta tesis corresponde al diseño de un EPS, pero como aporte al proyecto se diseñó el prototipo de una estructura para un CubeSat 1U haciendo uso de un diseño ya elaborado [14], con el fin de poder ensamblar el EPS, posicionar los paneles solares en su forma de despliegue y posicionar las baterías, las cuales fueron seleccionadas para que estas puedan ser ensambladas junto a las caras del CubeSat, aprovechando mejor el espacio disponible, lo cual permite que los demás módulos tengan mayor libertad al momento de seleccionar componentes.

Para la fabricación de dicha estructura se hizo uso de una impresora 3D, en la cual se fabricaron la base y la tapadera para el CubeSat (PLA). Una cortadora láser fue utilizada para fabricar las caras del CubeSat (MDF) y para la fabricación de la pieza encargada de simular el despliegue de los paneles solares (Acrílico).

Figura 32. Diseño para caras de un CubeSat tipo 1U, tipo de material: Madera

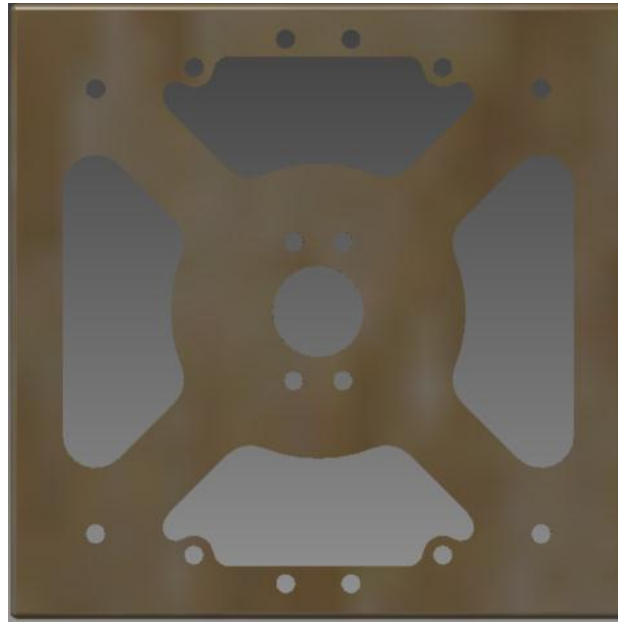
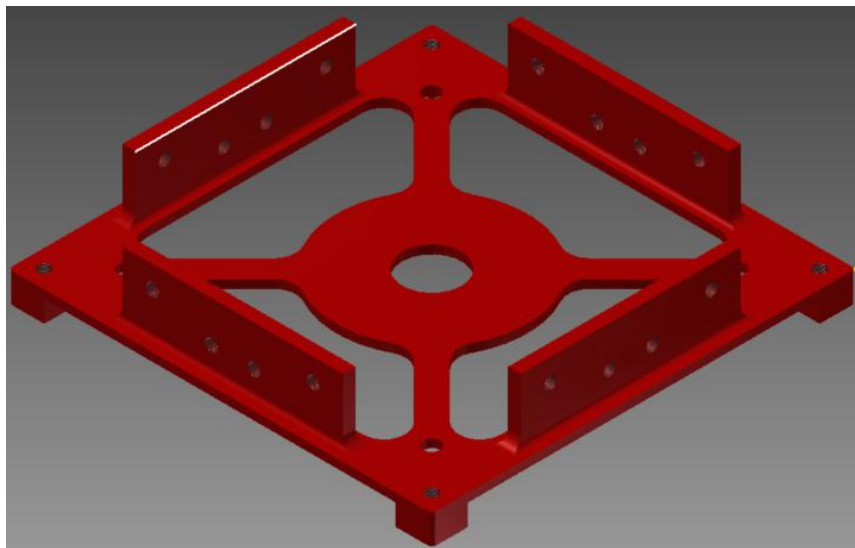


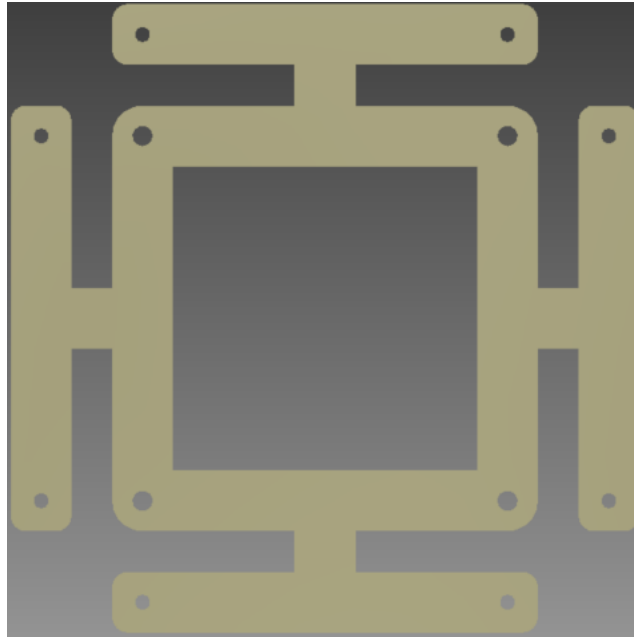
Figura 33. Diseño para base y tapadera de un CubeSat tipo 1U, tipo de material: PLA



Para el posicionamiento de paneles, se escogió el diseño de paneles desplegables, esto debido a que se desea maximizar la producción energética, sabiendo que esta varía respecto al ángulo de incidencia de la luz solar captada por estos mismos. Como en esta tesis no se pretende hacer el diseño del mecanismo de despliegue, se optó por diseñar una pieza que simule la posición final de estos mismos.

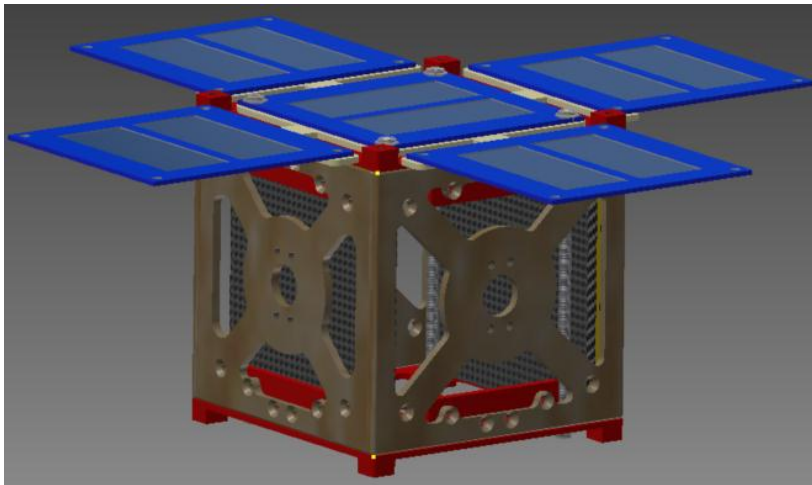
Figura 34. Diseño de estructura que pretende simular la posición de los paneles desplegados, tipo de material:

Acrílico



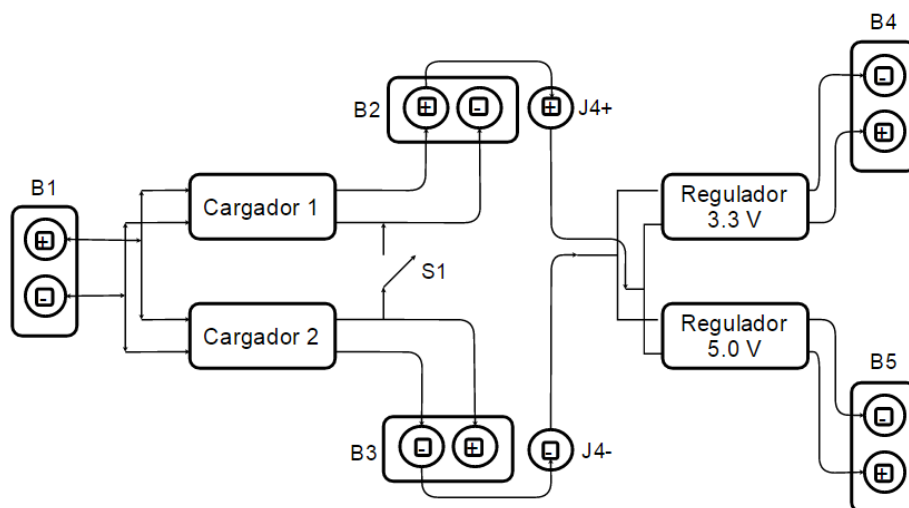
A continuación se muestra el diseño final del prototipo del CubeSat 1U, con su diseño de paneles desplegados y las baterías montadas junto a las caras de este mismo.

Figura 35. Diseño final del CubeSat 1U, con las baterías montadas al lado de las caras y el diseño de paneles desplegados



2. Diagrama y materiales para construcción del EPS. Para la elaboración de esta placa, se optó por utilizar una galleta perforada, debido a la versatilidad con la que se pueden ordenar los distintos componentes escogidos, a continuación se mostrará el diagrama para la interconexión de todos los componentes.

Figura 36. Diagrama de interconexión para la placa del EPS



Siendo B1 en donde se conectan los paneles solares, B2 Y B3 en donde se conectan las dos baterías LiPo y B4 y B5 las salidas para los reguladores de 3.3 V y 5.0 V respectivamente.

Al activar el interruptor S1, las baterías se conectan en serie, lo que hace que de J4- a J4+ estén los 7.4V que serán los encargados de alimentar a los reguladores de voltaje.



## VI. RESULTADOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS

### A. CARACTERIZACIÓN DE PANELES SOLARES

1. Comportamiento en producción de voltaje y corriente en paneles solares. A continuación se podrán observar los resultados del comportamiento en paneles solares a distintas temperaturas.

Cuadro 11. Variación de corriente y voltaje en paneles solares a diferentes temperaturas

tiempo [min]	-10°C		25°C		60°C	
	Corriente [mA]	Voltaje [V]	Corriente [mA]	Voltaje [V]	Corriente [mA]	Voltaje [V]
0	158	4.98	182	5.82	135	4.52
3	157	4.96	180	5.75	140	4.68
6	159	5.02	179	5.72	142	4.75
9	160	5.06	177	5.68	139	4.66
12	158	4.98	176	5.66	136	4.56
15	156	4.94	174	5.64	141	4.72
18	157	4.96	175	5.66	139	4.64
Promedio	158	4.99	177	5.70	139	4.65

Figura 37. Variación de corriente en paneles solares a diferentes temperaturas a través del tiempo

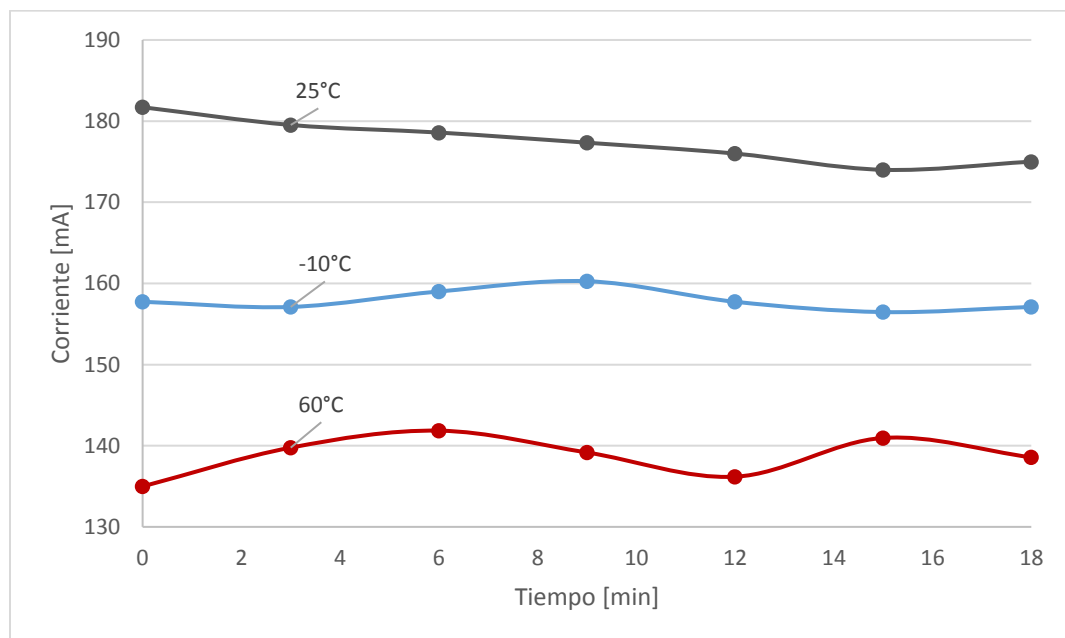
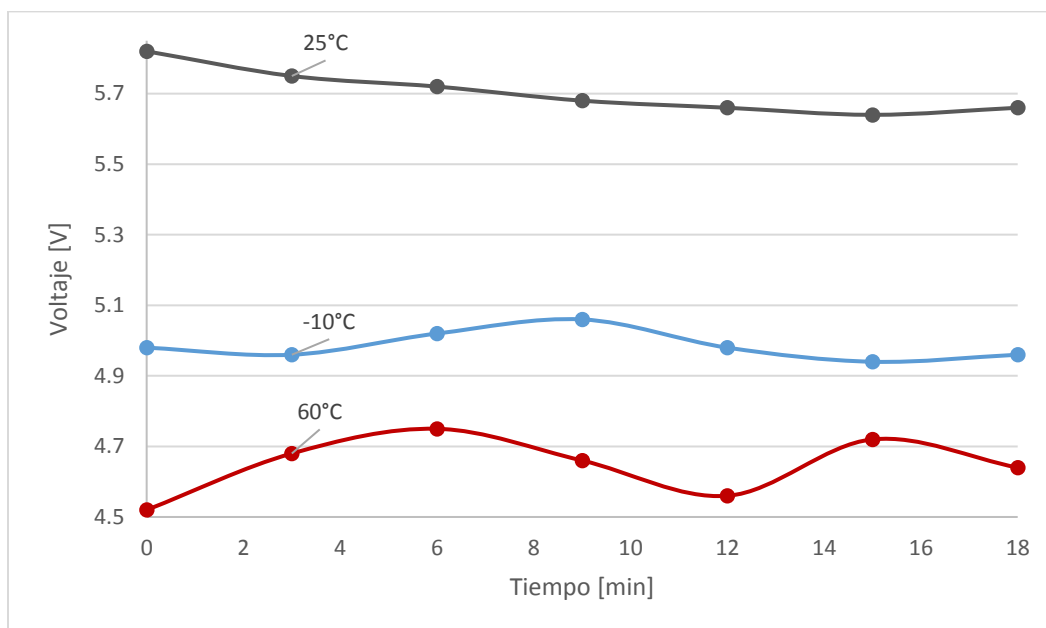


Figura 38. Variación de voltaje en paneles solares a diferentes temperaturas a través del tiempo



Tanto el Voltaje como la corriente se comportaron de forma similar según podemos apreciar en las gráficas mostradas anteriormente, lo importante de notar es que los paneles solares mostraron su peor desempeño a una temperatura de 60°C, de igual forma se pudo observar que las celdas presentaron una disminución notable, para una temperatura de -10°C. De esta forma se pudo comprobar que un factor clave en la producción de energía de una celda solar es la temperatura de operación.

Al final del Cuadro 11 se puede observar que se determinó el promedio de la corriente y voltaje para las tres diferentes temperaturas de operación. Siendo la generación de corriente y voltaje, a 25°C la de mayor eficiencia, esta se usará para comparar la variación en estas dos variables para las temperaturas de -10°C y 60°C con el propósito calcular un factor que sea de utilidad para ajustar dichas variables al calcularlas en base a los modelos matemáticos encontrados en las gráficas de corriente y voltaje en función del ángulo de incidencia.

Cuadro 12. Porcentaje de variación para la corriente y el voltaje en paneles solares a distintas temperaturas

Temperatura	Variación corriente [%]	Variación voltaje [%]
-10° C	11.0	12.6
60° C	21.8	18.5

El cuadro anterior es de suma importancia, porque nos otorga los factores de acomodamiento para el modelo matemático que más adelante se encontrará, cabe mencionar que en la Figura 37 y en la Figura 38 se puede observar que a pesar de las distintas oscilaciones que tuvieron los valores de corriente y voltaje a través del tiempo, estas oscilaciones ocurren en un rango pequeño, por lo que se puede modelar como una constante

la producción energética. Dicho lo anterior, se puede interpolar el porcentaje de variación para cada variable, y así tener un factor acorde a la temperatura que se desee.

2. Caracterización de paneles solares en base al ángulo de incidencia. Como se explicó en la metodología, el objetivo principal de estas pruebas es el caracterizar la producción de voltaje y corriente en base al ángulo de incidencia. Los valores arrojados en dichas variaciones son los mostrados en la tabla siguiente.

Cuadro 13. Voltaje y corriente medidos en celdas solares, variando el ángulo de incidencia

Ángulo	Corriente [mA]	Voltaje [V]
0°	52	4.84
15°	77	4.89
30°	112	4.91
45°	124	4.94
60°	139	5.33
75°	165	5.41
90°	170	5.49

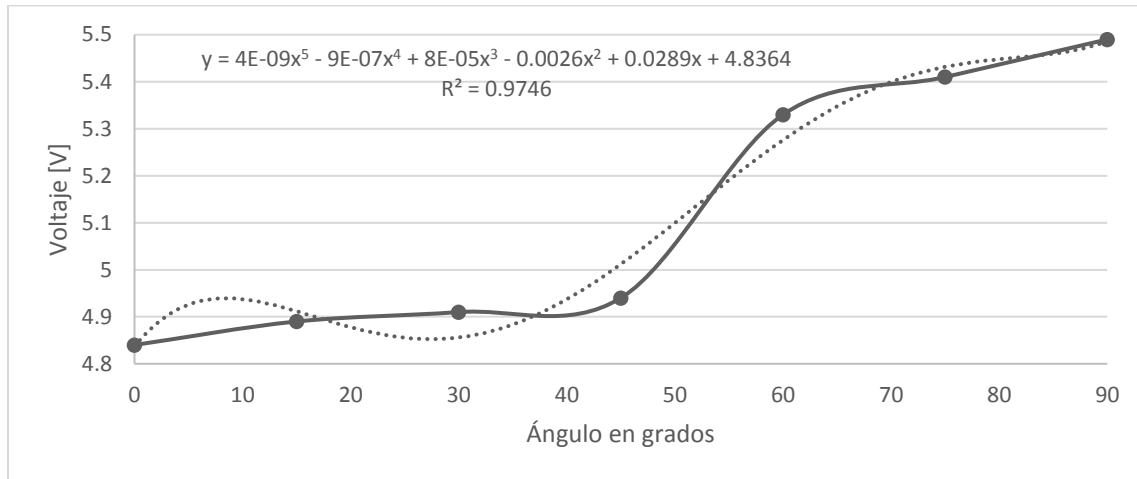
Tal y como era de esperarse, teniendo en cuenta que los 90° corresponden a una orientación directa al Sol, al variar el ángulo de incidencia la corriente producida se ve afectada notablemente, variando de 170 mA a 52 mA, lo que representa aproximadamente un 70% de variación.

Por el contrario podemos ver que el voltaje no varía drásticamente como la corriente, dicho rango se comprende dentro de 5.49V a 4.84V, el cual representa tan solo un 12% de variación.

Con los resultados anteriores, se pudo comprobar lo mencionado en el marco teórico (Figura 5), ya que el voltaje se mantuvo relativamente constante, en comparación a la corriente, al variar el ángulo de incidencia.

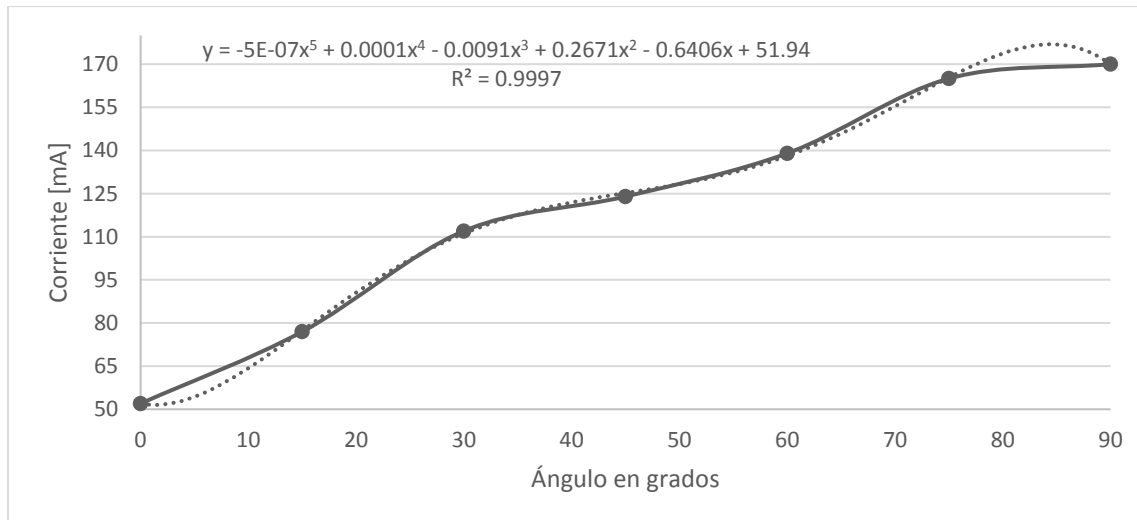
Pero el objetivo de estos resultados no es el simple hecho de comprobar la teoría, sino de establecer un modelo matemático que se ajuste a la producción de las celdas solares, dichos modelos permiten tener un dato certero del voltaje y corriente generada por las celdas solares en base a su ángulo de incidencia.

Figura 39. Voltaje vs. ángulo de incidencia en celdas solares



La figura anterior muestra el voltaje producido por las celdas solares vs. el ángulo de incidencia, se puede apreciar que se añadió, haciendo uso de las herramientas de Excel, una línea de tendencia. La gráfica que mejor se ajustó a la producción de voltaje de las celdas fue una polinómica de grado 5, con una regresión cuadrática de 0.9746, sabiendo que cercano a uno, dicha línea de tendencia se ajusta a la perfección y teniendo en cuenta que lo más que se aceptará es una variación del 5%. Dicha regresión representa una variación del 2.54% por lo que se acepta el polinomio de grado 5, mostrado en dicha gráfica, como modelo matemático para la producción de voltaje vs. el ángulo de incidencia en las celdas solares.

Figura 40. Corriente vs. ángulo de incidencia en celdas solares



De igual forma podemos observar en la Figura 40 que se tuvo una regresión cuadrática 0.9997, lo que representa un 0.03% de error, el cual es totalmente despreciable, por lo que también se acepta el polinomio

de grado 5, mostrado en dicha gráfica, como modelo matemático para la producción de corriente vs. El ángulo de incidencia de las celdas solares.

## B. COMPORTAMIENTO DE DESCARGA EN BATERÍA LIPO A DISTINTAS TEMPERATURAS Y TIEMPO DE CARGA REQUERIDO

1. Descarga en baterías LiPo. Para la descarga en baterías LiPo a diferentes temperaturas se colocó una carga de tipo resistiva, esto con el objetivo principal de llevar la corriente de descarga muy cercana a 1 amperio, en el cuadro siguiente se muestran los valores escogidos y la corriente que pasaba por el resistor seleccionado. Siendo T la temperatura a la que fue sometida la celda, Vnom el voltaje nominal de la celda, R el resistor escogido, IR la corriente en el resistor, CT la capacidad teórica de la celda, DT el tiempo de descarga teórico, DR el tiempo de descarga real y CR la capacidad real de la celda, teniendo en cuenta que se operará en un rango de voltaje comprendido entre los 3.2 a 4.2 V por celda.

Cuadro 14. Resultados de tiempo de descarga real y capacidad real en las celdas LiPo

T [°C]	Vnom [V]	R [Ohms]	IR [A]	CT [Ah]	DT [h]	DR [h]	CR [Ah]
0	3.7	25.1	0.147	5	33.92	24.08	3.55
25	3.7	4.5	0.822	5	6.08	4.75	3.91
40	3.7	25.1	0.147	5	33.92	24.9	3.67

A continuación se mostrarán los resultados del comportamiento de la batería ante diferentes temperaturas de descarga.

Figura 41. Descarga en batería LiPo a 25°C, datos muestreados aleatoriamente, haciendo uso de multímetro

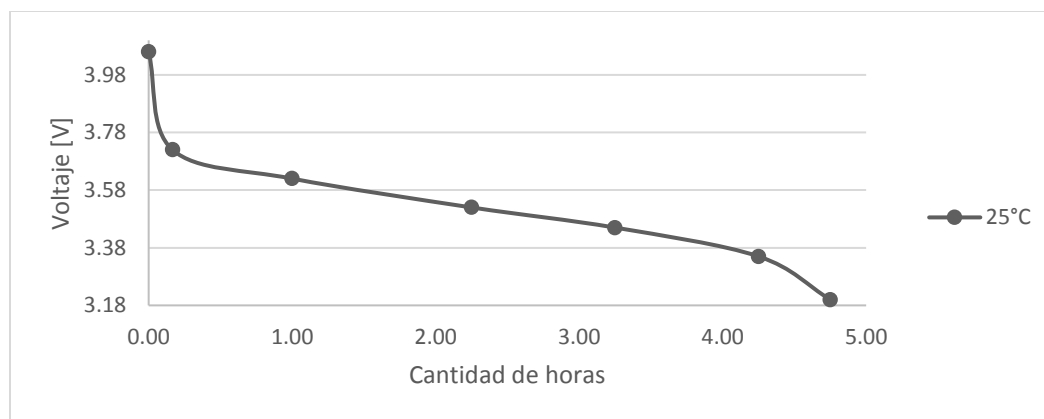


Figura 42. Descarga batería LiPo a 25°C, datos muestreados desde Matlab y exportados a Excel

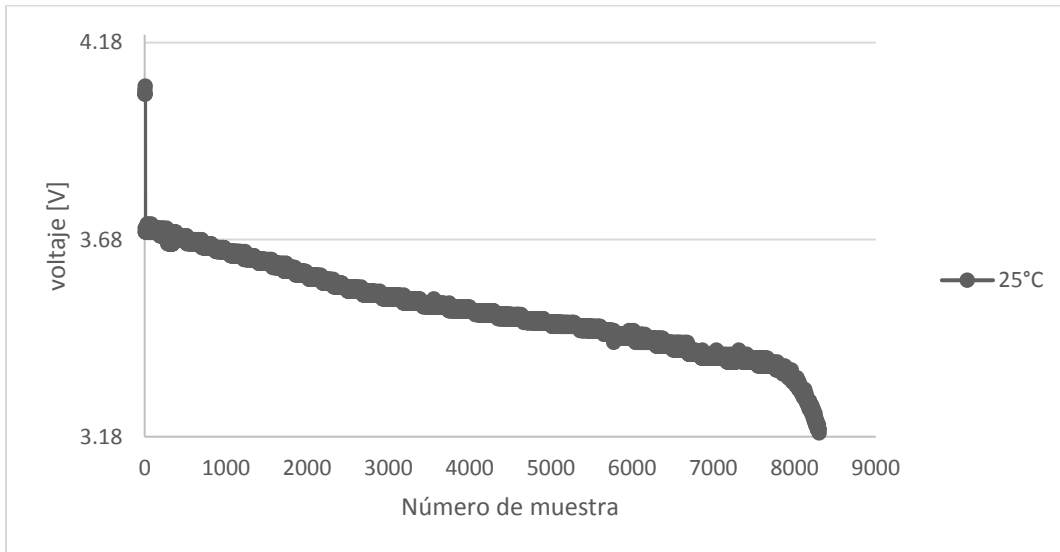


Figura 43. Descarga en batería LiPo a 40°C, datos muestreados aleatoriamente haciendo uso de multímetro

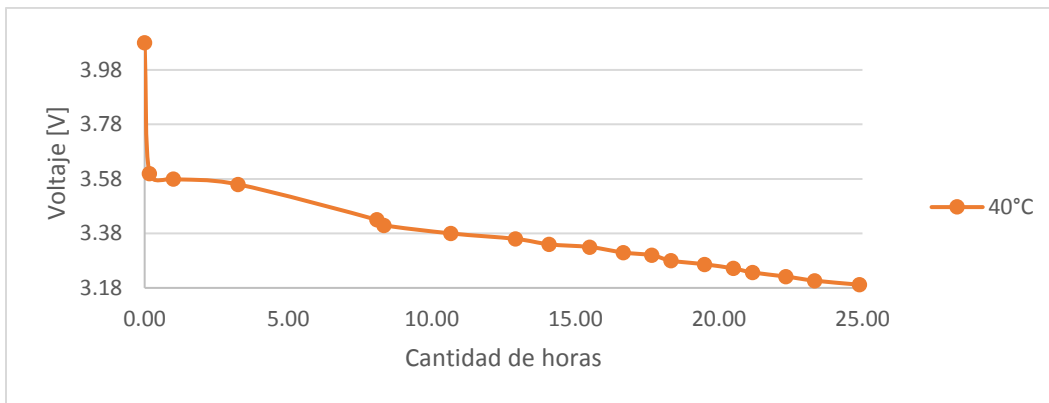


Figura 44. Descarga de batería LiPo a 40°C, datos muestreados desde Matlab y exportados a Excel

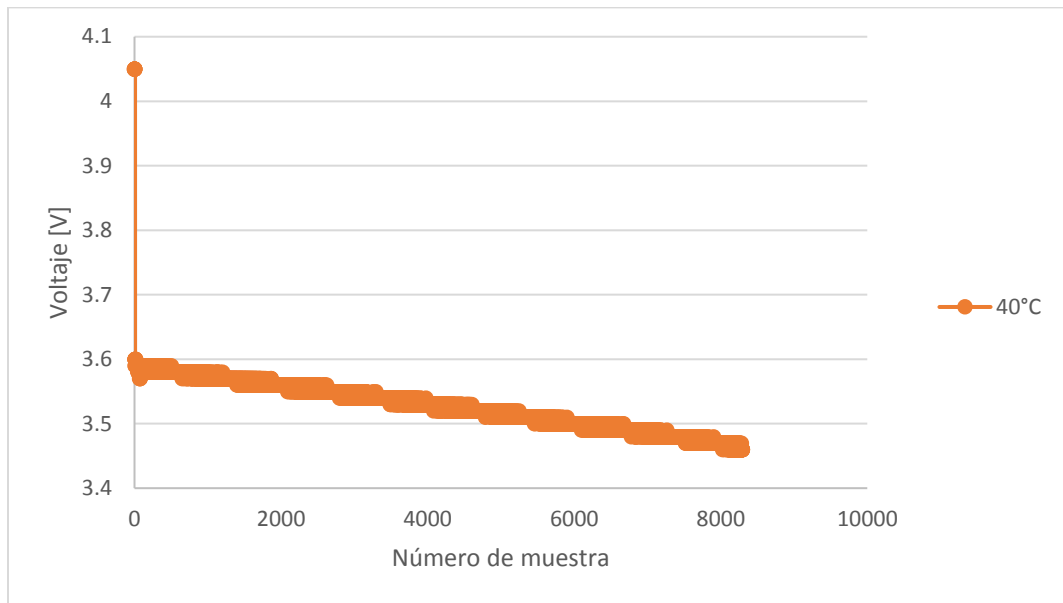


Figura 45. Descarga en batería LiPo a 0°C, datos muestreados aleatoriamente haciendo uso de multímetro

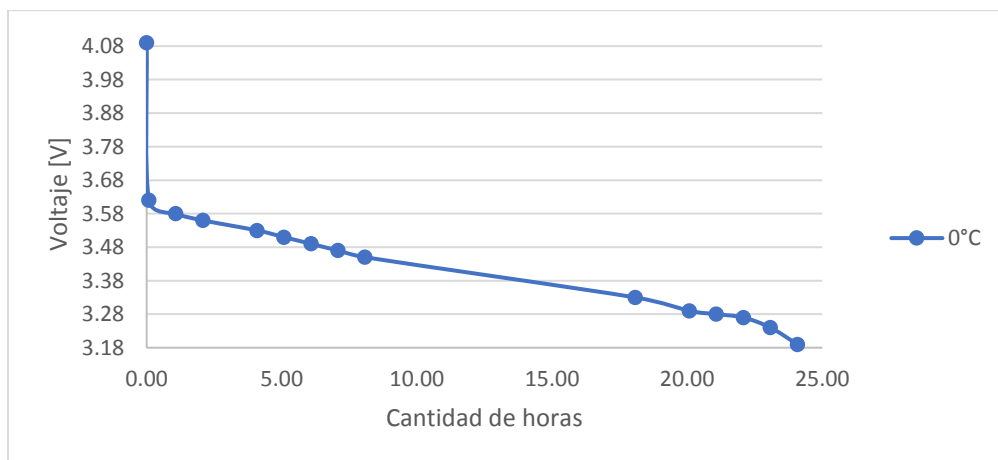
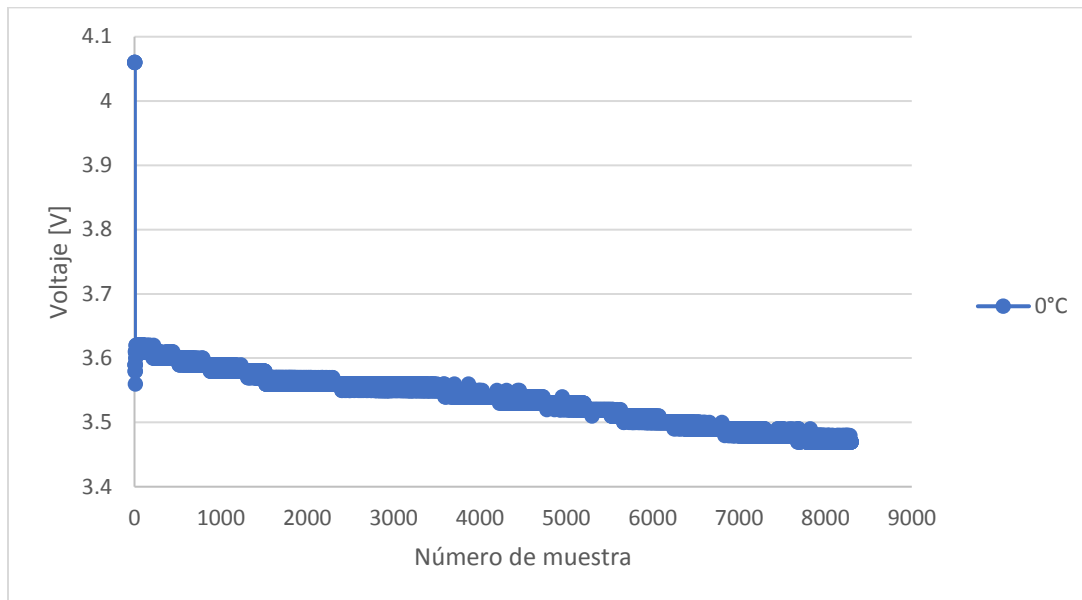


Figura 46. Descarga de batería LiPo a 0°C, datos muestreados desde Matlab y exportados a Excel



Como se puede observar en las gráficas anteriores, coincidió que, haciendo uso de los cargadores especificados, la celda alcanzó un voltaje total de 4.1 V. Al colocarle la carga, tal y como lo muestran todas las gráficas, esta empezó a trabajar en su voltaje nominal y a descargarse a partir de allí, se puede observar que a temperatura ambiente empieza a descargarse exactamente a partir de su voltaje nominal, mientras que a 40°C y a 0°C empieza a descargarse por debajo de este voltaje nominal (3.7 V).

Cabe resaltar que al momento de llevar a la celda a temperaturas extremas, dicha celda mostró problemas para soportar la misma corriente generada por la carga, por lo que se tuvo que hacer uso de un resistor de mayor valor, para que la corriente fuese soportada por la celda. Lo que nos indica que a temperaturas extremas la celda se comportará de manera extraña ante una demanda alta de corriente.

Se sabe que teóricamente la celda cuenta con una capacidad de entrega de 5000 mAh, como anteriormente se especificó, las celdas no pueden llegar a descargarse por debajo de los 3 V porque esto puede ser perjudicial para las mismas, e incluso causar un riesgo de incendio o explosión al momento de volver a cargarlas, por ende se tiene que saber cuál es la capacidad de entrega real de la celda, entre los rangos escogidos.

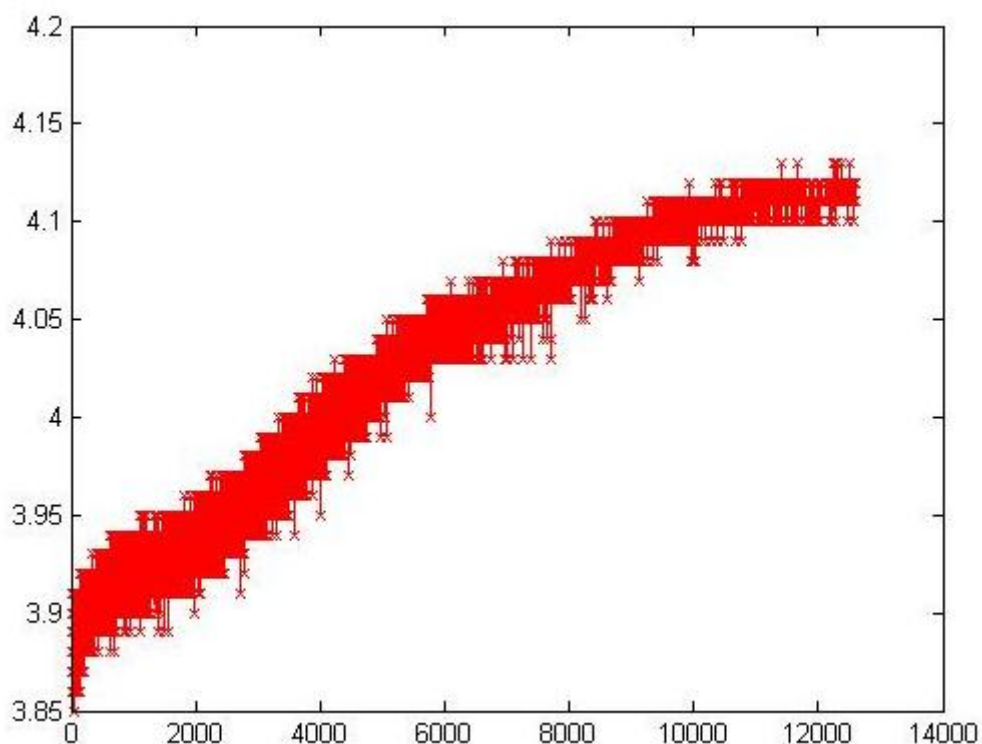
Estas capacidades de entrega fueron de 3910 mAh para la descarga a 25°C, 3670 mAh para la descarga a 40°C y 3550 mAh para 0°C. Capacidad que se ve afectada con respecto a la temperatura de operación de esta misma y se pudo comprobar que la celda a bajas temperaturas muestra el peor funcionamiento.

Cuadro 15. Porcentaje de capacidad real sobre capacidad teórica men celdas LiPo

Temperatura en celda [°C]	Capacidad Real [mAh]	Porcentaje sobre capacidad teórica
0	3550	71
25	3910	78
40	3670	73

## 2. Tiempo de carga en baterías LiPo.

Figura 47. 7 horas de carga en batería LiPo, datos muestreados en Matlab



La figura mostrada anteriormente es el resultado del muestreo de 7 horas de carga en la celda LiPo, se puede apreciar que la celda empieza a cargarse por encima de su voltaje nominal, el cual es 3.85V y termina de cargarse en los 4.1 V, voltaje alcanzado en la muestra número 8557, sabiendo que se muestrea cada 2 segundos esto quiere decir que 1800 muestras corresponden a 1 hora de muestreo, por lo que 8557 muestras corresponden a 4.75 horas de carga. Sabiendo que la celda posee una capacidad de 5000 mAh, si a esta la cargamos a una corriente de 1 A tardaría 5 horas en cargarse por completo, por lo que dadas las 4.75 horas, se estima una corriente aproximada de carga de 1053 mA.

Cuadro 16. Resultados de pruebas realizadas en cargadores TP4056, haciendo uso de celdas LiPo de 5000 mAh

Carga total en celda [V]	Corriente de Carga [mA]	Tiempo de carga [horas]
4.1	1053	4.75

Sabiendo que los paneles escogidos (NanoPower P110-A/B) son capaces de brindar una corriente máxima de hasta 2.5 A, y asumiendo una corriente de carga de 2 A, dicha celda se estaría cargando en aproximadamente 2.5 horas, lo que reduce notablemente el tiempo de carga pero el OBC, como anteriormente se mencionó, debe de ser capaz de priorizar esa corriente para la carga de las baterías.

## C. ESTRUCTURA Y DISEÑO DE PLACA DEL EPS

### 1. Comparación del diseño en Inventor vs. el diseño real para un CubeSat 1U.

Figura 48. Diseño final del prototipo para un CubeSat 1U, con paneles solares desplegados y baterías montadas junto a las caras del mismo

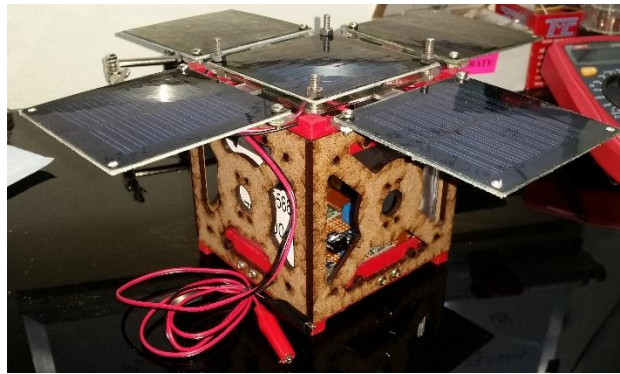
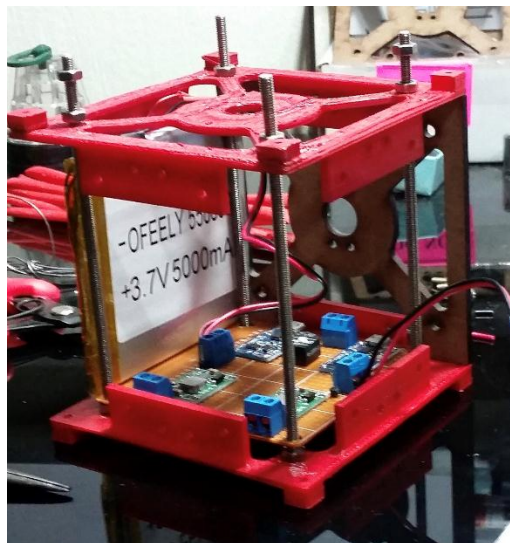


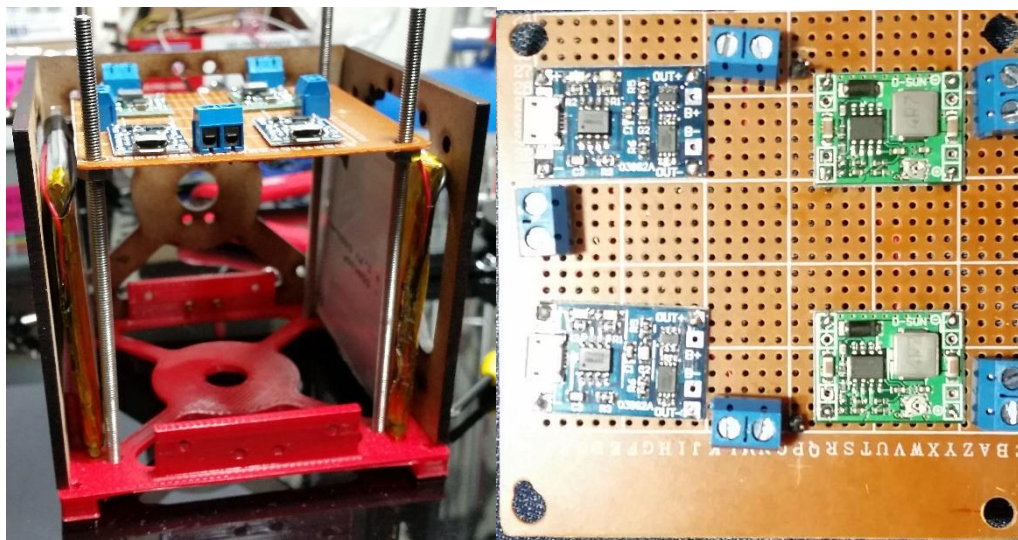
Figura 49. Forma de montaje de baterías LiPo y placa del EPS



Se puede apreciar en las figuras anteriores que el diseño fabricado es exactamente igual al diseño creado con la herramienta de Inventor, por lo que el ensamblaje se facilitó gracias a la ayuda de esta herramienta de dibujo.

## 2. Diseño de placa para el EPS.

Figura 50. Placa del EPS y montaje de placa, junto con baterías montadas a los lados de las caras del CubeSat 1U



Se puede observar que se cumplió con el diagrama para el circuito de la placa y con las dimensiones establecidas, ya que no sobrepasó los 93mm x 93mm, también se puede observar que la forma de montaje de las baterías, tal y como se mencionó anteriormente permite economizar una gran cantidad de espacio, debido a que estas ya no ocupan espacio a lo largo del CubeSat, sino que solo la placa del EPS está situada a lo largo del eje Z, entendiéndose el eje paralelo a las varillas. Esto es de suma importancia debido a que permite dejar mayor libertad para que los demás módulos la aprovechen a su conveniencia.

## D. ESPECIFICACIONES TÉCNICAS

El objetivo principal de esta sección es brindar la información necesaria para que el lector sepa, de una manera simple, el estado general del EPS, con esto se refiere a cuál es su total en masa, cuál es el tamaño total que este ocupa y cuál es el costo total para la elaboración de este mismo.

1. **Masa total del módulo de potencia.** Como bien se mencionó en el marco teórico, un CubeSat tipo 1U, no debe exceder 1.33 Kg, esto es igual a 1330 gramos, por lo que el siguiente cuadro comparará la masa utilizada con el límite admisible, para validar que el módulo no esté sobredimensionado.

Cuadro 17. Presupuesto de masa para el EPS

Componente	Masa Unitaria (g)	Cantidad	Masa total (g)
Tarjeta del EPS	25.00	1	25.00
Paneles solares	50.00	5	250.00
Baterías LiPo	50.00	2	100.00
			375.00

El total de masa ocupado es de 375 gramos, el cual representa aproximadamente el 28% de la masa total, dado que el EPS es el encargado de suministrar la fuente de almacenamiento y producción de energía, entiéndase baterías y paneles solares, es uno de los módulos que mayor masa poseerá, junto con la estructura. Por lo que se valida la masa utilizada ya que esta se encuentra dentro de un rango tolerable.

2. Tamaño total ocupado por el módulo de potencia. En esta sección, se comparará el volumen total dentro del CubeSat, el cual es de 10x10x10 cm, esto es igual a 1000 cm<sup>3</sup>. El siguiente cuadro muestra las dimensiones de todos los componentes comprendidos dentro del EPS.

Cuadro 18. Presupuesto de tamaño para el EPS

Componente	Ancho [cm]	Largo [cm]	Espesor [cm]	Cantidad	Volumen [cm <sup>3</sup> ]
Tarjeta del EPS	8.00	8.00	1.00	1	64.00
Paneles solares	9.80	8.25	0.22	5	86.91
Baterías LiPo	8.60	8.60	0.55	2	81.36
Volumen total [cm <sup>3</sup> ]					232.27

El volumen total utilizado, representa el 23.23% del volumen total, tomando en cuenta de que los paneles solares estarán colocados por fuera del CubeSat, y las baterías están colocadas de tal manera que no ocupen espacio a lo largo del eje Z dentro del CubeSat, se puede observar que el volumen resultante es válido, el cual permite una libertad significativa para que los otros módulos escojan sus componentes con mayor libertad.

3. Costo total del módulo de potencia. En esta sección se pretende dar a conocer dos presupuestos, el primer presupuesto mostrará todas las herramientas y componentes que fueron utilizados para la fabricación y diseño del prototipo del CubeSat y la tarjeta del EPS, entiéndase todo lo gastado en este trabajo de investigación, en este primer presupuesto se podrá observar que se compraron paneles solares de silicio monocristalino, dichos paneles solares no son aptos para aplicaciones aeroespaciales, pero nos dan una buena idea del funcionamiento de estos mismos y nos permiten simular el posicionamiento y producción de energía (5V, 500mA).

Cuadro 19 Costo total para la fabricación de la tarjeta del EPS y el prototipo del CubeSat 1U

Componente	Cantidad	Costo total (\$)
Yeeco Adj Voltage regulator	1	15.00
Yeeco TY100 LM317	1	24.00
Joe Knows Electronics Capacitors	1	28.00
E-Projects EPC-103 Resistor Kit	1	20.00
XCSOURCE 1A 5V Chargers	2	22.00
Ofeely 3.7V 5000mah LiPo	2	42.00
SunnyTech 0.5W 5V 100mA	5	44.00
LiPower Bust Converter	2	43.00
Arduino	1	29.00
LM317	5	5.00
Pantalla LCD para arduino	1	13.00
Base para Soldar	1	7.00
DC-DC Step Down adj Module Buck converter	1	27.00
Frentaly IIC/I2C/TWI LCD MODULE ARDUINO	1	11.00
Set Tornillos, varillas, roscas	1	22.00
Otros Gastos electrónica BP	1	43.00
Total (\$)		395.00

Para el segundo presupuesto solo se tomarán en cuenta los componentes de la placa del EPS y se incluirán los paneles solares NanoPower P110-A/B seleccionados para la misión en una LEO, en esta tabla no se tomará en cuenta los gastos del prototipo de la estructura ya que esta no es apta para misiones aeroespaciales.

Cuadro 20. Costo total para la fabricación del EPS con los paneles solares multi junction

Componente	Cantidad	Costo total (\$)
XCSOURCE 1A 5V Chargers	2	22
DC-DC Step Down adj Module Buck converter	1	27
Ofeely 3.7V 5000mah LiPo	2	42
NanoPower P110-A/B	5	11,040
Otros gastos	1	83
Total (\$)		11,214



## VII. CONCLUSIONES

- Tal y como muestran las figuras 37 y 38, las celdas solares muestran su peor desempeño a altas temperaturas.
- El porcentaje de variación para la producción de corriente a diferentes temperaturas para  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $60^{\circ}\text{C}$ , fue del 11.0% y 21.8% respectivamente.
- El porcentaje de variación para la producción de voltaje a diferentes temperaturas para  $-10^{\circ}\text{C}$  y  $60^{\circ}\text{C}$ , fue del 12.6% y 18.5% respectivamente.
- Se pudo comprobar tal y como lo muestra el Cuadro 13, que la variable más afectada al variar el ángulo de incidencia es la corriente generada por las celdas solares, esta varió en un 70%.
- Al variar el ángulo de incidencia en las celdas solares, se pudo comprobar que el voltaje varía tan solo un 12%.
- Para las gráficas de voltaje y corriente en función del ángulo de incidencia, mostradas en las figuras 39 y 40, el modelo matemático que mejor se ajustó fue un polinomio de grado 5.
- El modelo matemático de la corriente en función del ángulo de incidencia fue (Insertar modelo) y mostró una regresión cuadrática del 97.46%.
- El modelo matemático del voltaje en función del ángulo de incidencia fue (insertar modelo) y mostró una regresión cuadrática del 99.97%.
- La potencia total generada por cinco celdas solares NanoPower P110-A/B conectadas en paralelo es de 11.5W.
- Las celdas mostraron mayor desempeño a un ángulo de incidencia de  $90^{\circ}$ , por lo que estas deben de estar orientadas directamente al Sol en la etapa de luz solar de la órbita.
- Por el contrario las baterías LiPo mostraron su peor desempeño a una temperatura de  $0^{\circ}\text{C}$ .
- A temperatura ambiente las baterías LiPo empezaron a descargarse a su voltaje nominal, mientras que a  $0^{\circ}\text{C}$  y a  $40^{\circ}\text{C}$  estas empezaron a descargarse por debajo de este voltaje nominal.
- Al someter a la celda a temperaturas extremas, la celda no fue capaz de volver a soportar la corriente de descarga generada por la resistencia de 4.5 ohms, por lo que se hizo un barrido en los valores de resistencia que soportaba y se utilizó una de 25.1 ohms.
- La capacidad real de las celdas LiPo a temperatura ambiente fue de 3,910 mAh, lo que representa un 78% comparado con su capacidad teórica.
- La capacidad real de las celdas LiPo a una temperatura de  $0^{\circ}\text{C}$  fue de 3,550 mAh, lo que representa un 71% comparado con su capacidad teórica.
- La capacidad real de las celdas LiPo a una temperatura de  $40^{\circ}\text{C}$  fue de 3,670 mAh, lo que representa un 73% comparado con su capacidad teórica.
- Utilizando aproximadamente 1A de corriente de carga, las celdas LiPo, tardaron 4.75 horas en cargarse por completo, por lo que a 2A se cargarían en aproximadamente 2.5 horas.

- La masa total ocupada por el módulo de potencia es de 375 gramos el cual representa un 28% sobre la masa total disponible.
- El volumen total ocupado por el módulo de potencia es de 232.27 el cual representa un 23% en base al volumen total disponible.
- Se estima un costo total para el módulo de potencia de \$11,214.00, el cual incluye los paneles solares para aplicaciones aeroespaciales.

## VIII. RECOMENDACIONES

- Se recomienda hacer las pruebas en paneles solares en temporada de verano, ya que por realizar las pruebas en temporada de invierno, costó mucho disponer de días despejados para que las mediciones no se vieran afectadas.
- Si se desea hacer un perfil de consumo del CubeSat es importante que se tenga claro el comportamiento de la órbita seleccionada ya que en base a esta se sabrá el tiempo de luz solar y la cantidad de veces que el CubeSat podrá cargar sus baterías por día.
- Mejorar las pruebas a distintas temperaturas con paneles solares de tipo multi junction, agrandando el rango de temperatura, acorde a los valores alcanzados en la órbita seleccionada.
- Realizar pruebas de descarga en baterías, a distintas temperaturas, junto con los reguladores de voltaje y cargas cercanas al perfil de consumo que se analice.
- Debido a que las baterías mostraron su peor desempeño a una temperatura de 0°C, si dentro del CubeSat se estima que se alcanzaran temperaturas menores a esta, se recomienda utilizar calentadores para regular la temperatura a niveles óptimos.



## IX. BIBLIOGRAFÍA

- [1] (2003). Optical Properties I: Color - Pigments and Gemstones. *Chemistry* 754, 11.
- [2] (2016). *CubeSat Shop*. Obtenido de:  
[http://www.cubesatshop.com/?page=shop.product\\_details&flypage=flypage.tpl&product\\_id=70&category\\_id=17&option=com\\_virtuemart&Itemid=79](http://www.cubesatshop.com/?page=shop.product_details&flypage=flypage.tpl&product_id=70&category_id=17&option=com_virtuemart&Itemid=79)
- [3] Baker, P., & Whalen, J. (2010). *SURVEY OF TRADE STUDY METHODS FOR PRACTICAL DECISION-MAKING*. Hoboken NJ: NASA Independent Verification & Validation (IV&V) Facility.
- [4] BBC. (2014). *La Tierra es orbitada actualmente por 957 satélites artificiales*. Obtenido de:  
<http://www.infoespacial.com/es/2011/04/22/noticia-la-tierra-es-orbitada-actualmente-por-957-satelites-artificiales.html>.
- [5] Bolaños. (s.f.). *Teoría de reguladores*. Obtenido de:  
<http://www.bolanosdj.com.ar/TEORIA/REGULADORES.PDF>.
- [6] Cátedra de Biofísica - FOUBA. (s.f.). *RADIACIONES IONIZANTES*. Buenos Aires: Radiofísica sanitaria y biofísica ondulatoria.
- [7] CECATHERM GRUPO. (2010). *Radiación, convección, conducción*. Obtenido de:  
<http://www.cecatherm.com/calefaccion-radiante/radiacion-conveccion-conduccion>.
- [8] Chatters, E., Eberhardt, B., & Warner, M. (s.f.). *Orbital Mechanics*. 26.
- [9] Craig, C. (2010). *AN ADVANCED ELECTRICAL POWER SYSTEM FOR CUBESATS*. Portugal: CLYDE SPACE.
- [10] Dearbon, S. (2005). *Charging Li-ion Batteries for Maximum Run Times*. Arizona: PTech.
- [11] Elbrecht, A., Dech, S., & Gottscheber, A. (2011). *1U CubeSat design for increased power generation*. Rome: Missions and CubeSat Workshop.

- [12] Electrónica Unicrom. (2016). *Reguladores de conmutación - Convertidores DC-DC*. Obtenido de: <http://unicrom.com/reguladores-de-conmutacion-convertidores-dc-d/>.
- [13] Energema. (2014). *PARÁMETROS ELÉCTRICOS DE UN PANEL FOTOVOLTAICO*. Grupo elektra.
- [14] Escobar Polanco, J. (2015). *CubeSat Fase 2: Módulo de Estructura*. Guatemala: Universidad del Valle de Guatemala.
- [15] González, M. (2015). *Concepción del suministro energético para un CubeSat*. 103.
- [16] Greg, F. F. –L. (2015). *Multijunction Concentrator Solar Cells: Analysis and Fundamentals*. 30.
- [17] Helvajian, H., & Siegfried, J. (2008). *Small Satellites: Past, Present, and Future*. California: Aerospace Press.
- [18] Iriarte, A., Fabris, A., Herrera, R. & Rodríguez, C. (s.f.). *Envejecimiento de módulos fotovoltaicos en sistemas de bombeo de agua en la Provincia de Catamarca*. Catamarca.
- [19] J., H. (12 de enero de 2012). *LaseFocusWorld*. Obtenido de: <http://www.laserfocusworld.com/articles/print/volume-48/issue-12/features/photovoltaics-takes-small-steps-on-journey-to-greater-efficiency.html>.
- [20] Lehmann, G. (2011). *REGULADORES LINEALES*. Obtenido de: <https://www.scribd.com/document/124322822/Reguladores-lineales-pdf>.
- [21] Mozombite, A. (2012). *DISEÑO DE UN NANOSATÉLITE PARA EL PROYECTO DE ESTUDIO ATMOSFÉRICO QB50*. LIMA. PERÚ.
- [22] Pang, A., & Twiggs, B. (2011). *Citizen Satellites: Tiny, standardized spacecraft are making orbital experiments affordable to even smallest research groups*. California: Scientific American.
- [23] Pérez, R. (2013). *El Sputnik 1 y la carrera espacial*. México: UNAM.
- [24] Ponce, S. (2008). *CÉLULAS SOLARES DE SILICIO: FUNDAMENTOS Y APLICACIONES*. Málaga.

- [25] Puig-Suari, J., Turner, C., & Ahlgren, W. (2012). *Development of the Standard CubeSat Deployer and a CubeSat Class PicoSatellite*. San Luis Obispo, CA: California Polytechnic State University.
- [26] Salamanca, J., Avellaneda, J., & Henríquez, A. (2012). *Diseño e implementación de un módulo de gestión de energía para un pico-satélite tipo CUBESAT*. Bogotá, Colombia: GITEM.
- [27] Selva, D., & Krejci, D. (2012). A survey and assesment of the capabilities of Cubesats for earth observation. *Acta Astronautica*. 19.
- [28] Singarayar, F. (2013). *System Requirements and Recommendations*. QB50.
- [29] Staehle, R., Anderson, B., & Betts, B. (2012) *Interplanetary CubeSats: Opening the Solar System to a Broad Community at Lower Cost*. NASA Office of the Chief Technologist.
- [30] TEXAS INSTRUMENTS DATASHEET. (2014). *LM317 3-TERMINAL ADJUSTABLE REGULATOR*.
- [31] The CubeSat program, Cal Poly SLO. (2014). *CubeSat Design Specification*. California: CalPoly University.
- [32] Toorian, A., Diaz, K., & Lee, S. (2010). *The CubeSat Approach to Space Access*. California: NASA Jet Propulsion Laboratory.



## X. ANEXOS

Figura 51. Programa en Sketch de Arduino que permite el monitoreo del voltaje en celda LiPo y la medición de temperatura haciendo uso del sensor DS18B20

```
//////////////////////////////////////
#include <DallasTemperature.h>
#include <OneWire.h>
// Data wire is plugged into pin 2 on the Arduino
#define ONE_WIRE_BUS 2

// Setup a oneWire instance to communicate with any OneWire devices
// (not just Maxim/Dallas temperature ICs)
OneWire oneWire(ONE_WIRE_BUS);

// Pass our oneWire reference to Dallas Temperature.
DallasTemperature sensors(&oneWire);
//////////////////////////////////////

#define verdeLED 12 // verde LED 'Recién cargada'
#define amarilloLED 11 // verde LED 'Rango aceptable'
#define rojoLED 10 // rojo LED 'Precaución'
int analogValue = 0;
float voltage = 0;
int ledDelay = 1000;
void setup()
{
  Serial.begin(9600);
  pinMode(verdeLED, OUTPUT);
  pinMode(amarilloLED, OUTPUT);
  pinMode(rojoLED, OUTPUT);
  // Start up the library
  sensors.begin();
}
void loop()
{
  analogValue = analogRead(A0);
  voltage = analogValue*(5.04/1023); // Ajustar el voltaje leído 5.04 en base a la precisión del instrumento (
  if ( voltage >= 4.0 )
  {
    digitalWrite(verdeLED, HIGH);
    delay(ledDelay);
    digitalWrite(verdeLED, LOW);
  }
  else if ( voltage <= 3.2 )
  {
    digitalWrite(rojoLED, HIGH);
    delay(ledDelay);
    digitalWrite(rojoLED, LOW);
  }
}

sensors.requestTemperatures(); // Send the command to get temperatures

Serial.print(voltage);
Serial.print(" Voltts - ");
Serial.print(millis()/1000);
Serial.print(" Segundos");
Serial.print(" La Temperatura es: ");
Serial.print(sensors.getTempCByIndex(0)); // Why "byIndex"?
Serial.println(" grados Centigrados");
delay(1000); //1000 milisegundos en 1 segundo (cada 10 minutos = 10*60*1000 = 600,000 )
}
```

Figura 52. Programa en Matlab que permite exportar el voltaje medido en la celda LiPo a Excel

```

function ExportData(numero_muestras)
numero_muestras=2752;% Solo para inicializar, despues lo comento
close all;
clc;
y=zeros(1,numero_muestras);%Vector donde se guardan los datos
temp=zeros(1,numero_muestras);%Vector de segundos eje de las ordenadas

%Inicializo el puerto serial a utilizar
delete(instrfind({'Port'},{'COM4'}));
puerto_serial= serial('COM4');
puerto_serial.BaudRate=9600;
warning('off','MATLAB:serial:fscanf:unsuccessfulRead');

%Abro el puerto serial
fopen(puerto_serial);

%creando excel
filename = 'prueba.xlsx';

%Declaro un contador del número de muestras ya tomadas
contador_muestras=1;

%Creo una ventana para la gráfica
figure('Name','Serial communication: Matlab + Arduino. Keko Gonzalez');
title('SERIAL COMMUNICATION MATLAB+ARDUINO');
xlabel('Número de muestra');
ylabel('Voltaje (V)');
grid on;

%Bucle while para que tome y dibuje las muestras que queremos
while contador_muestras <= numero_muestras
    ylim([0 5.10]);
    xlim([contador_muestras-20 contador_muestras+5]);
    voltage=fscanf(puerto_serial,'%f');
    y(contador_muestras)=(voltage(1));
    temp(contador_muestras)=contador_muestras;%para graficar despues
    plot(contador_muestras,y(contador_muestras),'X-r');
    drawnow
    %Exportando a excel
    c = {temp(contador_muestras) y(contador_muestras)};
    xlswrite(filename,c,'VS',strcat('A',num2str(contador_muestras)));
    %terminando de exportar
    contador_muestras=contador_muestras+1;
end
plot(temp,y,'X-r');
%cierro la conexion con el puerto serial y elimino las variables
fclose(puerto_serial);
delete(puerto_serial);
clear all;
end

```

Figura 53. Programa que permite determinar la potencia generada por las celdas solares en función del ángulo de incidencia, haciendo uso del CubeSat Toolbox

```

function power = SolarCellPower( d, pSun )
%-----%
%
% Copyright (c) 2009 Princeton Satellite Systems, Inc.
% All rights reserved.
%-----%

% Demo
%-----
if( nargin < 1 )
    d = DefaultStruct;
    if nargin == 1
        power = d;
        return;
    end
    angle = linspace(0,2*pi);
    p = zeros(1,100);
    for k = 1:length(angle)
        pSun = 1367*[cos(angle(k));sin(angle(k));0];
        p(k) = SolarCellPower( d, pSun );
    end
    Plot2D( radtodeg((angle-(pi/2))), ((p/6.41)*5), 'Ángulo (deg)', 'Potencia (W)', 'Potencia generada vs. Ángulo de incidencia' );
    return
end

f = d.solarCellNormal'*pSun;

k = find(f < 0);
f(k) = 0;

if( length(d.solarCellEff) == 1 )
    solarCellEff = d.solarCellEff*ones(1,length(f));
else
    solarCellEff = d.solarCellEff;
end

power = 0;
for k = 1:length(f)
    power = power + solarCellEff(k)*d.effPowerConversion*d.solarCellArea(k)*f(k);
end

function d = DefaultStruct

d.solarCellEff = 0.28; % EMCORE ZTJM
d.effPowerConversion = 0.8;
d.solarCellArea = 0.098*0.082*6*[1 1];
d.solarCellNormal = [1 -1;0 0 0];

```

Figura 54. Plano para la tapadera y base, del prototipo del CubeSat 1U

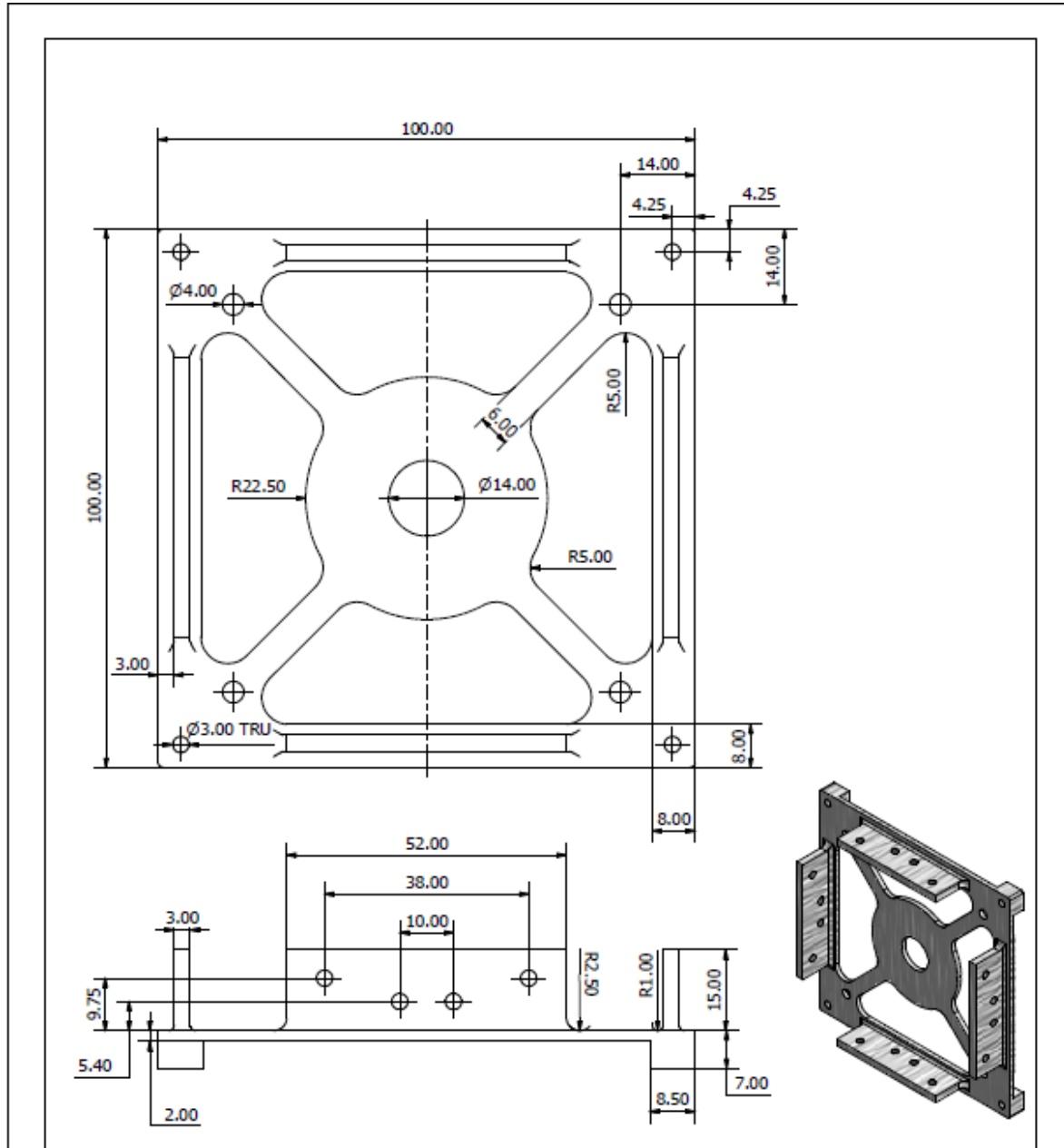


Figura 55. Plano del primer par de caras utilizado en el prototipo del CubeSat 1U

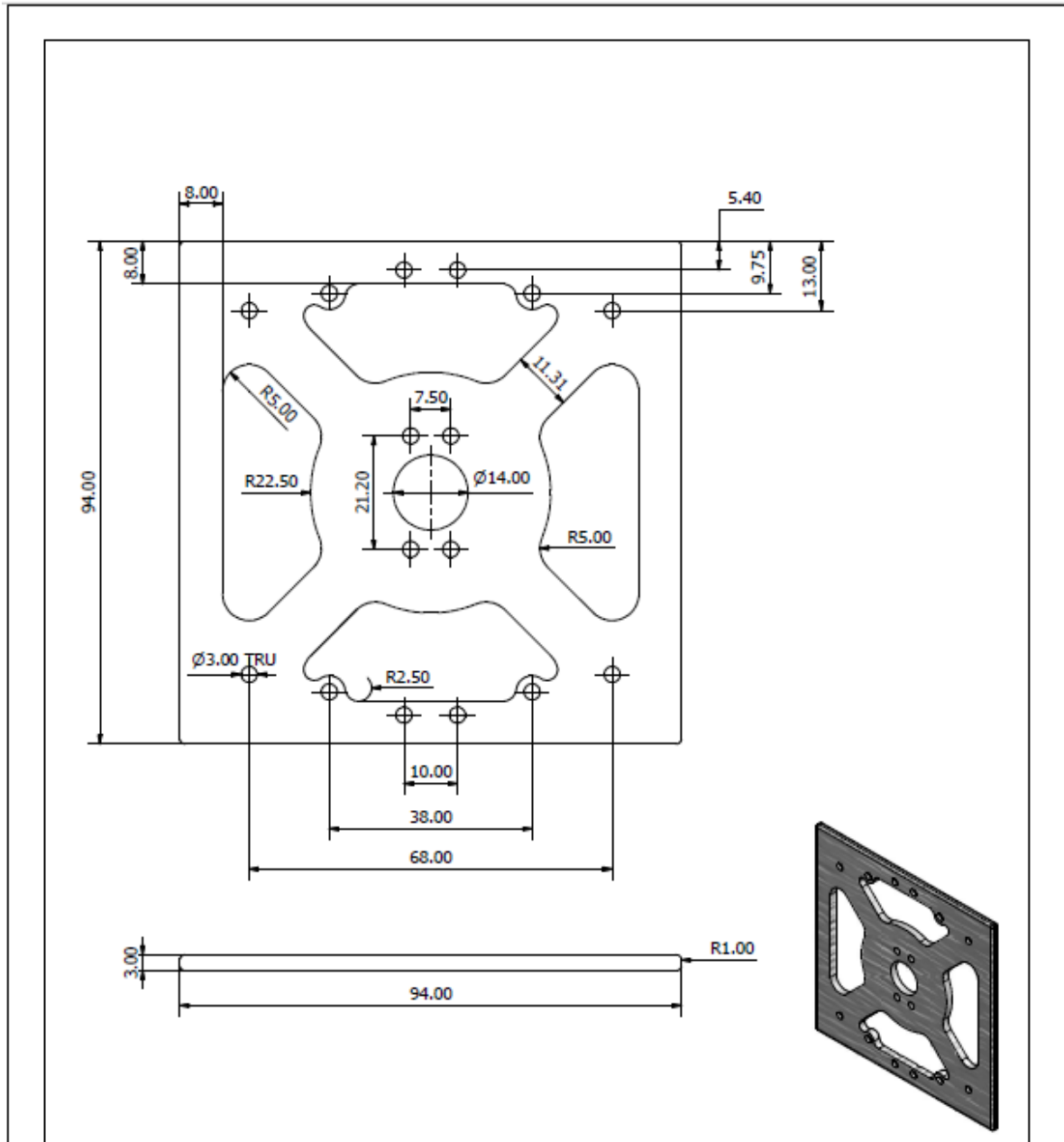


Figura 56. Plano del segundo par de caras utilizado en el prototipo del CubeSat 1U

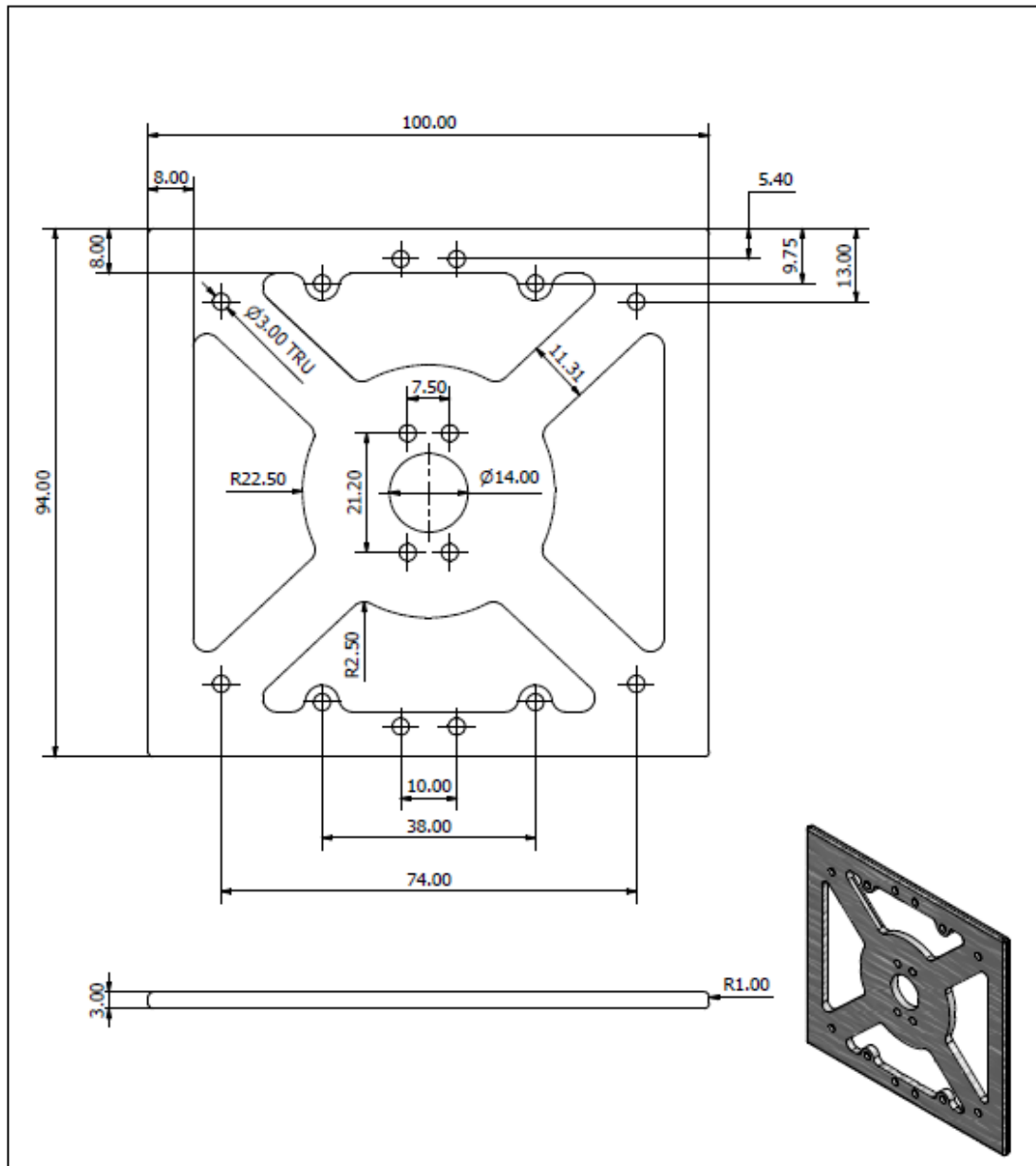


Figura 57. Datasheet del regulador MP1584EN escogido para voltajes de 5V y 3.3V

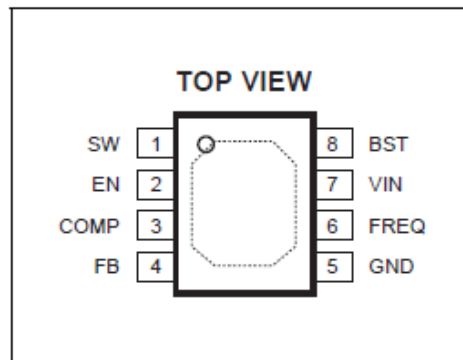
**MPS** MP1584 – 3A, 1.5MHz, 28V STEP-DOWN CONVERTER

### ORDERING INFORMATION

Part Number*	Package	Top Marking	Free Air Temperature (T <sub>A</sub> )
MP1584EN	SOIC8E	MP1584EN	-20°C to +85°C

\* For Tape & Reel, add suffix -Z (e.g. MP1584EN-Z);  
For RoHS Compliant Packaging, add suffix -LF. (e.g. MP1584EN-LF-Z)

### PACKAGE REFERENCE



#### ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS <sup>(1)</sup>

Supply Voltage (V <sub>IN</sub> )	-0.3V to +30V
Switch Voltage (V <sub>SW</sub> )	-0.3V to V <sub>IN</sub> + 0.3V
BST to SW	-0.3V to +6V
All Other Pins	-0.3V to +6V
Continuous Power Dissipation (T <sub>A</sub> = +25°C) <sup>(2)</sup>	2.5W
Junction Temperature	150°C
Lead Temperature	260°C
Storage Temperature	-65°C to +150°C
<b>Recommended Operating Conditions <sup>(3)</sup></b>	
Supply Voltage V <sub>IN</sub>	4.5V to 28V
Output Voltage V <sub>OUT</sub>	0.8V to 25V

Operating Junct. Temp (T<sub>J</sub>) ..... -20°C to +125°C

Thermal Resistance <sup>(4)</sup>	$\theta_{JA}$	$\theta_{JC}$
SOIC8E	50	10

°C/W

#### Notes:

- Exceeding these ratings may damage the device.
- The maximum allowable power dissipation is a function of the maximum junction temperature T<sub>J(MAX)</sub>, the junction-to-ambient thermal resistance  $\theta_{JA}$ , and the ambient temperature T<sub>A</sub>. The maximum allowable continuous power dissipation at any ambient temperature is calculated by P<sub>D(MAX)</sub>=(T<sub>J(MAX)</sub>-T<sub>A</sub>)/ $\theta_{JA}$ . Exceeding the maximum allowable power dissipation will cause excessive die temperature, and the regulator will go into thermal shutdown. Internal thermal shutdown circuitry protects the device from permanent damage.
- The device is not guaranteed to function outside of its operating conditions.
- Measured on JESD51-7, 4-layer PCB.

Figura 58. Datasheet del cargador para baterías TP4056



南京拓微集成电路有限公司  
Nanjing Top Power ASIC Corp.

## TP4056 1A Standalone Linear Li-Ion Battery Charger with Thermal Regulation in SOP-8

### DESCRIPTION

The TP4056 is a complete constant-current/constant-voltage linear charger for single cell lithium-ion batteries. Its SOP package and low external component count make the TP4056 ideally suited for portable applications. Furthermore, the TP4056 can work within USB and wall adapter.

No blocking diode is required due to the internal PMOSFET architecture and have prevent to negative Charge Current Circuit. Thermal feedback regulates the charge current to limit the die temperature during high power operation or high ambient temperature. The charge voltage is fixed at 4.2V, and the charge current can be programmed externally with a single resistor. The TP4056 automatically terminates the charge cycle when the charge current drops to 1/10th the programmed value after the final float voltage is reached.

TP4056 Other features include current monitor, under voltage lockout, automatic recharge and two status pin to indicate charge termination and the presence of an input voltage.

### FEATURES

- Programmable Charge Current Up to 1000mA
- No MOSFET, Sense Resistor or Blocking Diode Required
- Complete Linear Charger in SOP-8 Package for Single Cell Lithium-Ion Batteries
- Constant-Current/Constant-Voltage
- Charges Single Cell Li-Ion Batteries Directly from USB Port
- Preset 4.2V Charge Voltage with 1.5% Accuracy
- Automatic Recharge
- two Charge Status Output Pins
- C/10 Charge Termination
- 2.9V Trickle Charge Threshold (TP4056)
- Soft-Start Limits Inrush Current
- Available Radiator in 8-Lead SOP Package, the Radiator need connect GND or impending

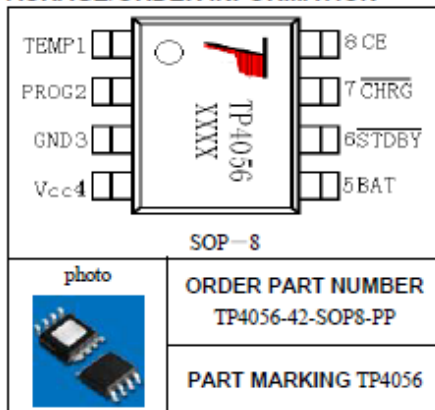
### ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

- Input Supply Voltage( $V_{CC}$ ): -0.3V~8V
- TEMP: -03~-10V
- CE: -03~-10V
- BAT Short-Circuit Duration: Continuous
- BAT Pin Current: 1200mA
- PROG Pin Current: 1200uA
- Maximum Junction Temperature: 145°C
- Operating Ambient Temperature Range: -40°C~85°C
- Lead Temp.(Soldering, 10sec): 260°C

### APPLICATIONS

- Cellular Telephones, PDAs, GPS
- Charging Docks and Cradles
- Digital Still Cameras, Portable Devices
- USB Bus-Powered Chargers,Chargers

### PACKAGE/ORDER INFORMATION



### Complete Charge Cycle (1000mAh Battery)

