



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE  
MÉXICO

---

FACULTAD DE INGENIERÍA

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA MECÁNICA E INDUSTRIAL

Diseño del subsistema de potencia del satélite Ulises 2

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE  
INGENIERO MECATRÓNICO  
PRESENTA:

Iñaki Erazo Damián

DIRECTOR DE TESIS:  
DR. Saúl De La Rosa Nieves

MÉXICO D.F.

Julio, 2014





Universidad Nacional  
Autónoma de México



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

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

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

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

## INDICE

Resumen.....	4
Introducción, objetivos y alcances.....	5
<b>Capítulo 1. Misión y metodología de diseño del satélite Ulises 2.</b>	
1.1 Definición de la misión Ulises 2 .....	6
1.2 Requerimientos de operación del satélite Ulises 2.....	6
1.3 Descripción de la metodología de diseño.....	7
<b>Capítulo 2. Retro ingeniería del satélite Ulises 1 y análisis de la interacción del subsistema de potencia.</b>	
2.1 Interacción de los subsistemas de la plataforma Satelital Ulises 1 en torno al subsistema de potencia.....	9
2.2 Sistema de potencia en la misión Ulises 1.....	20
2.2.1 Topología del subsistema de potencia.....	21
2.2.2 Celdas Solares.....	22
2.2.3 Módulo de carga de la batería.....	33
2.2.4 Módulo de regulación de voltaje para cargas.....	37
2.2.5 Módulo de almacenamiento de energía.....	38
2.3 Determinación de las Condiciones de operación del Satélite Ulises 1 y de su presupuesto energético.	
2.3.1 Órbita del satélite.....	40
2.3.2 Radiación espacial.....	43
2.3.3 Tiempos de exposición al sol.....	45
2.3.4 Tiempo de avistamiento.....	46
2.3.5 Casos de operación.....	47
2.3.6 Análisis de consumo.....	48
2.3.7 Tiempo de descarga.....	50
2.3.8 Consumo de dispositivos en modo de espera.....	53
2.3.9 Consumo de dispositivos en modo de transmisión.....	53
2.3.10 Tiempo de carga de las baterías.....	54
<b>Capítulo 3. Diseño del sistema de potencia del satélite Ulises 2</b>	
3.1 Determinación de los requerimientos de la de la plataforma Ulises 2.....	55
3.2 Definición de instrumentación de la carga útil.....	56
3.3 Definición de la topología del subsistema de potencia de Ulises 2.....	56
3.4 Diseño de la fuente conmutada.....	57
3.4.1 Modelo matemático de la fuente conmutada.....	58
3.4.2 Calculo del inductor.....	61
3.4.3 Calculo del capacitor.....	63
3.4.4 Selección de componentes.....	65
3.5 Módulo de Captación de energía.....	66

<b>3.6 Módulo de almacenamiento de energía.....</b>	<b>70</b>
<b>3.7 Distribución de energía.....</b>	<b>72</b>
<b>3.8 Módulo de telemetría.....</b>	<b>73</b>
<b>3.9 Módulo de control del sistema de potencia.....</b>	<b>76</b>
<b>3.9.1 Búsqueda del máximo punto de eficiencia (MPPT).....</b>	<b>77</b>
<b>3.9.2 Sistema de control difuso .....</b>	<b>79</b>
<b>3.10 Consideraciones de compatibilidad.....</b>	<b>84</b>
<b>3.11 Implementación.....</b>	<b>84</b>
<b>3.12 Resultados.....</b>	<b>87</b>
<b>3.13 Conclusiones.....</b>	<b>89</b>
<b>3.14 trabajo a futuro.....</b>	<b>90</b>

**Lista de tablas.**

**Lista de figuras.**

**Referencias.**

## Acrónimos.

---

**CAT ..... Centro de Alta Tecnología**

**CEM ..... Colectivo Espacial Mexicano**

**COTS..... Cost Off The Shelf**

**DET .....Direct Energy Transfer**

**EMC..... Electro Magnetic Compatibility**

**EMI ..... Electro Magnetic Interactions**

**ESR.....Equivalent Series Resistance**

**GPS..... Global Positioning System**

**GRC..... Galactic Cosmic Rays**

**IC.....Integrated Circuit**

**LEO ..... Low Earth Orbit**

**LET .....Linear Energy Transfer**

**MEO..... Medium Earth Orbit**

**MOSFET..... Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect-  
Transistor**

**MPPT..... Maximum Power Point Tracker**

**P&O..... Perturb and Observe**

**PCB.....Printed Circuit Board**

**PEO..... Peripheral Earth Orbit**

**PWM..... Pulse Wide Modulation**

**SEE..... Single Event Effects**

**STK..... Systems Tool Kit**

---

**TBJ ..... Transistor de unión bipolar**

**TID ..... Total Ionizing Dose**

---

## **Resumen**

El presente trabajo muestra el proceso de diseño del Subsistema de Potencia de la misión satelital Ulises 2. Se inicia con el análisis de la misión del satélite y sus requerimientos de operación, se continua con la realización de la retro ingeniería de la plataforma satelital TubeSat, utilizada en una misión satelital previa denominada Ulises 1 que tiene condiciones de operación similares a Ulises 2 pero con objetivos más limitados. Mediante la retro ingeniería se analiza la metodología y el estado del arte en el diseño de la plataforma TubeSat y en especial se profundiza en el estudio del diseño de su Subsistema de Potencia y su interacción con todos los demás subsistemas del satélite, el resultado de este análisis se utiliza como punto de partida para el diseño del Subsistema de Potencia de Ulises 2.

Después del análisis de la misión Ulises 2 y de la plataforma Tubesat, se prosigue con la determinación los requerimientos de diseño del Subsistema de Potencia para la Misión Ulises 2, en base a la demanda energética de la carga útil, a las condiciones del medio ambiente espacial en la órbita y a la estimación de los posibles modos de operación del satélite, teniendo como limitante el requerimiento de utilizar las dimensiones de la estructura mecánica de la plataforma TubeSat ;donde el área efectiva de los paneles y su eficiencia son necesarios para los modos de operación de la plataforma. Ya con todos los requerimientos definidos se realiza la selección de la topología del Subsistema de Potencia y el diseño de sus módulos, el criterio de selección y diseño se rige por la búsqueda de alta eficiencia en los procesos de captación, almacenamiento y regulación de energía mediante el uso de un sistema de control de búsqueda de máxima potencia (MPPT) para extraer la máxima eficiencia de los paneles solares, así como control difuso como herramienta en la carga de las baterías del subsistema. La filosofía de diseño utilizada además de proveer la capacidad de ejecutar los modos de operación del satélite, también garantiza la conservación del nivel de energía mínima para que el satélite pueda continuar trabajando en su órbita.

Al final se presenta el proceso de implementación del diseño, la descripción y resultados de las pruebas realizadas que permiten evaluar el desempeño del Subsistema de Potencia presentado en este trabajo de Tesis.

## Introducción, objetivos y alcances.

Actualmente el desarrollo del estado del arte de las misiones para pequeños satélites representa un nicho en crecimiento y oportunidades [1] [2] [3] [4], ya que cada vez son más las aplicaciones que se pueden obtener de este tipo de misiones gracias a la microelectrónica y a las nuevas tecnologías emergentes como las micro y nanotecnologías, así como los microsistemas electromecánicos hacen que hoy en día los mini y micro satélites, aparatos espaciales de menos de 500 y 100 kilogramos respectivamente, tengan algunas prestaciones comparables a las grandes plataformas satelitales de hace una década y además posibilitan una nueva clase de pequeños satélites [5], por debajo de los 10 Kg, los nano satélites.

Algo que ha ido evolucionando junto con este tipo de satélites son las cargas útiles [3] [4], esto es la instrumentación que realizará la misión de a bordo, que gracias a la actual disponibilidad de sistemas electrónicos y mecánicos más pequeños hacen posible realizar misiones antes destinadas a satélites de mayor peso y tamaño, lo que se traduce en un ahorro en los costos de nuevos proyectos espaciales y por lo tanto la posibilidad de que Instituciones con bajo presupuesto puedan incursionar en esta área.

La experiencia con este tipo de plataformas a nivel mundial habla de una ampliación en su uso principalmente en los últimos 20 años; en México la participación en este tipo de tecnología es escasa, lo cual nos alienta a explorar en este ramo.

En el proyecto que se describe a continuación, el satélite Ulises2 es un nano satélite, el cual debe de servir como plataforma tanto de estudio de las tecnologías aplicables a una misión con las características que se describirán a lo largo de la tesis, así como para el desarrollo de experimentos a bordo del satélite. Esta plataforma estará equipada con dos cámaras y diferentes subsistemas que ayudarán a realizar la misión; La misión Ulises 2 es un esfuerzo que parte de la cooperación del Centro de Alta Tecnología (CAT) de la Facultad de ingeniería con el colectivo espacial Mexicano (CEM) liderado por el Artista Juan José Díaz Infante, quienes definen el proyecto como “el ojo del artista en el espacio”.

En el presente trabajo de Tesis se presenta el diseño y construcción del Subsistema de Potencia del nanosatélite Ulises 2. Dadas las características del nanosatélite, el Subsistema de Potencia se presenta como el principal reto tecnológico para soportar la operación de la misión del satélite en órbita, ya que en volumen extremadamente pequeño y sin control de apuntamiento, el subsistema de potencia tiene que garantizar la captación de energía, su regulación, almacenamiento y administración.

El objetivo del presenta trabajo de Tesis es:

- Realizar la retro ingeniería de la plataforma TubeSat y determinar su viabilidad para para el desarrollo de la misión Ulises 2;
- Diseñar un sistema de regulación de voltaje de alta eficiencia manejado por un controlador para aplicación espacial;
- Realizar el diseño del subsistema de potencia y la construcción de su prototipo para la misión Ulises 2.

Alcances del trabajo de Tesis:

- Los alcances de este trabajo conciernen el análisis de la plataforma Ulises 1 haciendo énfasis en el subsistema de potencia de la misma, donde posteriormente se dará una propuesta de la topología del subsistema de potencia del satélite Ulises 2, la generación de un prototipo del mismo, así como los resultados generados a partir de este diseño.

La organización de esta Tesis presenta en el Capítulo 1 la descripción de la Misión del Nanosatélite Ulises 2 y la metodología de diseño que se utilizó, en el Capítulo 2 se aborda el proceso de retro-ingeniería que se realizó sobre el nanosatélite Ulises 1, el cual es un proyecto previo con características físicas similares a

Ulises 2 pero con capacidades mucho más limitadas, aquí se aborda el análisis que permitió tener un primer acercamiento al estado del arte de estas tecnologías sobre todo en lo que respecta a los puntos destacados de diseño del Subsistema de Potencia, Finalmente, El Capítulo 3 presenta el diseño del Subsistema de Potencia del satélite Ulises 2, su implementación, resultados y conclusiones del trabajo

## **Capítulo 1. Misión y metodología de diseño del satélite Ulises 2**

### **1.1 Definición de la misión Ulises 2.**

Generar un proyecto nano satelital que sea puesto exitosamente en órbita en 2 años, que fomente la formación de especialistas en ingeniería espacial, la colaboración entre ingenieros y artistas, y que desarrolle una misión que apoye un nuevo campo de creación artística en donde el satélite es un instrumento que funciona como una interface del artista; los objetivos de la plataforma presentados para el proyecto son los siguientes:

- Desarrollar una plataforma nano satelital con capacidad de percepción remota de imágenes de la superficie terrestre a partir de una órbita polar.
- Desarrollo de un Subsistema de telecomunicación a bordo del nano satélite que permita enlaces bidireccionales.
- Desarrollo y ejecución del programa espacial hasta su lanzamiento y operación en una Órbita Polar.
- Lograr un equipo nacional o internacional de artistas que utilice el satélite vía interface de Internet.
- Exposición de las fotografías en una galería virtual también en Internet.
- Retro ingeniería de Ulises 1.
- Formar recursos humanos especializados en cada una de las áreas involucradas en el desarrollo de la plataforma nano satelital.
- Consolidar un modelo de cooperación que permita atender las necesidades de sector artístico para generar nuevos procesos de creación en base a la tecnología espacial.

### **1.2 Requerimientos de operación de la misión Ulises 2**

Requerimientos generales de operación:

- Tomar imágenes en un punto predeterminado de su trayectoria (sin apuntamiento)
  - ✓ No se especifica control de apuntamiento
  - ✓ Se requiere identificar el punto geográfico en la trayectoria (GPS)
  - ✓ Deseable identificar el apuntamiento del satélite para ubicar el objetivo de la foto (determinación de apuntamiento )
- Recuperar las imágenes

Requerimientos específicos de operación:

La operación de la plataforma Ulises 2 está planeada para la toma de imágenes en una órbita LEO, donde los modos de operación estarán dictados principalmente por el subsistema de potencia ya que el presupuesto energético se encuentra limitado y debe de maximizarse este presupuesto.

Durante la operación de la plataforma tendremos diferentes modos de operación como transmisión de datos durante la iluminación o en eclipse, toma de fotografías durante el periodo de iluminación y de

eclipse, así como carga de energía de la plataforma, por ejemplificar algunos. Tener en cuenta estos modos de operación en la plataforma es de vital importancia en varios aspectos, desde la selección de componentes hasta la duración del número de enlaces con estaciones terrenas al día.

Como parte de las tareas que me fueron asignadas a este proyecto una fue la de encabezar a un grupo de estudiantes de ingeniería en telecomunicaciones, en este rubro las características de los estudiantes se deben de citar, ya que se trata de estudiantes de ingeniería en telecomunicaciones de entre 7° y 9° semestre, donde atendiendo a los requerimientos del proyecto se programaron tareas específicas para cada estudiante en el desarrollo del Subsistema de Potencia, de acuerdo a su perfil e intereses para llevar a cabo las actividades. Estas actividades se describirán en la sección 3.9 y 3.10.

### 1.3 Descripción de la metodología de diseño.

En esta misión nuestros requerimientos para el Subsistema de potencia son los siguientes:

- Suministrar una fuente de energía durante toda la vida útil de la plataforma.
- Controlar y distribuir la energía en el satélite.
- Soportar los requerimientos energéticos para diferentes modos de operación.
- Proveer datos de telemetría del subsistema.
- Proteger a los demás subsistemas en caso de una falla de este subsistema.

Es muy importante tener en cuenta el presupuesto que se debe manejar en esta misión, ya que es un punto muy importante a tomar en cuenta en el momento de seleccionar componentes para los subsistemas, para esto podemos echar mano de una Gráfica de desempeño contra costo ya que esta grafica nos ayuda a encontrar el punto en el cual podemos encontrar un dispositivo con las características adecuadas y un costo aceptable para la misión.

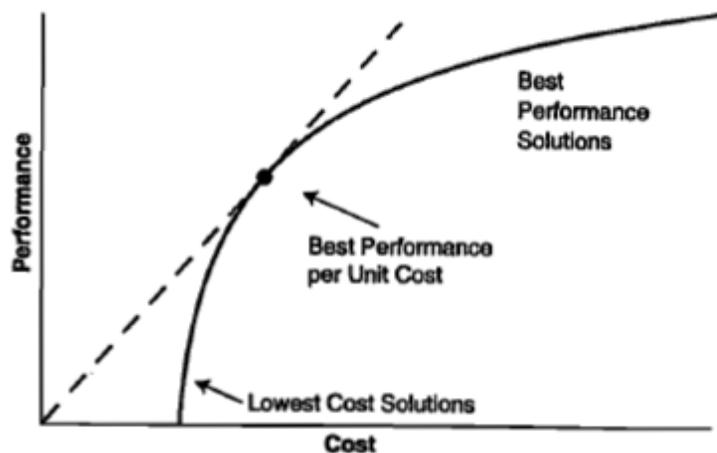


Fig. 1.1 Pasos en el proceso de diseño [6].

El proceso de diseño de todos los subsistemas en el satélite se vuelve un proceso iterativo [6], una vez que se plantean los requerimientos de la misión determinaremos los pasos a seguir para el diseño del subsistema de potencia.

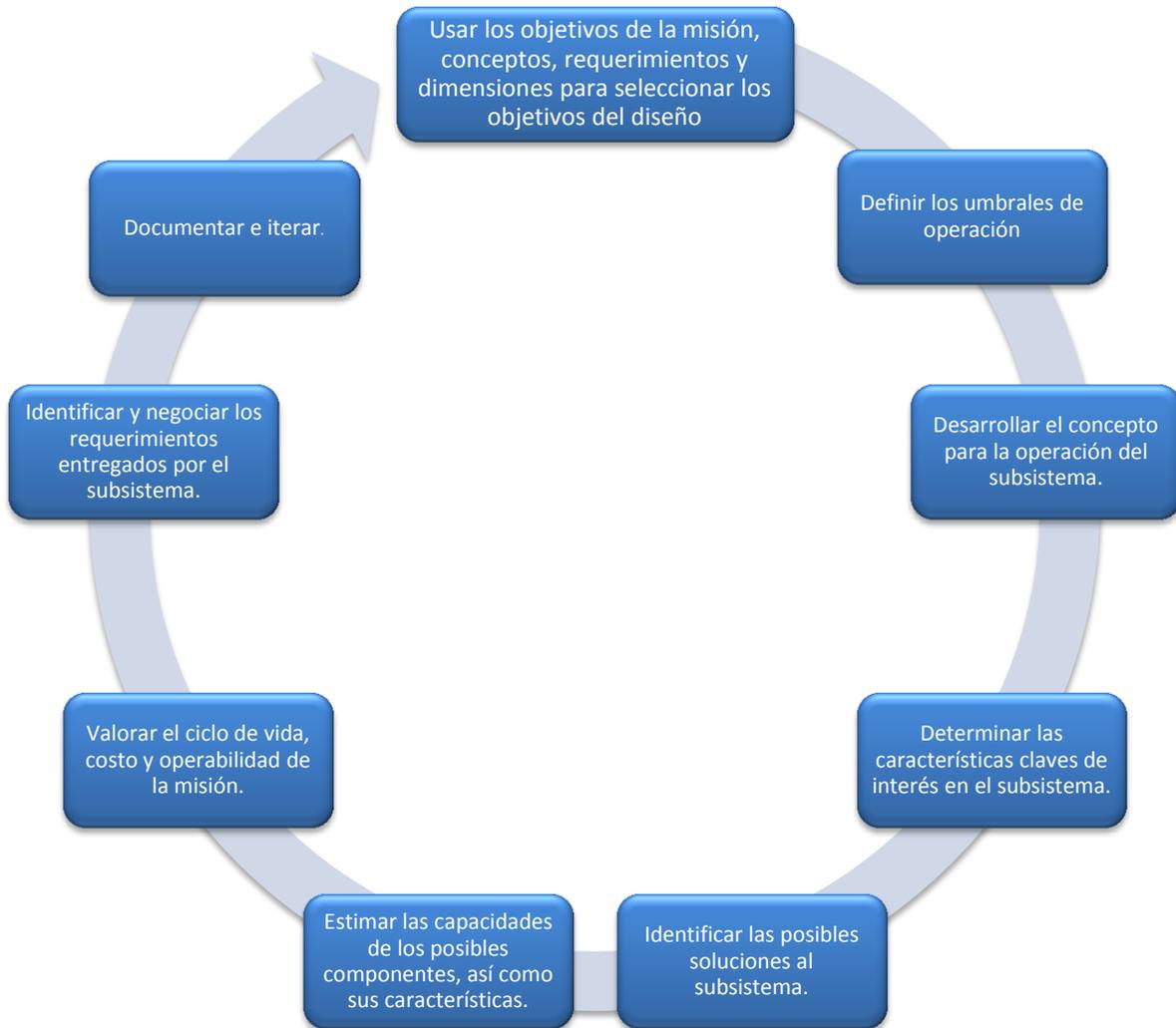


Fig.1.2 Proceso de diseño de subsistemas en una plataforma satelital [6].

Se realizará la retro ingeniería de la plataforma satelital Ulises1 con el fin de identificar los principios de diseño utilizados para su realización y determinar su capacidad para soportar la nueva carga de Ulises 2, principalmente su capacidad en disponibilidad energética y a partir de esto definir la necesidad de un nuevo diseño del Subsistema de potencia; a su vez este análisis permitirá validar la sustentabilidad de la plataforma en el ambiente espacial y encontrar los requerimientos para soportar a la nueva carga útil. Posteriormente, una vez definido los requerimientos del Subsistema de potencia de Ulises 2, se determinará en base a los modos de operación del satélite un ciclo grama de consumos de energía (Sección 2.2.6) que permitan diseñar el algoritmo de control del Subsistema de potencia durante su trabajo en órbita.

## Capítulo 2. Retro ingeniería del satélite Ulises 1 y análisis de la interacción de su subsistema de potencia.

### 2.1. Interacción de los subsistemas de la plataforma Satelital Ulises 1 en torno al subsistema de potencia.

La plataforma satelital Ulises 1 es el punto de partida de esta investigación, ya que debemos analizar cuáles son las capacidades y características de esta plataforma para su posterior modificación y aplicación con un tipo de carga útil específica de mayor demanda energética para la misión Ulises 2.

#### Descripción de la plataforma satelital TubeSat

La plataforma satelital Ulises 1 aparenta un pequeño cilindro, por lo que se denomina como un TUBESAT, el cual fue diseñado por la empresa Interorbital Systems [3] como una plataforma flexible para un desarrollo de una misión satelital de bajo costo, en este podemos encontrar la configuración de un satélite convencional con ciertas limitantes.

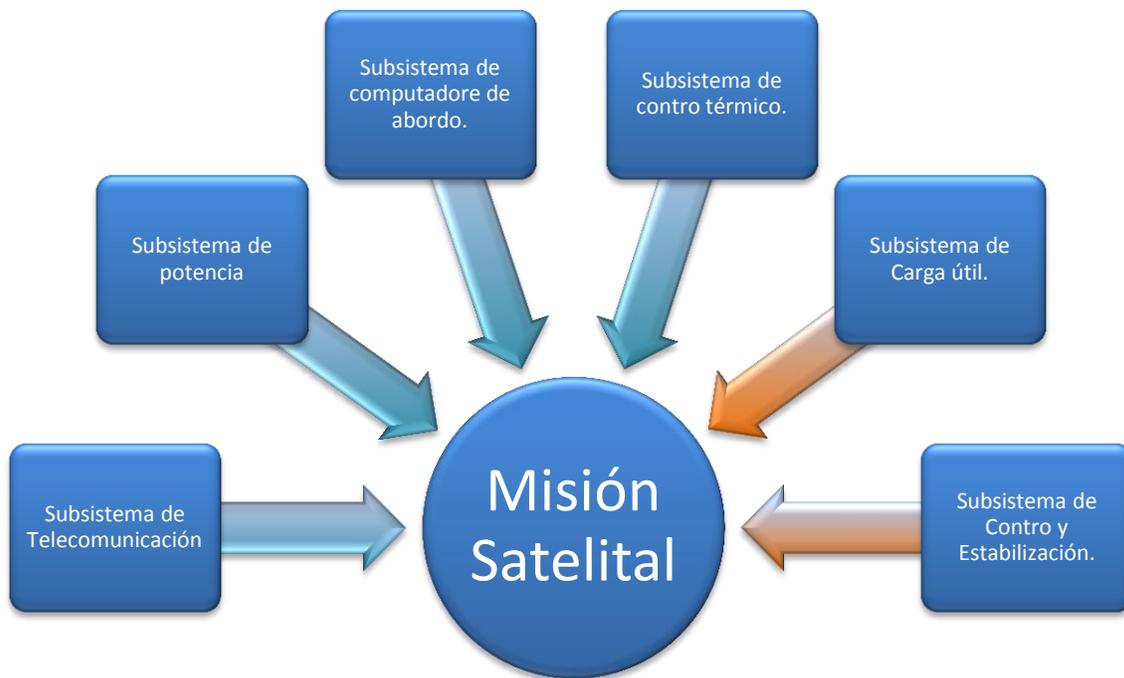


Fig. 1.3 Subsistemas que conforman al satélite.

El TubeSat Ulises 1 está compuesto por los subsistemas de telecomunicaciones, potencia y computadora de abordo, distribuidos en cuatro placas impresas para circuitos. Un punto a destacar de la plataforma Ulises 1 es la ausencia de un control de estabilización, el cual es un punto a tomar en cuenta para los objetivos de la misión, así como para propuesta de carga útil, ya que la ausencia de este subsistema se traduce en un comportamiento impredecible de la plataforma. La captación de energía se realiza con ocho celdas solares dispuestas alrededor del cuerpo del satélite montadas en tarjetas impresas; alternadas entre cada una de las placas se encuentran 8 barras de aluminio que actúan como la estructura del satélite. El arreglo de celdas

solares funcionan también como elemento pasivo para la regulación de la temperatura dentro del satélite; a su vez, este material posee una buena resistencia a la corrosión, la cual es una propiedad que servirá de mucho en órbita debido al ambiente que está expuesto el satélite como veremos más adelante.

El nanosatélite tiene forma de hexadecágono, formado por placas que están separadas por tres barras cilíndricas para mantener la distancia entre cada placa.

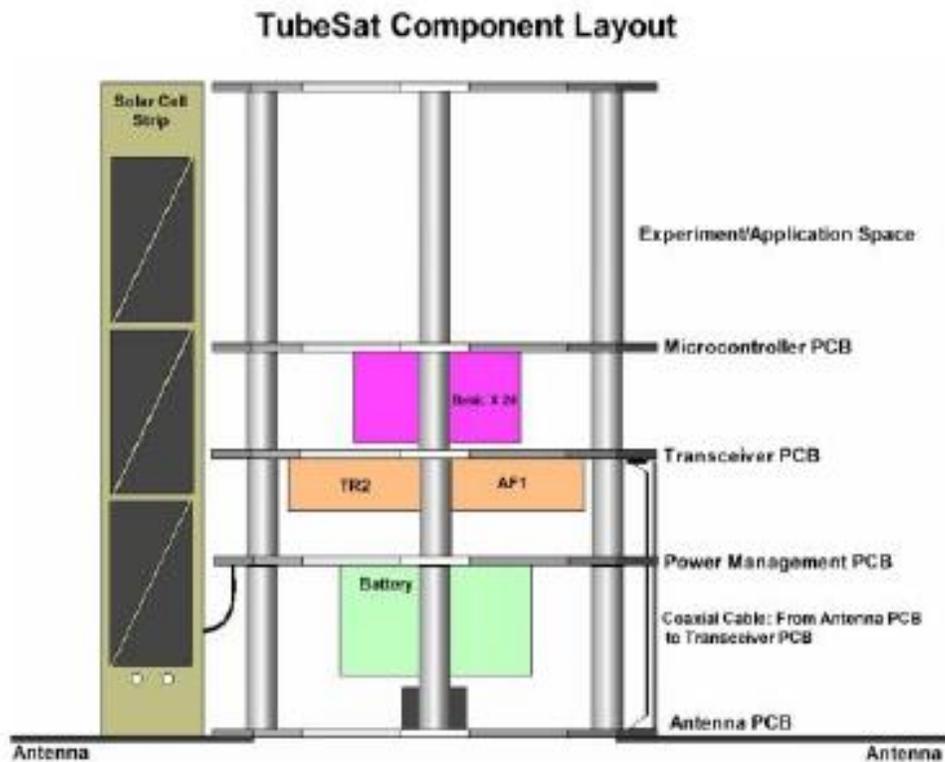


Fig. 1.4 Disposición de los subsistemas en la plataforma. interorbital systems [7].

Los subsistemas están distribuidos de la siguiente manera: en la placa inferior se encuentra la antena del Subsistema de comunicaciones, en la siguiente placa encontramos el subsistema de potencia, seguido de este se ubica el subsistema de telecomunicaciones, posteriormente la placa del microcontrolador y finalmente el experimento en la parte superior del satélite.

En el extremo inferior de la estructura del satélite encontramos el par de antenas de transmisión (Tx) que forman un dipolo, las cuales están hechas de acero y están diseñadas para desplegarse cuando el satélite sea expulsado del cilindro eyector del cohete, esta placa cuenta además con una conexión de cable coaxial para la antena.

Seguida de la antena encontramos la placa donde se encuentra el subsistema de potencia, en esta se encuentran los dispositivos para regulación de energía, así como las conexiones para poder suministrar a los demás subsistemas, en esta placa está la conexión con las celdas solares para la carga de las baterías así como los todos los elementos que componen al Subsistema de potencia (p. ej. reguladores, diodos, sensores de corriente, entre otros).

La siguiente placa es el subsistema de telecomunicaciones donde los principales elementos que la componen son el "Transceiver" (transmisor y receptor), así como una etapa de amplificación y un modem;

esta placa se encuentra conectada al subsistema de potencia y a la placa donde se encuentran los micro controladores que se encargan principalmente de enviar los comandos necesarios al subsistema de telecomunicación; finalmente se encuentra el espacio disponible para la carga útil de la misión.

#### **Dimensiones del satélite Ulises 1.**

Diámetro Máximo: 3.64in (92.5mm)

Longitud Máxima: 5 in (127mm)

Peso Máximo: 0.75 kg.

En la figura 5 se muestran las medidas comunes de todas las placas (PCB) que componen la plataforma.

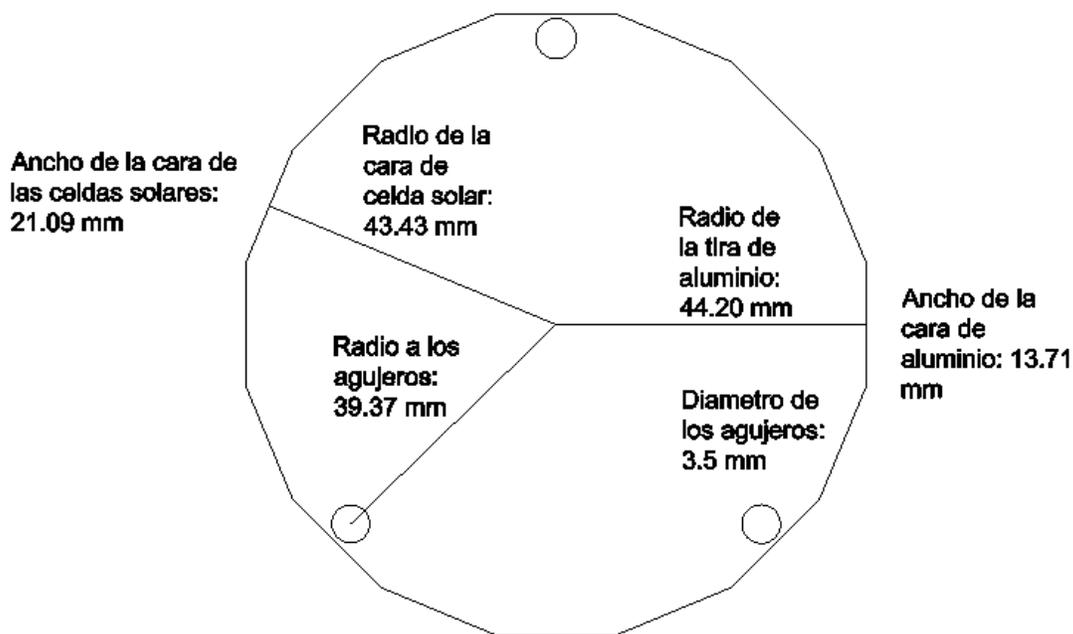


Fig. 1.5 Medidas de las placas del satélite Ulises 1 [7].

En cuestión de espacio para carga útil no se menciona un volumen específico y este dependerá de la longitud delimitada para las barras de aluminio de su estructura. Para el espacio de la carga se maneja una longitud promedio de alrededor de 2[in] (5.08 cm) lo cual nos da un volumen de aproximadamente 255.34 cm<sup>3</sup>, en cuanto a peso solo se menciona un máximo de peso disponible para el experimento el cual es de 200 gramos aproximadamente pero que puede ser ampliado; a su vez también se nos da la alternativa de poder modificar cualquier elemento del satélite pero manteniendo la masa y las dimensiones lo más cercanas a las recomendadas en la plataforma original de la empresa Interorbital Systems [7].

Haremos un análisis de la plataforma Ulises 1 como punto de partida, ya que se tomará como un primer acercamiento a la tecnología satelital. Un punto a destacar es que cada subsistema tiene interacción directa con los demás subsistemas, en especial el subsistema de Potencia de la plataforma ya que de este depende el abastecimiento de energía a los demás subsistemas. A continuación se tratarán los puntos de vital importancia en cada subsistema necesarios para tener en cuenta en el diseño del subsistema de Potencia.

Tabla 1.1 Subsistemas y su interacción con el subsistema de potencia.

Subsistema	Función	Puntos Generales
Subsistema de potencia	Captar, almacenar y distribuir la energía dentro del satélite	La arquitectura de estos subsistemas es muy variada, así como las potencias que pueden manejar, esto dependerá de la potencia requerida abordo, de la órbita del satélite, de la capacidad del Subsistema de control de orientación y la posibilidad de configuración de los paneles.
Subsistema de comunicación	Enviar y recibir tramas de datos y comandos para la operación del satélite, de la carga útil, y la obtención de telemetría entre otros.	El requerimiento energético de este subsistema depende generalmente del ancho de banda y potencia necesaria para transmisión de datos.
Subsistema de regulación térmica.	Mantener la temperatura del satélite dentro de los parámetros de operación.	El régimen de operación de los componentes del subsistema de potencia (baterías, circuitos integrados, paneles solares, etc.) dependen de la temperatura de a bordo del satélite.
Subsistema de Control y Orientación	Se encarga de mantener una orientación o posición específica en la órbita del satélite	A partir de la capacidad de estabilización y apuntamiento del satélite, el subsistema de potencia puede contar con una mejor captación de energía solar, mediante la incidencia solar en los paneles.
Subsistema de computadora de a bordo.	Este subsistema se encarga de generar comandos y manejar la información de los subsistemas del satélite.	La configuración de este subsistema requerirá mayor energía si maneja mayores volúmenes de información y mayor velocidad de procesamiento.
Carga Útil.	Se trata de la instrumentación que realiza el objetivo principal de la misión, en pico satélites la mayoría de las ocasiones se trata de instrumentación para experimentos de carácter científico (sensores, cámaras, etc.).	El consumo energético de la instrumentación que conforma a la carga útil es uno de los factores más importantes que determinan el diseño del subsistema de potencia.

### Subsistema de regulación térmica y estructura de la Plataforma.

Debemos prestar atención a este subsistema pues de este subsistema depende que la plataforma se encuentre en la temperatura adecuada de operación, donde se debe de tomar en cuenta el rango de operación de los subsistemas.

### **Clasificación de los subsistemas de regulación térmica.**

Un subsistema de regulación térmica a bordo de un satélite puede ser de regulación térmica activa o de regulación térmica pasiva, la principal diferencia entre estos es que el primero requiere de una fuente de alimentación energética externa para su operación, esto con el fin de retirar la energía de cierta región del satélite hacia una región más fría, estos elementos son por lo general sistemas complejos en los que pueden intervenir elementos como calefactores o enfriadores termoeléctricos; por otra parte el sistema de regulación pasiva echa mano de las propiedades del material de la plataforma satelital o bien de algunos recubrimientos en las superficies del satélite o acabados del mismo, esto sin una demanda de energía por parte de este subsistema.

Este subsistema proporciona dos rangos de temperatura, el rango operacional y el rango de supervivencia. En el caso del rango operacional, este se define como el intervalo en el cual los diferentes subsistemas pueden operar de forma segura, y si este es superado se tendrá un comportamiento fuera de lo esperado; mientras que el rango de supervivencia es el rango en el cual los subsistemas dejan de operar pero pueden tolerar la temperatura sin daño.

### **Temperatura del satélite.**

En el ambiente fuera de la atmosfera podemos encontrar solo dos de las tres formas de transferencia de calor: por radiación y por conducción. La tercera forma de transferencia de calor, convección, queda descartada debido a baja densidad atmosférica.

La energía que proviene del sol puede ser reflejada o absorbida por el satélite, dependiendo de las propiedades del material y de su acabado superficial, por lo cual se debe de cumplir que:

$$E_{Absorbida} + E_{Disipada} = E_{Emitida}$$

La energía absorbida se descompone en tres términos que provienen del flujo de energía por radiación que son la energía proveniente del sol, del albedo de la tierra, así como la energía que pueda venir de otros cuerpos celestes. Por otra parte, por conducción queda el calor generado por la instrumentación en la plataforma y los subsistemas.

La energía que se muestra en la ecuación anterior buscará el equilibrio térmico por medio de una diferencia de temperaturas entre los elementos que intervengan, lo cual nos lleva a la conducción de calor en la plataforma.

Si bien el sol es la principal fuente de calor de la plataforma, también existe cierta energía que se refleja en la tierra y es proyectada al espacio, nos referimos al albedo, al calor generado por la plataforma y el calor proveniente de otros cuerpos en el espacio, por lo que la ecuación anterior puede ser desglosada en más términos:

$$Q_{solar} + Q_{albedo} + Q_{planetario} + Q_{generado} = Q_{Superficie}$$

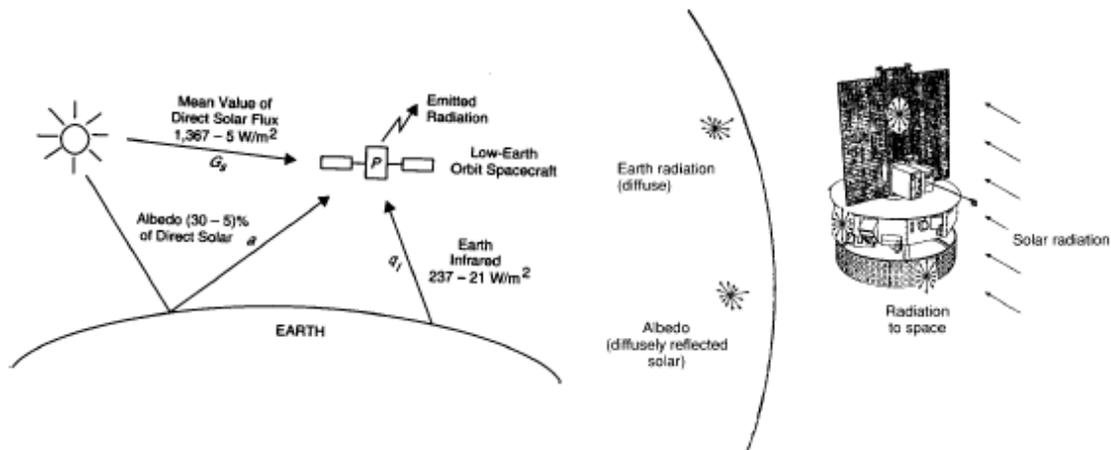


Fig. 2.1 Fuentes de calor en una plataforma satelital. [6]

Existen dos propiedades de interés en particular para este análisis en la plataforma STK 10 [8]:

$\alpha$ , la absorptividad, que es la fracción ( $0 \leq \alpha \leq 1$ ) de la irradiación que es absorbida por una superficie.

$\epsilon$ , la emisividad, esta propiedad significa la fracción ( $0 \leq \epsilon \leq 1$ ) de la radiación emitida por una superficie, en comparación con la de un cuerpo negro, y su valor depende del material y el acabado superficial.

Tabla 2.1 Propiedades ópticas del aluminio 7075-T6 [9]

Material	Absorptividad $\alpha$	Emisividad $\epsilon$	$\alpha / \epsilon$
Aluminio 7075-T6	0.15	0.05	3.0

Tabla 2.2 Propiedades térmicas del Fr4

Material	Absorptividad $\alpha$	Emisividad $\epsilon$	$\alpha / \epsilon$
Fr4 2oz cobre	0.96	0.8	1.2

### Análisis térmico de plataforma Tubesat

La plataforma tubesat Ulises 1 tiene un sistema de regulación térmica pasivo basado en las propiedades térmicas del material y su acabado superficial, esto le permite tener un control de la temperatura del mismo pero sin un consumo energético; para este caso haremos un análisis de la temperatura en la órbita especificada para poder observar las variaciones que existen dentro del satélite, así como su distribución de temperatura.

Supondremos un análisis a partir del aluminio el cual será el caso con mayor temperatura, debido a la relación absorptividad/emisividad.

Nos apoyaremos del sistema STK 10 para obtener una simulación de la temperatura del satélite. En la siguiente grafica se muestra la temperatura con una simulación del satélite, las limitantes que tiene este modelo es que nos da la temperatura de todo el satélite pero no permite identificar la temperatura que se disipa en cada región de subsistema.

De acuerdo al apartado 2.2.7, tenemos 1.01 [w] de energía disipada por el subsistema de potencia, pero a este valor debemos agregar un aproximado de 0.5 [w] por parte del subsistema de comunicaciones; es

necesario definir las propiedades ópticas del material, las cuales pueden variar dependiendo del mismo. La simulación se realizará suponiendo una cubierta hecha a base de Fr4.

A su vez debemos delimitar la sección transversal del modelo, es importante tomar en cuenta que se trata de una aproximación esférica y ya que el satélite se comportará en movimiento caótico durante su misión, esta aproximación nos es de gran ayuda.

$$Area\ transversal = \pi r^2 = \pi * 63.5mm^2 = 12667.68mm^2 = 0.01266\ m^2$$

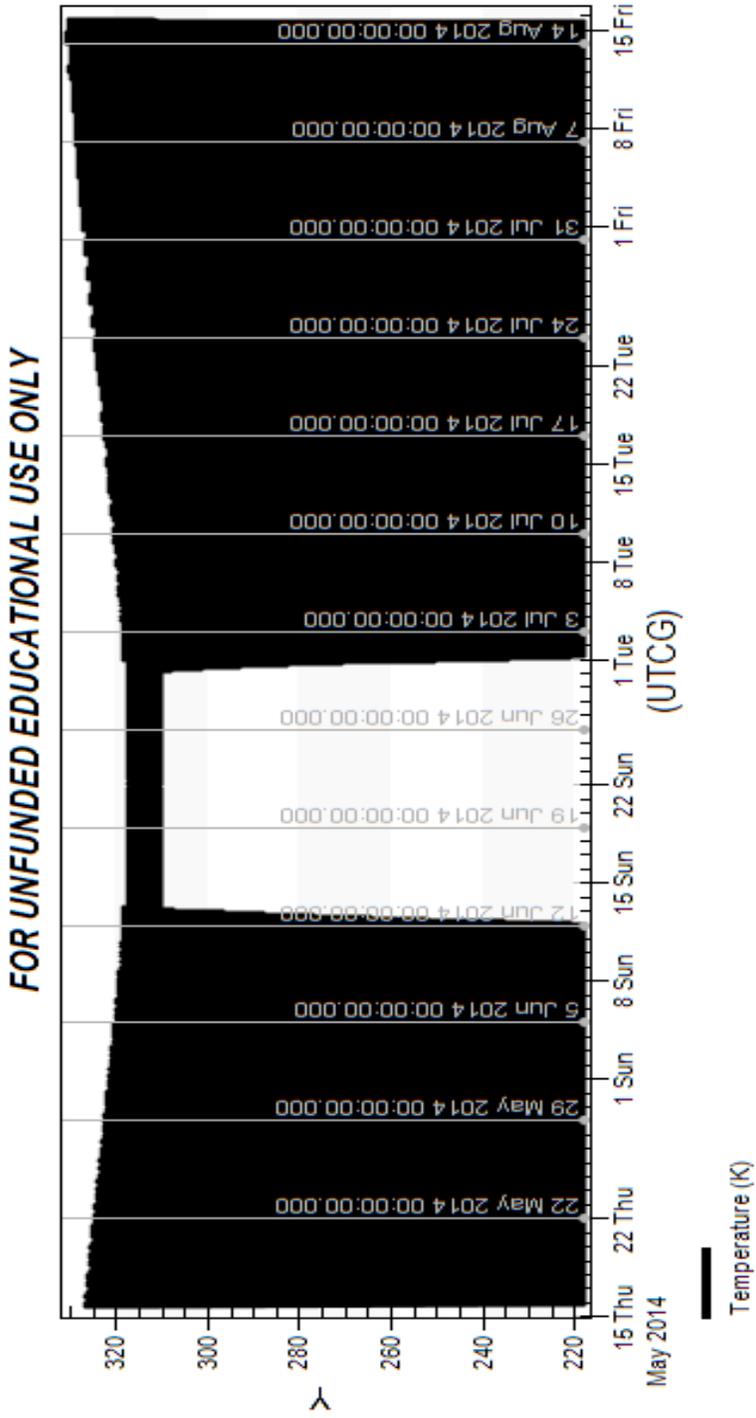


Fig. 2.2 Periodo de vida del satélite con respecto a la exposición solar

En el eje horizontal de la Figura 2.2 encontramos el periodo propuesto para la misión, desglosado en diferentes fechas, mientras que en el eje vertical tenemos la temperatura a lo largo de la órbita, en los periodos más oscuros de la gráfica (por ejemplo mayo 15 a 12 de junio aproximadamente) se trata de orbitas que pasan por un periodo de oscuridad con gran variación en temperaturas, mientras que en el periodo de sincronía solar(12 de junio al 1 de julio aproximadamente) tenemos una menor variación en la temperatura, esto debido a su mayor exposición al sol; podemos ver que existe una parte en su periodo de vida en que la órbita se convierte en órbita solar síncrona, haciendo que se tenga casi una cuarta parte de la misión completamente iluminada, un punto que se debe de tomar en cuenta en la captación de energía. A continuación en la Fig. 2.3 presentamos una porción menor de la misión para observar mejor la variación de la temperatura en el satélite durante el periodo fuera de la sincronía solar.

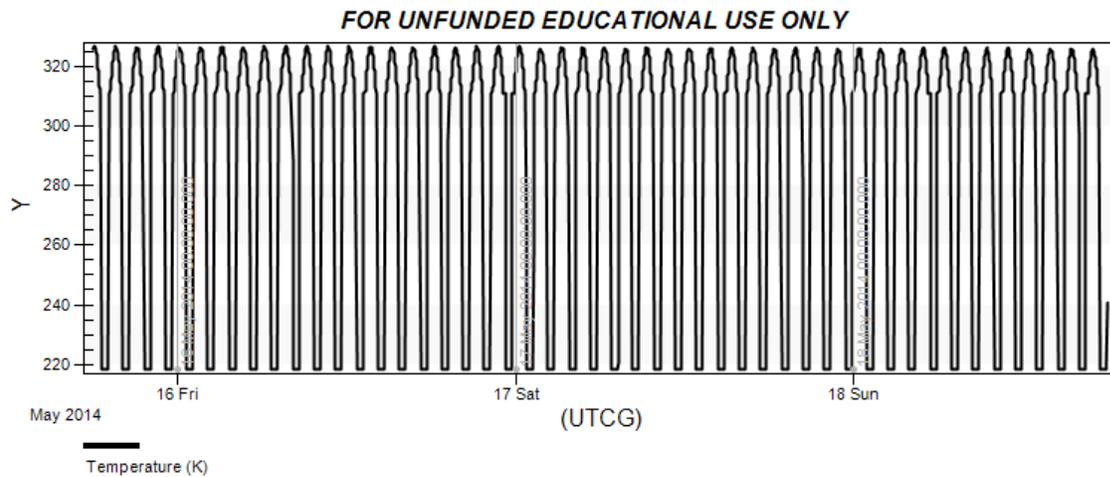


Fig. 2.3 Acercamiento del periodo de vida.

En la fig. 2.3 observamos con mayor detalle las fluctuaciones de temperatura de la figura 2.2 a las cuales estará sometido el satélite en la órbita, es de resaltar que se trata de un periodo de aproximadamente 3 días de la misión.

A su vez debemos de tener en cuenta el nivel de temperatura en la región síncrona de la órbita:

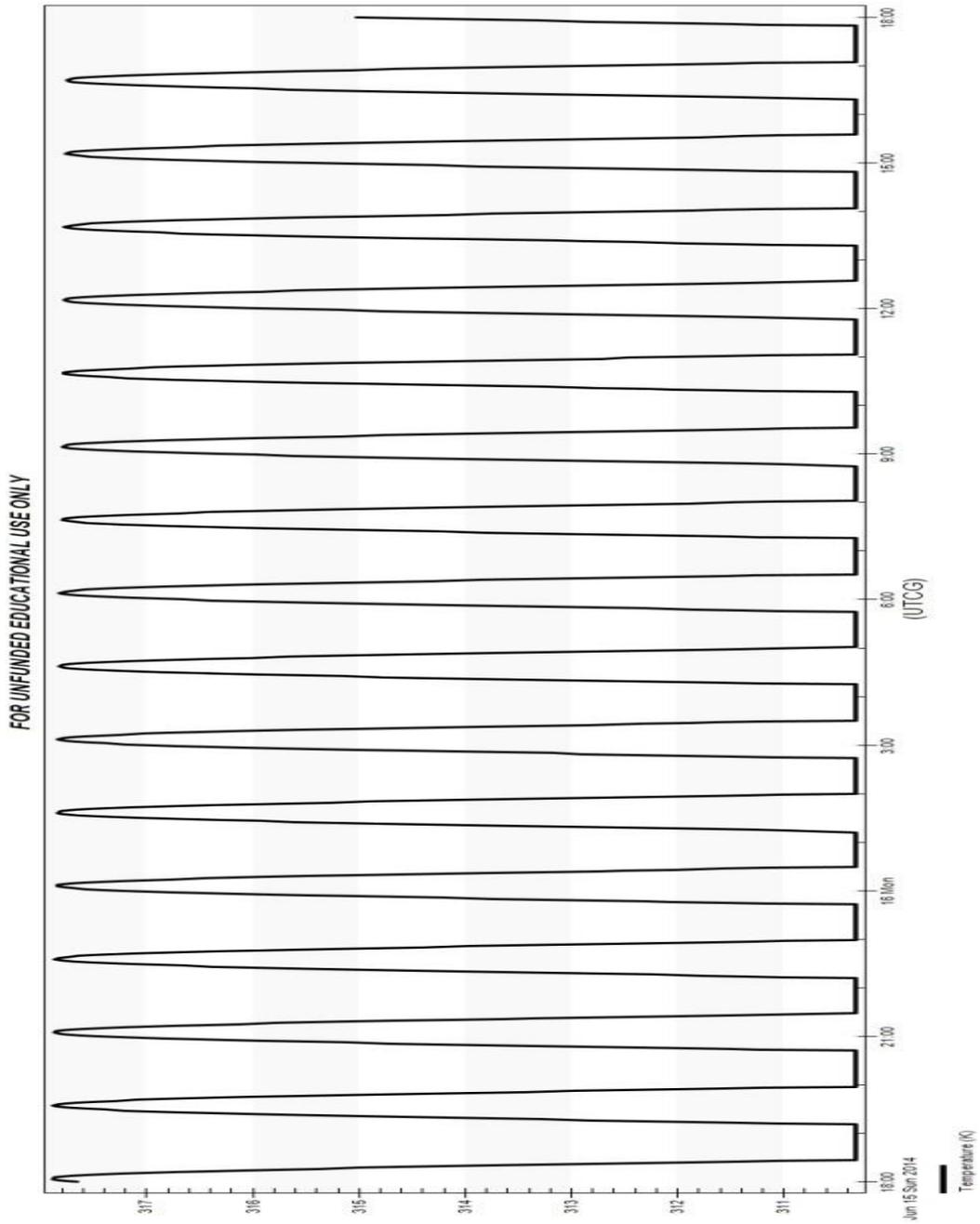


Fig. 2.4 grafica de la temperatura del satélite en una parte del periodo de sincronía con el sol.

Con la información de las gráficas podemos obtener un rango de operación de temperaturas en la caras exteriores del satélite, que representaría las condiciones extremas para esta orbita, el rango máximo de temperaturas varía entre 220 K a 330 K (-50 °C a 50°C), este rango se puede utilizar como una primera aproximación del valor de temperaturas que deben tolerar los componentes, para una estimación más precisa se debe de considerar la disposición de los componentes al interior del nanosatélites. En el caso de la plataforma Ulises 1 para garantizar la operación de los componentes, esto se seleccionaron para soportan rangos de temperaturas de entre -40°C a 125°C.

Otro punto importante es que el análisis en STK no tiene en cuenta la geometría del satélite, por lo que es necesario un análisis un poco más detallado para saber los rangos de temperatura dentro de la plataforma.

### **Subsistema de comando y manejo de la información a bordo.**

La relación del subsistema de potencia con este subsistema radica principalmente en que en el caso de la plataforma Ulises 1, la computadora central se encarga del almacenamiento de la información que será transmitida por el transceiver y se encarga de los tiempos de transmisión y de los paquetes de datos que se envían. También realiza el monitoreo de los paneles solares. Como base de este subsistema se utiliza un microcontrolador Arduino Mini.

### **Subsistema de Carga Útil.**

En el caso de la misión Ulises 1, el subsistema de carga útil tiene la tarea de transmitir datos (música) en la banda de radioaficionado, para la realización de esta misión no se considera instrumentación independiente y por lo tanto en este caso este subsistema es también el subsistema de telecomunicaciones.

La interacción con el subsistema de potencia en la plataforma se da cuando se toma en cuenta el periodo de transmisión de la carga útil, ya que una descarga excesiva de la plataforma puede poner en peligro a la misión como lo veremos en la sección 2.1.6.

### **Subsistema de telecomunicaciones.**

Este subsistema es el medio de enlace entre el satélite y la estación terrena, ya que se encarga de la transmisión de los datos tanto de telemetría (voltaje/corriente específico de los subsistemas, sensores de avistamiento, programación de la computadora de abordó).

En el caso del satélite Ulises 1 este sistema se comunica a bordo del satélite de manera serial con una interfaz RS232 con una velocidad de 1200 bauds.

El subsistema de telecomunicaciones es en general un subsistema solo de transmisión de datos Ulises 1, *es decir que su receptor a bordo no se encuentra en operación.*

El sistema de transmisión de datos opera en la banda UHF que puede transmitir en frecuencias de 420 MHz a 480 MHz, este transmisor se encuentra acoplado a un sistema amplificador de señal el cual mantiene la frecuencia de la señal original pero aumenta la potencia de transmisión de la misma; estos datos son importantes debido a que es necesario saber la potencia que se requiere para amplificar la señal; los datos de consumo energético se presentan más adelante junto con los demás subsistemas en el análisis de consumo.

Tabla 2.3 Consumo de energía del subsistema de comunicación.

Modulo.	Potencia.
Tranceiver TR2M	100mW (Potencia Efectiva en transmisión)
AFS2-458 (amplificador de tranceiver)	500mW (Potencia Efectiva en transmisión)

### Subsistema de estabilización y apuntamiento.

Este subsistema, como su nombre lo dice, se encarga de la estabilización del satélite así como de su apuntamiento para algunas aplicaciones; La plataforma origina Ulises 1 no cuenta con un subsistema de apuntamiento y estabilización, en el caso de la misión Ulises 2 no se especifica como requerimiento un apuntamiento específico para la carga útil por lo que se asume que no se requieren modificaciones en este apartado, pero si se realizará un análisis en la configuración de la plataforma para tener en cuenta el comportamiento del nanosatélite ante la ausencia de un control de apuntamiento y sus efectos sobre el subsistema de potencia.

### 2.2 Subsistema de Potencia en la misión Ulises 1.

Es de vital importancia realizar un diseño del subsistema de potencia del satélite que contemple todos los factores que intervienen en la captación de energía, desde la eficiencia de las celdas solares hasta la forma de los paneles en el satélite todo esto para determinar la energía que el subsistema puede captar ya que de este depende la alimentación de los otros subsistemas, así como de nuestro experimento a bordo.

Un punto destacable de este análisis es que independientemente de las dimensiones del satélite y de su misión específica, este se compone básicamente de los siguientes elementos: Fuente de energía, almacenamiento, distribución de energía, así como la regulación y control del subsistema.

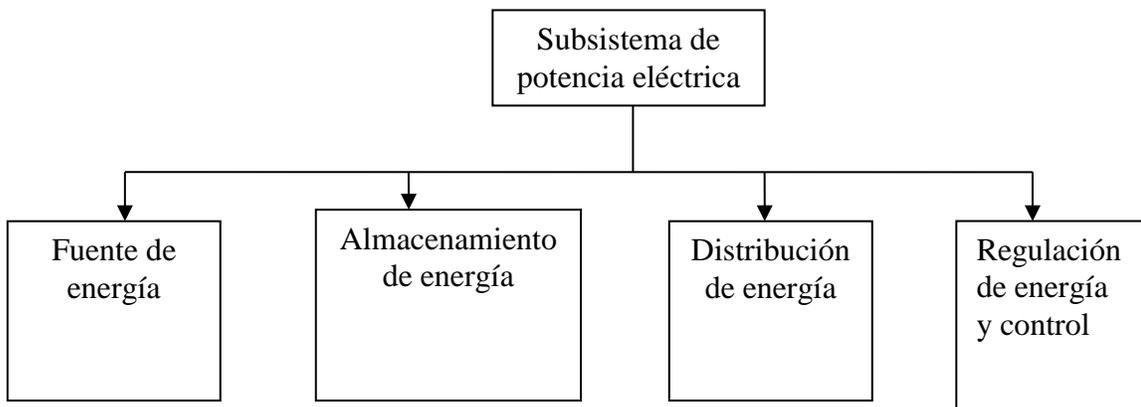


Fig. 2.5. Diagrama de bloques del subsistema de potencia

### 2.2.1 Topología del subsistema de potencia.

El subsistema de potencia de la misión Ulises 1 tiene la siguiente estructura:

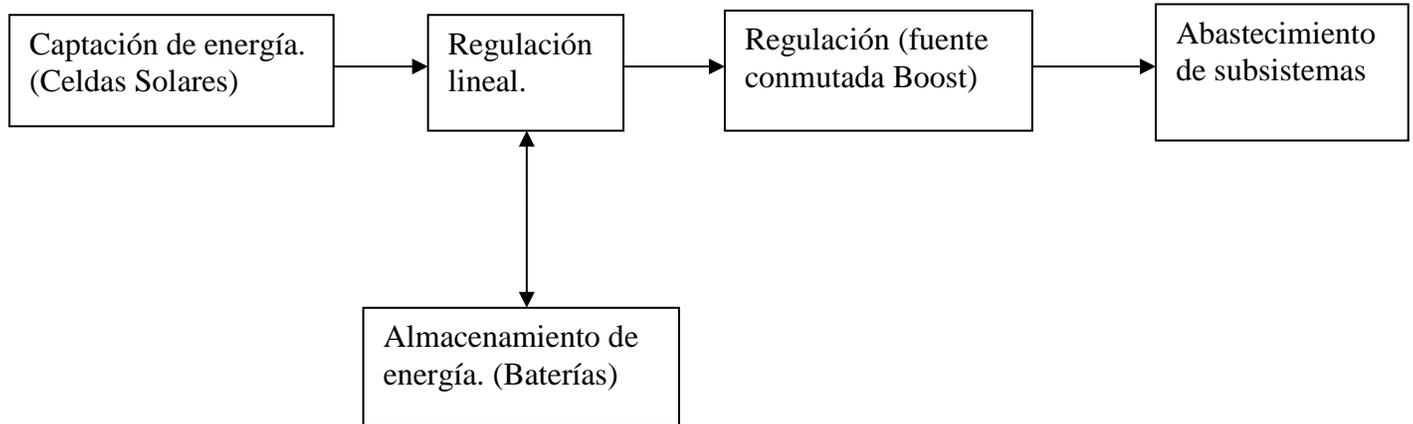


Fig. 2.6 diagrama de bloques de distribución de energía.

Como se muestra en la figura 2.16 el subsistema de potencia se compone de diferentes elementos, a grandes rasgos se compone de paneles solares para la captación de energía que se encuentran conectados posteriormente a una etapa de regulación lineal que puede pasar a los subsistemas mediante un regulador elevador de voltaje (boost) o bien a la carga de las baterías.

La topología que se utiliza se conoce como topología de Transferencia Directa de Energía (DET, por sus siglas en inglés) [10], este es de los arreglos más simples en subsistemas de potencia con paneles solares. Algunas características de esta configuración son la simpleza de la misma, el bajo número de componentes para su implementación, así como su facilidad de implementación razones por las cuales se intuye la aplicación de la misma en la plataforma Ulises 1; por otra parte encontramos también algunas desventajas en esta configuración; la principal es la limitada versatilidad de los estos reguladores para maximizar la eficiencia de los paneles debido a que no existe una dinámica de control para llevar a cabo esta tarea.

La plataforma Ulises 1 se encuentra conformada en su mayoría por componentes COTS (commercial off-the-shelf), con rangos de temperatura de operación que van en algunos casos como en el MAX9929, de -40°C a 125°C., a su vez debemos de tener en cuenta la aplicación del diseño ya que es muy importante aplicar ciertos criterios de diseño. A continuación describiremos los diferentes módulos que integran al subsistema de potencia de la misión Ulises 1.

## 2.2.2 Celdas Solares

### Principio de funcionamiento de una celda solar.

En la siguiente figura encontramos los elementos que componen a una celda solar.

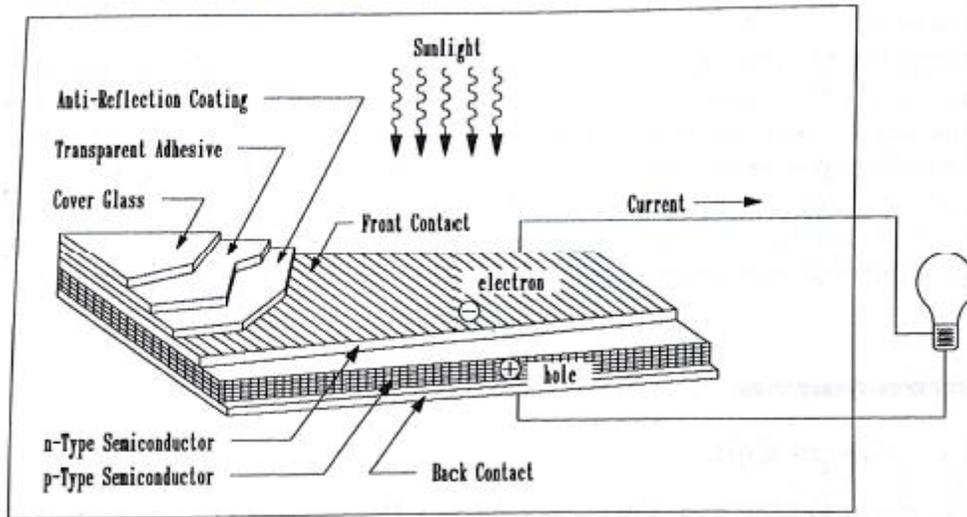


Fig. 2.7. Diagrama básico de construcción de una celda fotovoltaica [11] [12].

Básicamente, la función de las celdas solares es de convertir energía lumínica (fotones) recibida del sol a energía eléctrica, esto mediante la excitación de un semiconductor (silicio, arseniuro de galio, Telururo de Cadmio, entre otros), dopados como material tipo p en la base o tipo n en la superficie.

La misión satelital Ulises 1 cuenta con celdas de arseniuro de Galio, en la tabla 2.4 se presentan los parámetros típicos de las celdas solares de Arseniuro de galio.

Tabla 2.4 Parámetros típicos de celdas de ArGa bajo Irradiancia:  $100 \text{ mW/cm}^2$  @  $25^\circ\text{C}$  [13]

$I_{sc}=31\text{mA}$	$*I_{mp}=28\text{mA}$
$V_{DC}=2.52 \text{ v}$	$*V_{mp}=2.19 \text{ v}$
$*P_{mp}=0.027 \text{ W/cm}^2$	Cff=80%
<b>Eficiencia = <math>27\pm 3\%</math></b>	Temp. Coef. $V_{mp}=-6.2 \text{ mV/}^\circ\text{C}$

\*mp=Máxima potencia.

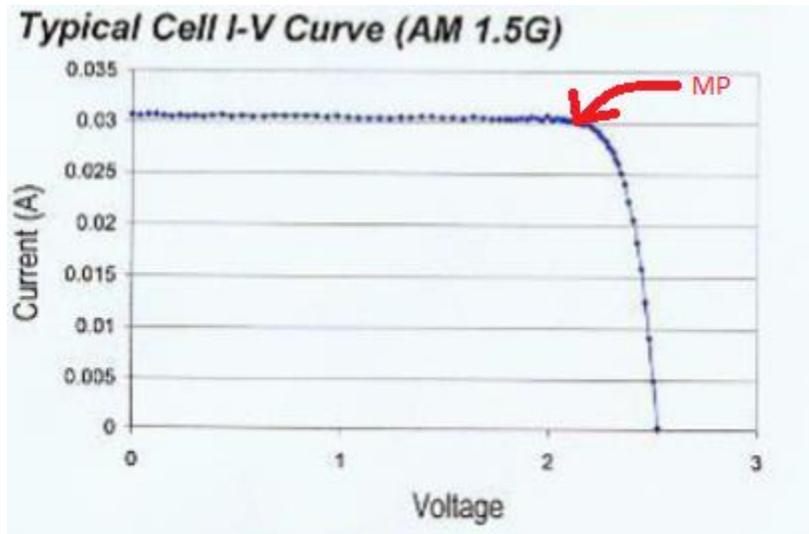


Fig. 2.8, grafica de potencia donde se describe el modo de operación de las celdas solares de arseniuro de galio con las que cuenta el Ulises 1, donde se indica el punto de máxima potencia [12].

En la Figura 2.8 encontramos los valores de corriente vs voltaje de una celda solar, se puede decir que un arreglo de celdas solares funciona como una fuente de corriente constante en cierta región, mientras que por otra parte encontramos una región donde existe variación tanto en corriente como en voltaje en las celdas solares.

Existen también puntos en los que existe un comportamiento muy particular de los paneles en los extremos de la gráfica, el voltaje de circuito abierto ( $I=0$ ) y en corto circuito ( $V=0$ ) de las gráficas; dentro de lo anterior el punto de mayor interés es el de potencia máxima ( $I_{mp}, V_{mp}$ ) ya que de este punto obtendremos el valor de máxima eficiencia de nuestro arreglo solar. Tomaremos este punto para el análisis por lo que necesitamos multiplicar el voltaje por la corriente para obtener la potencia, y esta dividirla entre el área de la celda, esto para obtener la potencia por unidad de área.

De tal forma que la potencia máxima por unidad de área de cada celda de Ulises 1 será:

$$\frac{2.19[V] \times 28[mA]}{2.27[cm^2]} = 0.027 \left[ \frac{W}{cm^2} \right] \quad (1)$$

Al multiplicarlo por el área de cada celda ( $2.27cm^2$ ) y por el número de celdas (6) de una de las barras nos da  $0.36774 [w]$ . Esto tiene sentido ya que cada una de las celdas de arseniuro de galio (GaAs) tiene una eficiencia del  $27 \pm 3\%$  y un área de  $2.277cm^2$  por celda; lo cual, con un valor de irradiancia de  $100 mW/cm^2$ , nos da una energía de  $227.7 mW$ , pero teniendo en cuenta la eficiencia del  $27\%$  nos da  $61.479 mW$  de potencia real por celda y debemos tener en cuenta que se cuenta con 6 celdas solares por barra, por lo que el valor de potencia por barra es de  $368.874 mW$ .

Es importante tener en cuenta que la captación de energía ira en función del ángulo de incidencia en la celda solar con respecto a la superficie. Si tomamos el vector normal a la misma y la superficie tenemos que:

$$\vec{N} * \vec{S} = \vec{n}_x \vec{s}_x + \vec{n}_y \vec{s}_y + \vec{n}_z \vec{s}_z = |N||S| \cos \theta \quad (2)$$

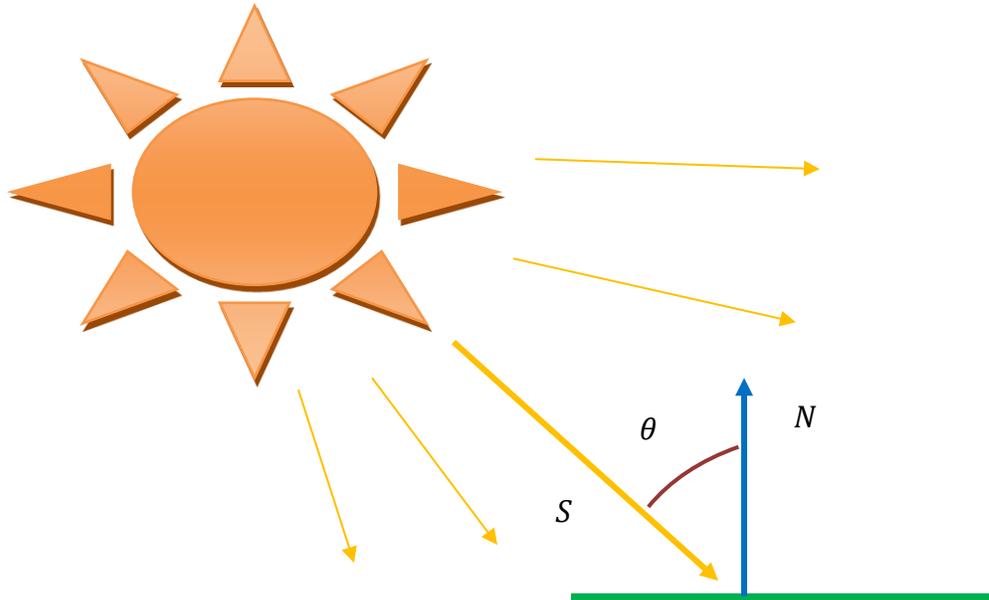


Fig. 2.9. Diagrama de la incidencia del sol sobre las celdas de la plataforma

Donde  $\theta$  es el ángulo entre el vector normal a la superficie de las celdas solares y el vector solar incidente en el satélite.

Para efectos del área efectiva de captación solar debemos tomar en cuenta el área promedio expuesta al sol para este análisis, para esto debemos tener en cuenta la variación de la captación de energía con la geometría especificada.

Existe un modelo matemático que describe con mayor precisión el valor de la captación de energía en términos de la corriente proveniente de los paneles solares, se trata del coseno de Kelly [5], pero para efectos de nuestro análisis nos basaremos en lo siguiente para predecir el comportamiento de la captación de energía de una celda solar con respecto a su ángulo de incidencia ya que solo existe una variación menor al 7% con respecto al otro modelo. La función está dada por la siguiente relación:

$$I_p = I \cos \theta \quad (3)$$

Donde  $I$  es la corriente de las celdas solares con incidencia perpendicular. Debido a que la plataforma original tiene un comportamiento caótico por la ausencia de un subsistema de control, procederemos a realizar un análisis de la potencia efectiva de las celdas solares, para esto debemos tener en cuenta la respuesta angular de las celdas solares, donde el valor angular de las mismas variará de  $0^\circ$  a  $90^\circ$ . Nos apoyaremos de la posición de los paneles solares para poder estimar la captación de energía, si tomamos en cuenta la separación de  $45^\circ$  entre cada uno de los paneles solares, y con base a la ecuación anterior encontraremos la captación de cada uno de los paneles solares, donde modelaremos 2 tipos de rotaciones sobre los ejes (X, Y, Z) de la geometría.

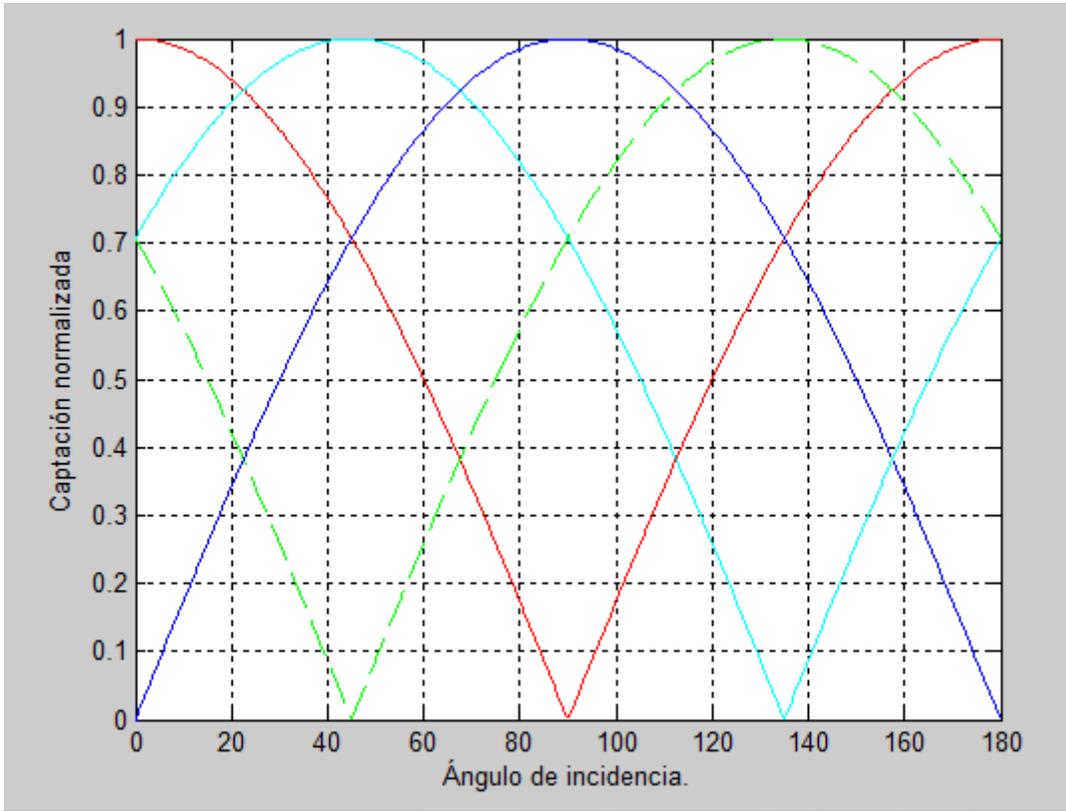


Fig. 2.10. Captación solar de los paneles solares.

La captación solar es función del ángulo de incidencia del sol con respecto a la celda solar, en la gráfica se muestra cuál es la variación de la misma, por ejemplo al situarnos en cualquier punto de la gráfica en cualquier línea podemos saber cuál es el valor de captación de las otras celdas solares, pues si tomamos el Ángulo de 0°, sabemos que existe una celda con captación máxima (roja) y dos celdas solares más con iluminación parcial (azul cielo y verde); al movernos sobre la línea esta grafica será decreciente pero ahora su recíproco (90° desfasada) compensará a esta, de forma análoga para cada una de las demás líneas, esta grafica a su vez supone un caso estático así como también una rotación sobre un eje (fig.2.11 ).

Obtenemos el valor promedio de la captación mediante el valor promedio de una función:

$$\frac{1}{b-a} \int_a^b f(x) dx \quad (4)$$

Con ayuda de la ecuación (3) y (4) podemos establecer la captación solar ( $C$ ). Analizaremos los paneles solares en un intervalo de 0° a 90° ya que es una función periódica, con esto tenemos lo siguiente:

$$C_{1prom} = \frac{2}{\pi} \left( \int_0^{\frac{\pi}{2}} |\cos \theta| d\theta + \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left| \cos \theta + \frac{\pi}{4} \right| d\theta + \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left| \cos \theta + \frac{\pi}{2} \right| d\theta + \int_0^{\frac{\pi}{2}} \left| \cos \theta + \frac{3\pi}{4} \right| d\theta \right) \quad (5)$$

Donde C es la captación de energía promedio de los paneles solares, teniendo en cuenta que solo se ilumina el satélite en las caras cubiertas de paneles solares.

Al resolver la integral tenemos que:

$$C_{1prom} = \frac{2}{\pi} \left( \left| \sin \theta \right|_{\frac{\pi}{2}}^0 + \left| \sin \theta + \frac{\pi}{4} \right|_{\frac{\pi}{4}}^0 + \left| \sin \theta + \frac{\pi}{4} \right|_{\frac{\pi}{2}}^0 + \left| \sin \theta + \frac{\pi}{2} \right|_{\frac{\pi}{2}}^0 + \left| \sin \theta + \frac{3\pi}{4} \right|_{\frac{\pi}{4}}^0 + \left| \sin \theta + \frac{3\pi}{4} \right|_{\frac{\pi}{2}}^0 \right) \quad (6)$$

Al resolver esta ecuación, obtenemos:

$$C_{1prom} = 2.5464 \quad (7)$$

El resultado quiere decir que la captación solar del arreglo equivaldrá al valor de 2.5464 arreglos de celdas solares (6 celdas por arreglo) dispuestas en forma perpendicular al vector solar, esto se traduce en una potencia de 0.93 [W].

Ahora, como se dijo anteriormente, este valor corresponde a que tengamos contemplado solo un grado de libertad en la plataforma, en el eje principal del cilindro (Z), pero si a esta le agregamos una rotación sobre alguno de los 2 otros ejes, la captación de energía cambiará en función del tiempo que realice la rotación antes descrita.

### Rotación sobre ejes.

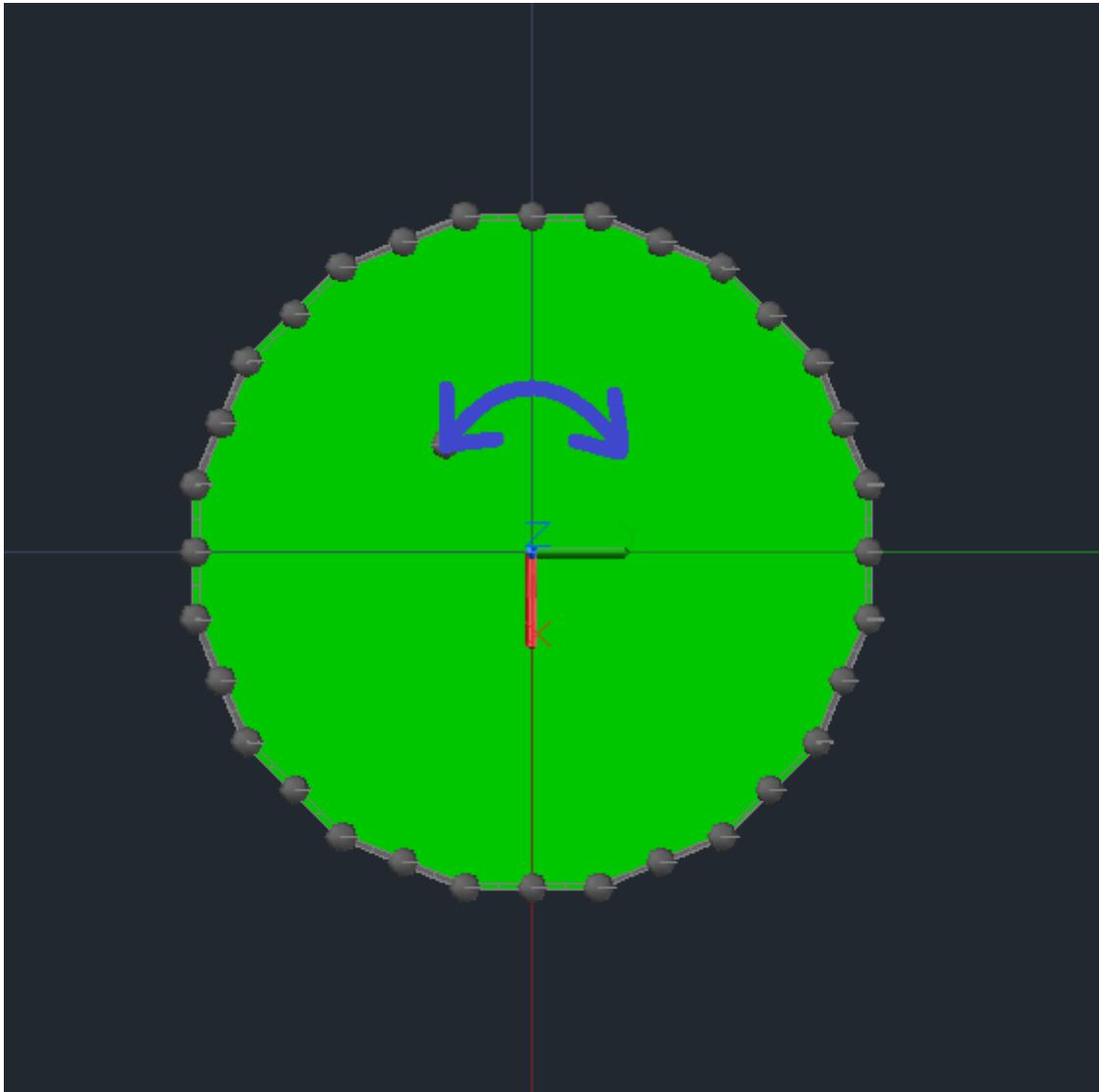


Fig. 2.11 Rotación sobre el eje principal (eje Z). En este caso solo se contempla un grado de libertad, donde es posible que exista un giro o spin sobre este eje.

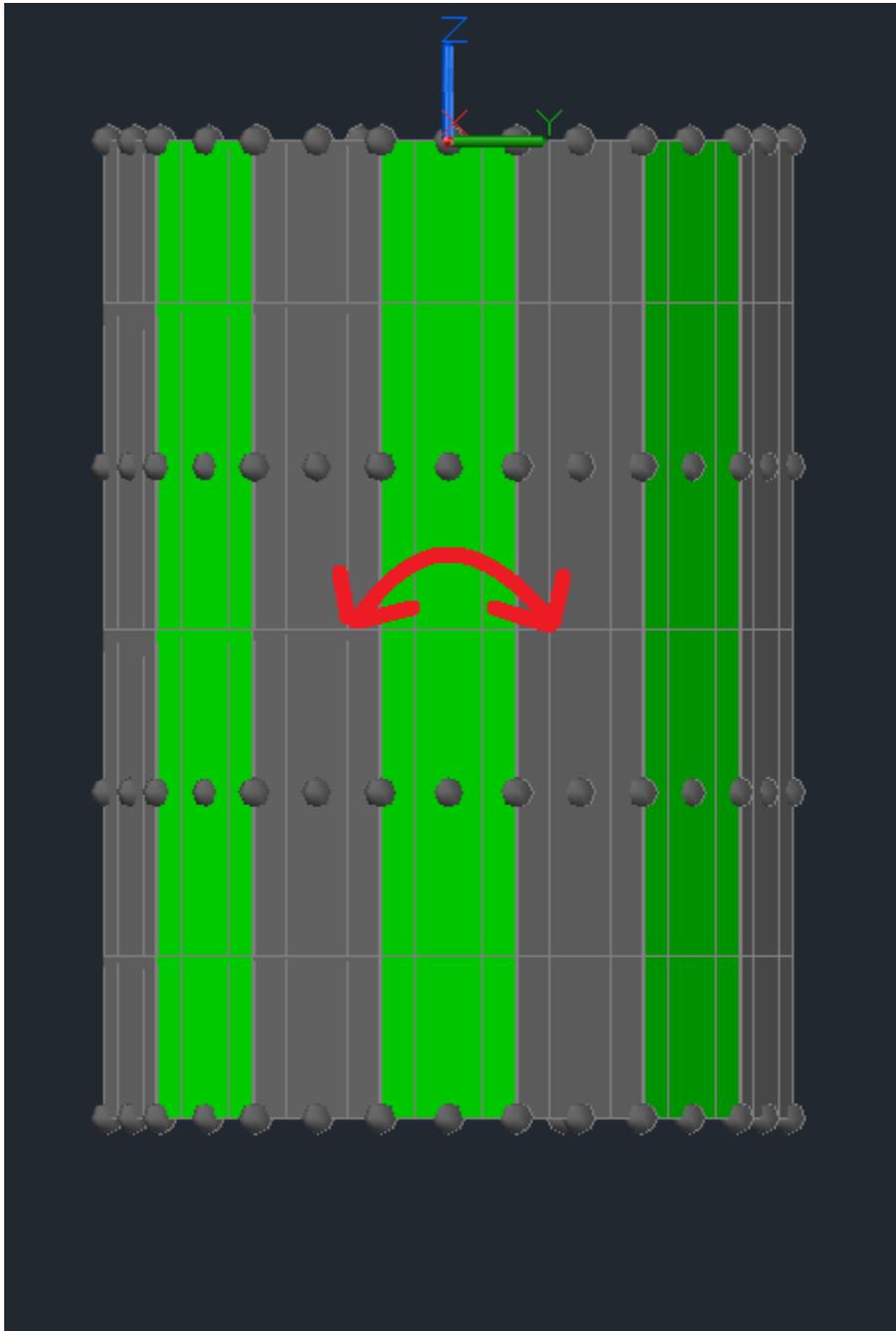


Fig. 2.12 Vista lateral del cilindro donde se observa una rotación en uno de los ejes diferentes al eje Z (eje X o eje Y) En este caso el valor de la frecuencia de rotación juega un papel importante en la captación de energía.

Para el caso antes descrito la captación será de acuerdo a la función:

$$C_2 = C_{1_{prom}} \cos(2\pi f t) \quad (8)$$

Con  $2\pi f = \omega$  y  $f = \frac{1}{T}$ , donde  $\omega$  es la frecuencia angular en Radianes sobre segundo,  $T$  es el periodo de la función, y  $f$  su frecuencia.

Haremos la graficación de estos datos con respecto al tiempo para observar como varía el nivel de captación con respecto a la frecuencia con la que gira el satélite.

La función para modelar esta captación promedio será:

$$C_{2\text{ prom}} = C_{1\text{ prom}} \left( \int_0^1 |\cos \omega t| dt \right) \quad (9)$$

Como podemos observar la captación será función de la velocidad angular con la que gire el satélite por lo que haremos variaciones en la misma. Un punto importante que debemos tomar en cuenta es que la función coseno es una función periódica en el intervalo  $\left[-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right]$ , por lo cual en múltiplos de la misma frecuencia encontramos valores iguales de captación  $\left(\frac{\pi}{2}, \pi, 2\pi\right)$ :

Con:

$$\omega = 2\pi \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right] \quad (10)$$

La captación promedio será:

$$C_{2\text{ prom}} = C_{1\text{ prom}} * 0.636 \quad (11)$$

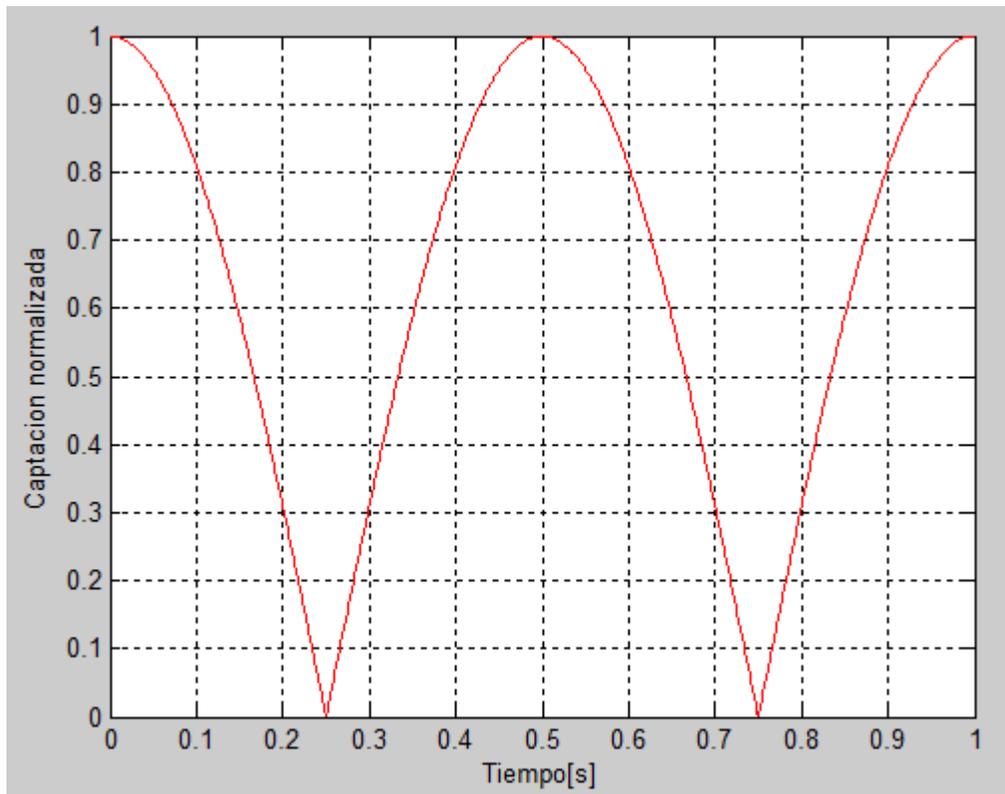


Fig.2.13 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = 2\pi \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right]$

Con:

$$\omega = \pi \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right] \quad (12)$$

El valor de captación será:

$$C_{2\text{ prom}} = C_{1\text{ prom}} * 0.636 \quad (13)$$

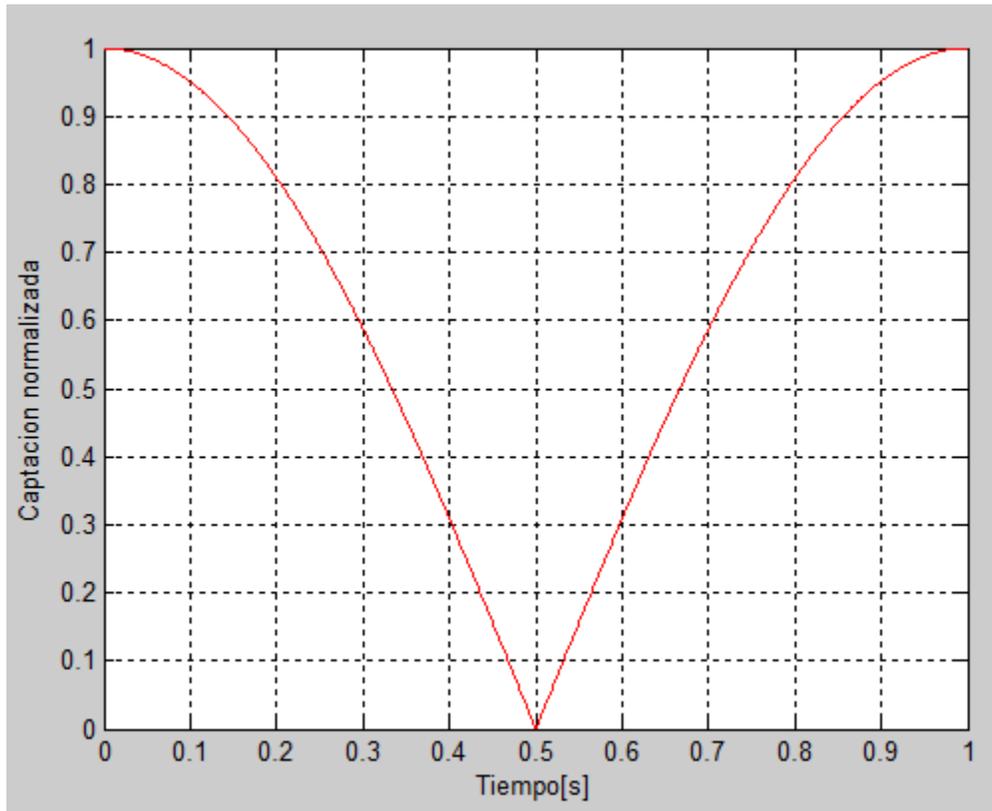


Fig. 2.14 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = \pi \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right]$

Con:

$$\omega = \frac{2\pi}{3} \left[ \frac{\text{rad}}{\text{s}} \right] \quad (14)$$

El valor de la captación será:

$$C_{2\text{ prom}} = C_{1\text{ prom}} * 0.5414 \quad (15)$$

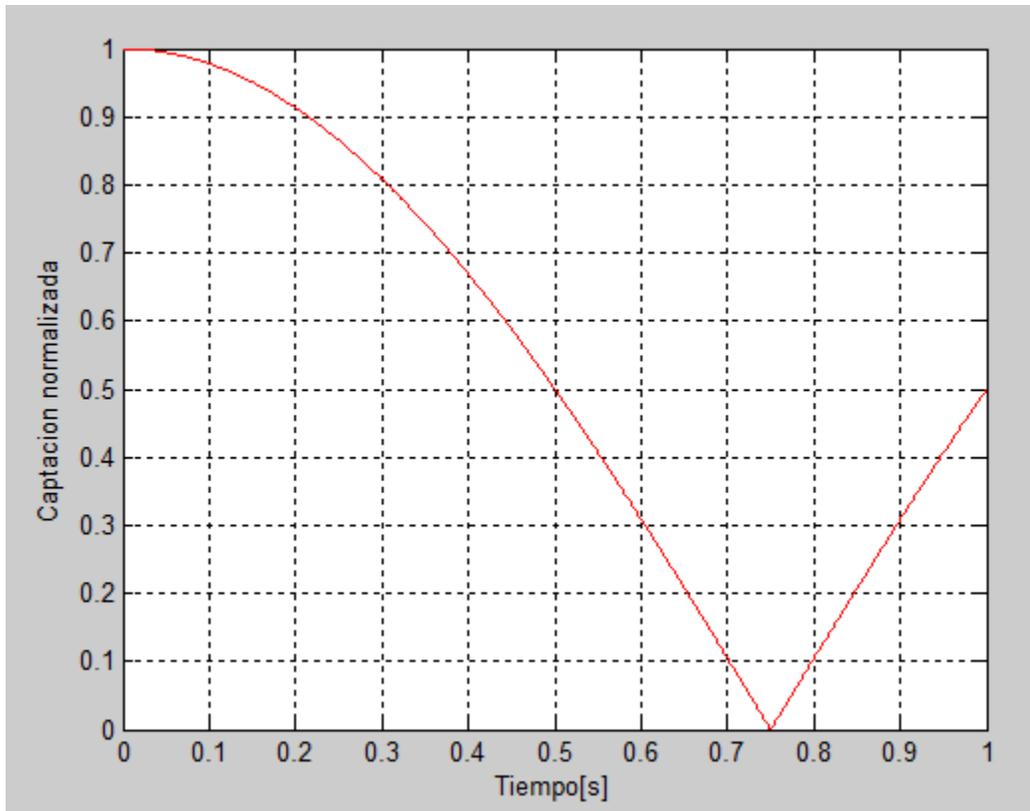


Fig. 2.15 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = \frac{2\pi}{3} \left[ \frac{rad}{s} \right]$

Con.

$$\omega = \frac{\pi}{2} \left[ \frac{rad}{s} \right] \quad (16)$$

Nos da un valor de captación de:

$$C_{2\ prom} = C_{1\ prom} * 0.636 \quad (17)$$

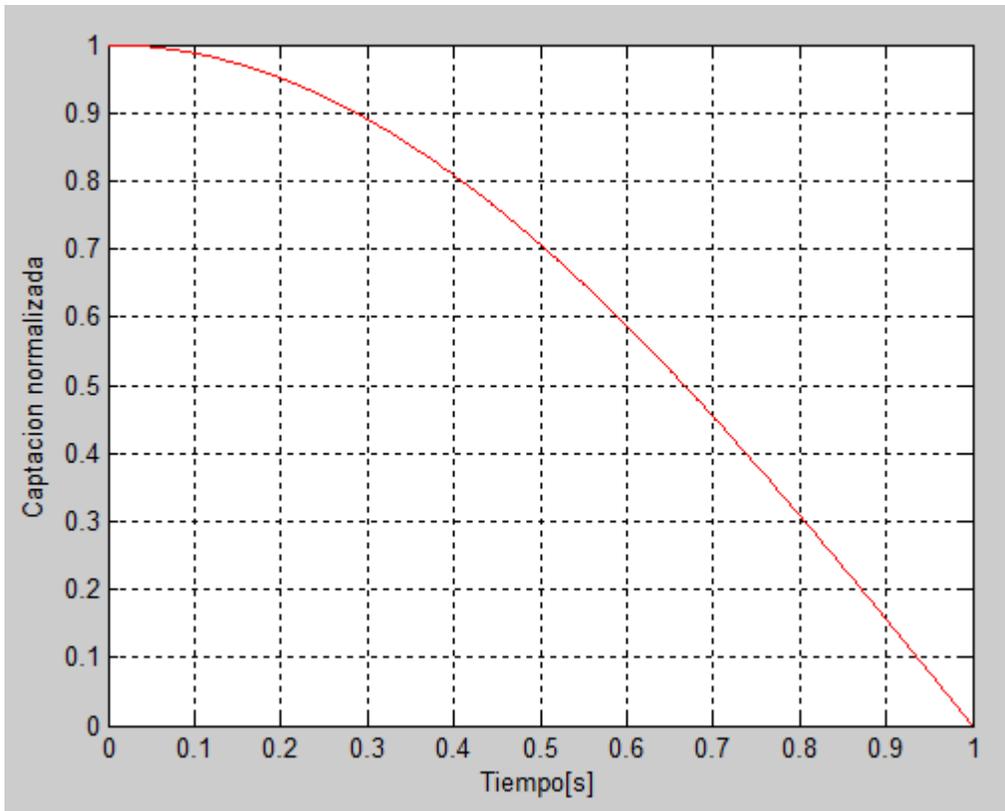


Fig. 2.15 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = \frac{\pi}{2} \left[ \frac{rad}{s} \right]$

En este caso, mientras la frecuencia en la cual rota la plataforma tienda a cero se tendrá un valor de carga constante por un periodo de tiempo mayor, esto lo podemos ver para valores menores a  $\frac{\pi}{2}$ , donde el mejor caso es cuando la frecuencia de rotación sobre ese eje tienda a cero.

Con esto en mente, se propone para la misión satelital Ulises 2 un control que permita mantener la estabilidad de la plataforma y mantener solo un grado de libertad como máximo.

### 2.2.3 Módulo de carga de la batería.

Este módulo se basa en el regulador LT3021, regulador de voltaje lineal ajustable que cuenta con la posibilidad de habilitar o deshabilitar el pin de voltaje de salida dependiendo de las condiciones en el voltaje de alimentación, este regulador atenúa el voltaje que proviene de las celdas solares para cargar la batería y suministrar energía a la plataforma.

Existen tres escenarios de operación en la parte de regulación y carga de la batería, a continuación se describe el funcionamiento de este módulo del subsistema; el primer escenario se muestra en la figura 2.16, muestra el caso en el que el subsistema opera de manera óptima con la batería cargada o bien demandando poca energía; el segundo escenario ocurre cuando existe iluminación pero la carga del satélite es demasiado alta y esto provoca que los paneles no sean capaces de abastecer a la plataforma Fig. 2.17, y el tercer caso en el que no existe iluminación sobre los paneles solares Fig.2.18:

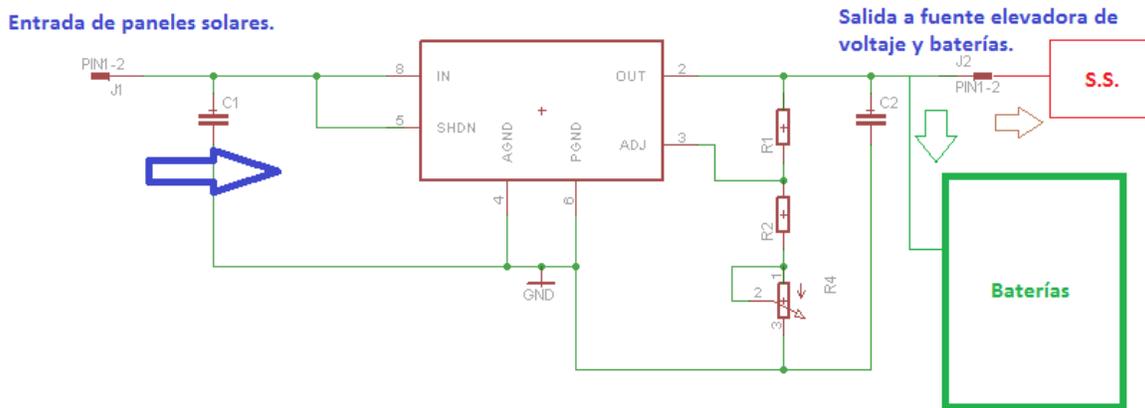


Fig. 2.16 caso de operación y carga, en este caso los paneles solares deben abastecer la batería y la carga de los diferentes subsistemas (SS).

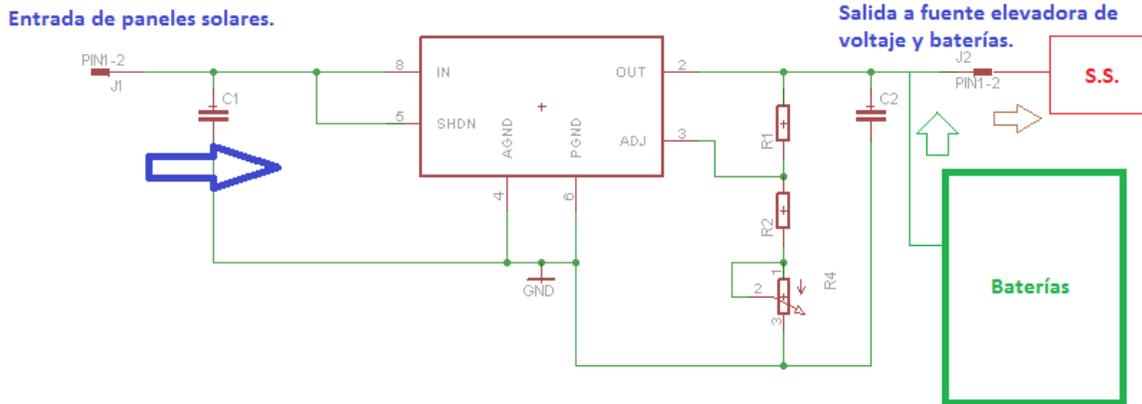


Fig. 2.17 Operación con captación de energía y descarga. En este caso la carga de los subsistemas sería muy grande descargando la batería y demandando mucha corriente de los paneles solares, lo cual se vería afectado en su eficiencia.

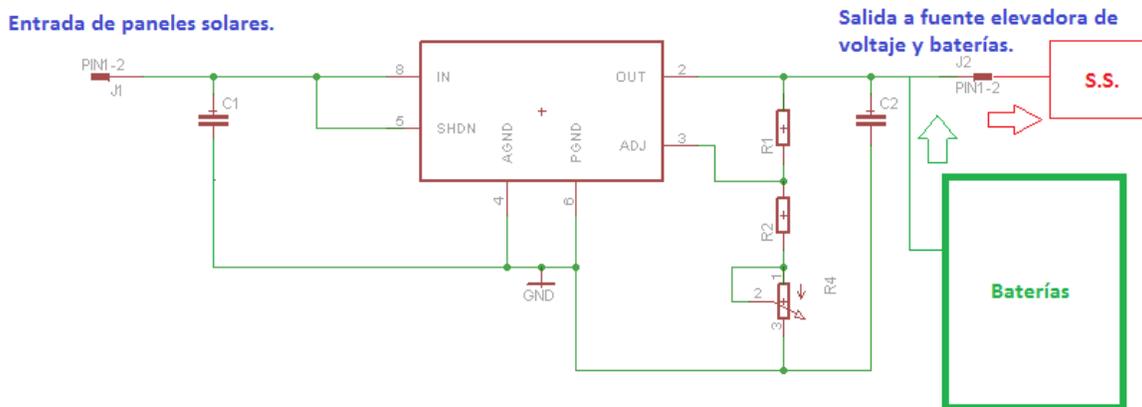


Fig. 2.18 Operación sin captación de energía. Este último caso es muy crítico ya que debemos de tomar en cuenta el punto máximo de descarga de la batería para la plataforma.

Para determinar el voltaje a la salida del regulador lineal necesitamos hacer un arreglo de resistencias en el regulador, esto mediante la siguiente ecuación:

$$V_{out} = 200mV \left( 1 + \frac{R_2}{R_1} \right) - 20[nA](R_2) \quad (18)$$

Para lograr el voltaje a la salida del regulador de 4.2 [v], la relación de resistencias es de aproximadamente 20 a 1 (R2 y R1 respectivamente), donde el voltaje de polarización del pin ADJ es de 200 mV, y al usar resistencias del orden de kilo ohms el valor de corriente del arreglo de resistencias consume una corriente menor a 0.5 mA.

Donde la configuración de este regulador es la siguiente:

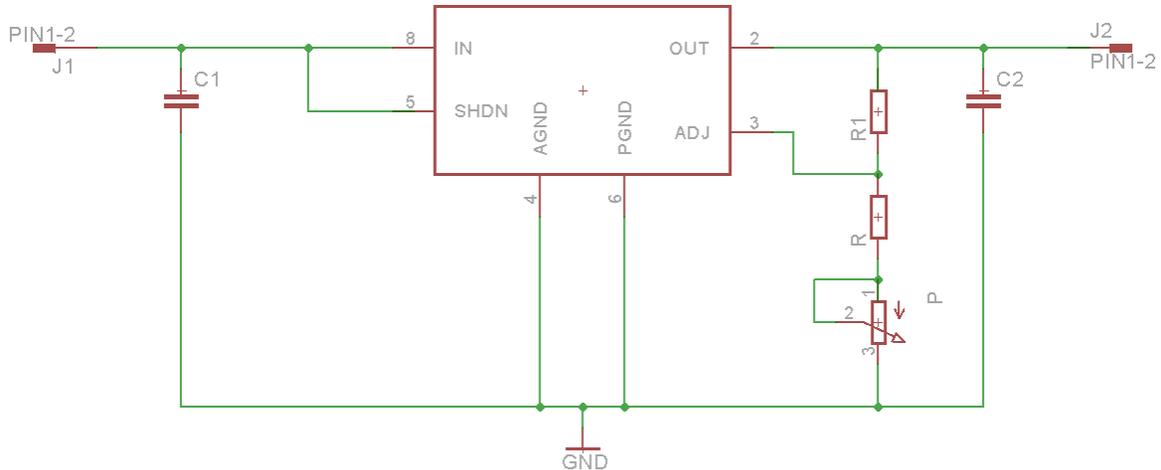


Fig. 2.19 diagrama de conexión del regulador LT 3021.

Un punto que debemos hacer notar es que en este diagrama no toma en cuenta la resistencia de la carga por lo cual al conectar el regulador a una carga, por ejemplo una batería, el voltaje a la salida disminuye por lo que se recomienda acoplar un potenciómetro a la resistencia R1 para ajustar el voltaje a la salida.

Al ser un regulador lineal debemos de tener en cuenta que una parte de la energía que entra al regulador es disipada en forma de calor.

La disipación de energía en el regulador, según hoja de especificaciones, será igual a:

$$P_{disipada} = (I_{GND})(V_{IN}) + (I_{OUT})(V_{IN} - V_{OUT}) \quad (19)$$

Suponiendo una demanda máxima de la batería (500 mA), la potencia disipada será:

$$P_{disipada} = (7mA)(2.2 v) + (500mA)(2 v) = 1.0154 [w] \quad (20)$$

Lo cual supondría el 50% de la potencia máxima que puede generar la plataforma.

Continuando con el mismo diagrama del subsistema de potencia podemos notar que todos los sensores de corriente, los cuales están conectados directamente a las celdas solares, se encuentran conectados a un solo regulador de voltaje como se muestra en a figura 2.20.

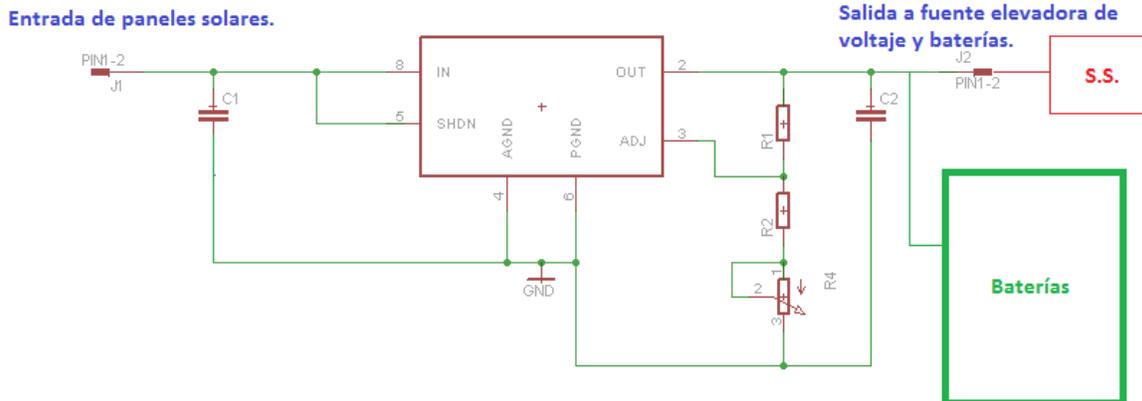


Fig. 2.20 Conexión con paneles.

En la figura 2.20 se observa que en caso de que se pierda la pista de conexión entre las celdas solares y el regulador principal, la misión se perdería eventualmente debido a la imposibilidad de alimentar la plataforma.

Lo anterior puede llegar a ser un serio problema para la misión, ya que este es un potencial punto de falla común ya que en caso de que este componente falle durante el ciclo de vida del satélite, la misión se quedaría sin alimentación de las celdas solares y con esto se perdería a misión.

## 2.2.4 Módulo de regulación de voltaje para cargas

Conectado a la salida del regulador lineal LM3021 se encuentra la batería del satélite, de la cual hablaremos en la siguiente sección, y también se encuentra conectado el convertidor conmutado LM2731, este tipo de convertidores (DC/DC en este caso) se ocupan principalmente para aumentar el voltaje a la salida de la fuente conmutada, esto mediante la conmutación entre la región activa y de corte de transistores polarizados. A continuación se presenta un diagrama de operación de este tipo de fuentes:

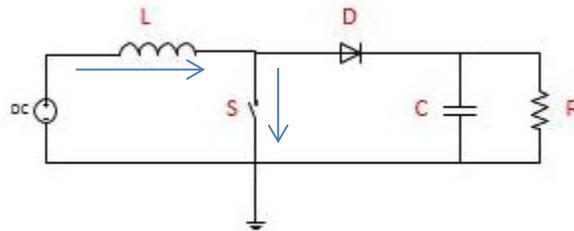


Fig.2.21 Caso en el que se carga el inductor al mantener cerrado el switch (transistor), donde la polaridad del inductor indica que existe un mayor potencial o voltaje del lado izquierdo en la conexión con la fuente de alimentación.

El voltaje de la fuente pasa a través del inductor y por el switch (transistor) debido a que la resistencia de este es mucho menor, esto provoca que la corriente en el inductor sea almacenada junto con un aumento en el campo magnético del mismo.

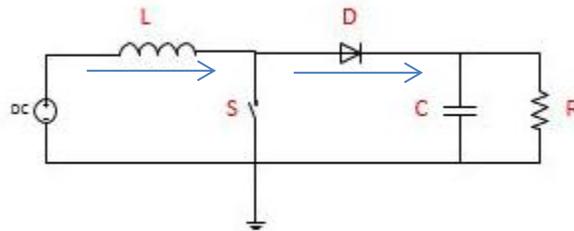


Fig. 2.22. Caso en el que se descarga el inductor al mantener abierto el switch (transistor), cuando se encuentra abierto el transistor la corriente sigue su camino por el diodo hacia el capacitor y la carga (RL), en este caso el inductor actúa como otra fuente (aparte de la fuente VS) por lo que el voltaje en la salida del arreglo será la suma de estas fuentes.

En este tipo de reguladores, la eficiencia es sensible a la carga que se le demanda ya que con una mayor demanda de energía su eficiencia se verá disminuida dependiendo de la configuración.

Un punto a tomar en cuenta en este tipo de reguladores es la frecuencia de conmutación, ya que a mayores frecuencias podemos proponer inductores y capacitores de menor tamaño pero por otro lado la eficiencia de los dispositivos es un poco menor debido a efectos de conmutación; a su vez también la compatibilidad electromagnética (EMC) juega un papel importante debido a que muchos circuitos son más sensibles a mayores frecuencias pues es donde verá reflejado el espectro de frecuencia.

Para el ajuste del voltaje de salida se cuenta con una configuración propuesta por el fabricante:

$$R1 = R2 \left( \frac{V_{out}}{1.23-1} \right) \quad (21)$$

Donde se recomienda una resistencia R2 no menor a 13.3 k $\Omega$ , esto debido a que puede afectar la operación del circuito ya que esta configuración actúa como divisor de corriente.

La plataforma Ulises 1 se encuentra conformada en su mayoría por componentes COTS (commercial off-the-shelf), con rangos de temperatura de operación que van en algunos casos como en el MAX9929, de -40°C a 125°C., a su vez debemos de tener en cuenta la aplicación del diseño ya que es muy importante aplicar ciertos criterios de diseño.

Mediante este análisis podemos notar ciertos puntos clave dentro de esta topología:

- El espacio que ocupa este tipo de subsistemas es muy compacto.
- Se debe de revisar el área de captación para una nueva aplicación de la plataforma con mayor demanda energética.
- Se tiene una gran disipación de energía por parte del subsistema de potencia, esta es energía que no se está aprovechando en la plataforma.
- No se puede extraer la máxima potencia de los paneles solares cuando se requiere la máxima potencia de los mismos, haciendo que no se tenga la mayor eficiencia.

## 2.2.5 Módulo de almacenamiento de energía

### Baterías.

Una batería es un dispositivo que convierte energía química en energía eléctrica y viceversa. Existen muchos tipos de baterías y estas se clasifican dependiendo de la tecnología en base a la cual se encuentran hechas. Por ejemplo:

- Ni-Cd Níquel Cadmio
- Ni-HM Níquel Hidruro metálico
- Li-Ion Ion de litio
- Lo-Po Polímero de litio

En el caso de la misión Ulises 1 se trata de baterías de ion de litio.

### Especificaciones de baterías

#### -Tasa de descarga (C) [14].

Esta es una constante asociada a la capacidad de la batería, esta constante es una medida de a tasa a la cual la batería es descargada en relación a su capacidad máxima. Por ejemplo, una tasa de 1C nos dice que la corriente de descarga nominal de la batería descargará la misma en una hora; de esta manera para una batería de 10 Amp-hr este valor es igual a una corriente de 10 [A] durante una hora, así C/2 será de 5 [A].

Para la misión Ulises 1 se propone un banco de baterías de Ion-Litio, el cual está compuesto por dos baterías del modelo PROPEL 18650, cada una con una corriente nominal de 2600mA/h en descarga con las siguientes características:

Tabla 2.5 características de las baterías en Ulises1.

Batería cilíndrica Li-ion Recargable. Tenergy Li-Ion 18650 Cylindrical 3.7V 2600mAh Flat Top Rechargeable Battery-UL listed (MH48285)	
<b>Ciclos de carga y descarga</b>	500
<b>Voltaje de corte en carga</b>	4.2 [v]
<b>Voltaje de corte en descarga</b>	3.0 [v]
<b>Corriente máxima en carga</b>	2600 mA(1c)
<b>Corriente máxima a la descarga</b>	5200 mA(2c)
<b>Corriente en carga</b>	1300mA (0.5c) (estándar)
<b>Descarga estándar</b>	1300 mA (0.5c)
<b>Rango de temperatura</b>	Carga: 0°C a 45°C
	Descarga: -20°C a 60°C
<b>Peso</b>	48 g
<b>Dimensiones</b>	18.4 mm x 65 mm (D x H)

Hay que hacer notar que en este trabajo de Tesis se realizó el trabajo de investigación y no se encontró documentación que certificará este modelo de baterías en otras misiones espaciales.

Existen dos regiones de carga en las baterías de este tipo, en corriente constante y voltaje constante, esto dependiendo de la región de descarga en la que se encuentre ya que si la descarga de energía es muy profunda nos encontraremos primero con la región de carga a corriente constante, y mientras más nos acerquemos a una región donde la batería ya cuenta con mayor carga, esta entra en una región de carga a voltaje constante donde se fijará el voltaje de carga y la corriente disminuirá como se muestra en la fig. 2.23.

La curva de carga para este tipo de baterías es como se muestra en la figura 2.23, donde se mencionan las condiciones de carga:

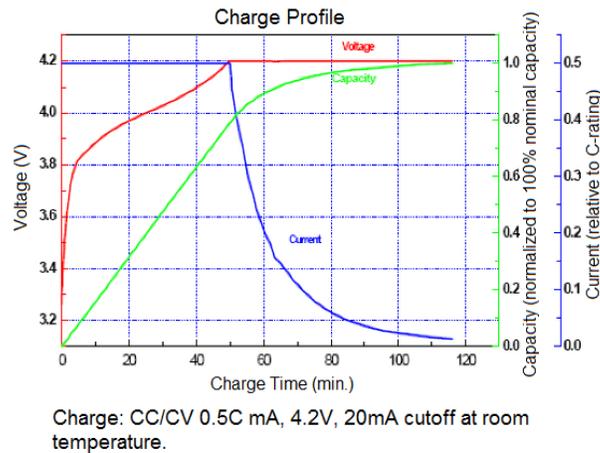
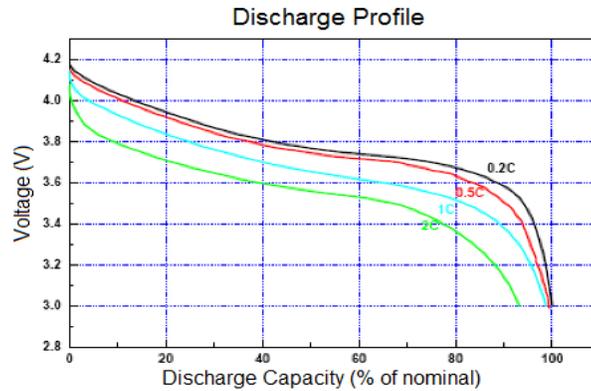


Fig. 2.23 Curva de carga. En la gráfica se muestra el perfil de carga a través del tiempo como una función de la corriente y del voltaje.

A su vez también no es de interés la curva de descarga de dichas baterías:



Discharge: 3.0V cutoff at room temperature.

Fig. 2.24 Curva de Descarga. A diferentes tasas de descarga corresponden diferentes valores de tiempo para la duración de la carga en la batería.

Dependiendo de nuestro consumo en el satélite será la velocidad de descarga de las baterías, debemos de tener esto en mente para el tiempo de carga y no quedarnos sin energía para la plataforma. Esto lo podemos observar en la fig. 2.24 donde se observa el comportamiento de las baterías Voltaje vs. Descarga donde se encuentran normalizadas en el tiempo por medio del factor C de descarga. Esto quiere decir que el tiempo se encuentra implícito en cada de las curvas descritas en la gráfica y que entre menor sea la descarga de las baterías más lineal será su respuesta en descarga.

### 2.3 Determinación de las Condiciones de operación del Satélite Ulises 1 y de su presupuesto energético.

#### 2.2.1 Órbita de satélite

La órbita propuesta para la misión Ulises 1 es polar a 98° a 300 km de altura, a partir de este dato podemos determinar el ambiente espacial donde operará nuestro subsistema, por lo cual encontramos una relación entre la órbita del satélite y el medio ambiente espacial. (Hastings & Garrett, 1996, pág. 45)

Tabla 2.5 Entornos del medioambiente espacial y orbitas donde se presentan

Entorno Ambiental	Orbitas
Neutral Plasma	LEO y PEO.
Radiación	LEO, PEO, MEO, GEO e interplanetarias.
Partículas	PEO, MEO, GEO e interplanetarias Un poco en LEO.
	LEO, PEO e interplanetarias; un poco en MEO y GEO.

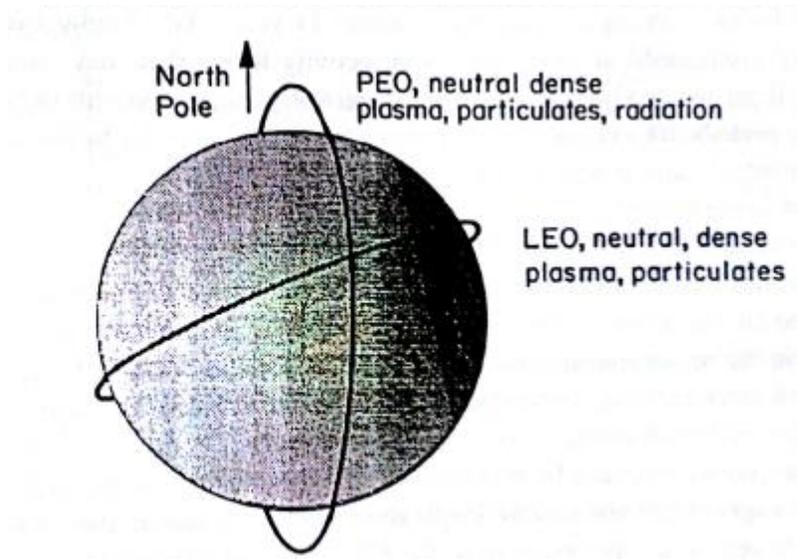


Fig.2.25 En la figura encontramos a relación entre e tipo de orbita y el medio ambiente espacial [15].

Aunado a lo anterior, debemos tomar en cuenta que se ha encontrado un relativamente nuevo fenómeno en los satélites leo, el cual es la degradación debida al oxígeno atómico, este efecto se produce debido a la gran cantidad de oxígeno atómico en la región entre los 200km y los 800 km un agente altamente oxidante.

Tabla 2.6 Algunos efectos del medio ambiente espacial. Podemos encontrar en la siguiente tabla algunos efectos dependiendo de la órbita a la que nos refiramos [15]:

Subsistema	Ambiente espacial			
	Neutral	Plasma	Radiación	Partículas
Potencia	Cambio en la transmitancia de los recubrimientos de los paneles.	Atracción de contaminantes, cambios en el potencial de tierra.	Degradación de las celdas solares.	Destrucción de las celdas solares.
Propulsión	Arrastre, Fuente de contaminación.	Fuente de contaminación.		Fuente de partículas
Control de Actitud	Degradación de sensores de torque	torques	Degradación de sensores	
Estructura	Erosión	Cambio de propiedades en la superficie	Cambio de propiedades en la superficie	Penetración
Control Térmico		EMI	Degradación	
Comunicaciones		EMI		
Carga útil	Interferencia en sensores.	Interferencia en sensores.	Daño en la electrónica	Penetración

Además de lo anterior debemos tener en cuenta los efectos de la radiación sobre nuestra plataforma, este tipo de efectos los trataremos en la sección [2.2.2].

De la tabla 2.6 podemos observar que los mayores problemas en nuestro subsistema ocurren en las celdas solares.

Debemos de situarnos en una fecha de la misión, ya que de esto depende en gran medida el valor de potencia en las celdas solares, por ejemplo para una fecha en 15 de mayo del 2014 y solo tomando en cuenta 5 orbitas tenemos los siguientes parámetros para una órbita polar a 98°; cabe destacar que el valor constante de flujo electromagnético solar es de  $1370 \text{ W/m}^2$  [12] en promedio a la distancia que se encuentra la tierra de sol, este valor es necesario para hacer la simulación de la captación energética en la órbita que se especifica.

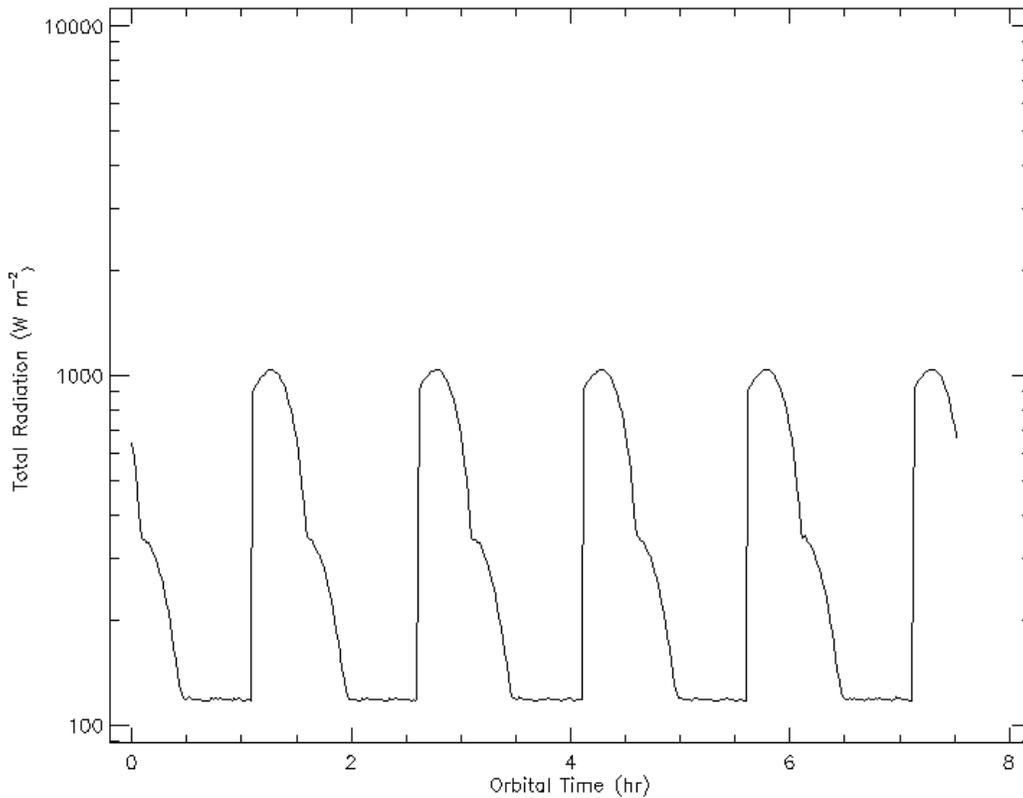


Fig. 2.26 Irradiancia. En la gráfica generada por el sistema SPENVIS observamos que el valor máximo de irradiancia se encuentra en  $1000 \text{ W/m}^2$ , el cual está por debajo del valor de la constante de irradiancia antes mencionada pero debemos tener en cuenta que el dato de a constante es un valor promedio.

Al observar la gráfica de iluminación vemos que tendremos todas las combinaciones de consumo energético posibles, esto debido a la mayor velocidad del satélite con respecto a la tierra, por lo cual vale la pena realizar un ciclo grama de consumo energético.

### 2.3.2 Radiación espacial

El ambiente de radiación espacial cercano a la tierra se encuentra dividido en dos ambientes principalmente (Howard & Hardage, 1999), se trata de la radiación atrapada y la radiación transitoria.

La radiación atrapada está directamente relacionada con el campo magnético terrestre, esta región se le conoce como los *cinturones de Van Allen*. Esta región está dividida en dos, el cinturón interno (1,000 km a 5,000km sobre la Tierra) y el cinturón externo (de 15,000 a 20,000 Km); esta radiación es efecto del campo magnético terrestre al crear zonas denominadas "cinturones" donde quedan atrapada las partículas de alta energía que proviene del Sol o de espacio cósmico, el campo magnético terrestre protege a la Tierra de diferentes tipos de radiación provenientes del espacio; una anomalía del cinturón interno denominada Anomalía del Atlántico Sur puede llegar a afectar en misiones de Órbita baja de la Tierra (LEO, por sus siglas en inglés), como es el caso de Ulises 1 y Ulises 2, ya que en esa zona este cinturón de radiación se acerca a alturas de 200 km sobre la Tierra.

Para el caso de la radiación transitoria, esta es provocada por efectos solares (viento solar y llamaradas), así como por Rayos Cósmicos Galácticos (GCR, por sus siglas en ingles), la radiación CGR proviene de fuera del sistema solar por lo que este tipo de radiación también es existente en el espacio interplanetario; en el caso de la radiación proveniente del sol la radiación por viento solar es ignorada en la mayoría de las ocasiones debido a que es menor comparada con la generada por otro tipo de eventos solares; por parte de las llamaradas solares estas se componen por lo general de diversos tipos de partículas cargadas como protones altamente cargados o iones pesados los cuales pueden producir efectos instantáneos en la electrónica del satélite, una parte de esta radiación queda atrapada en los cinturones junto con partículas provenientes de los rayos cósmicos, y debido a que tanto los rayos GCR como las partículas solares son afectadas de igual forma por el campo magnético de la tierra existe un comportamiento de mayor atenuación de estas partículas en orbitas cercanas al ecuador y mayor incidencia de partículas en orbitas polares.

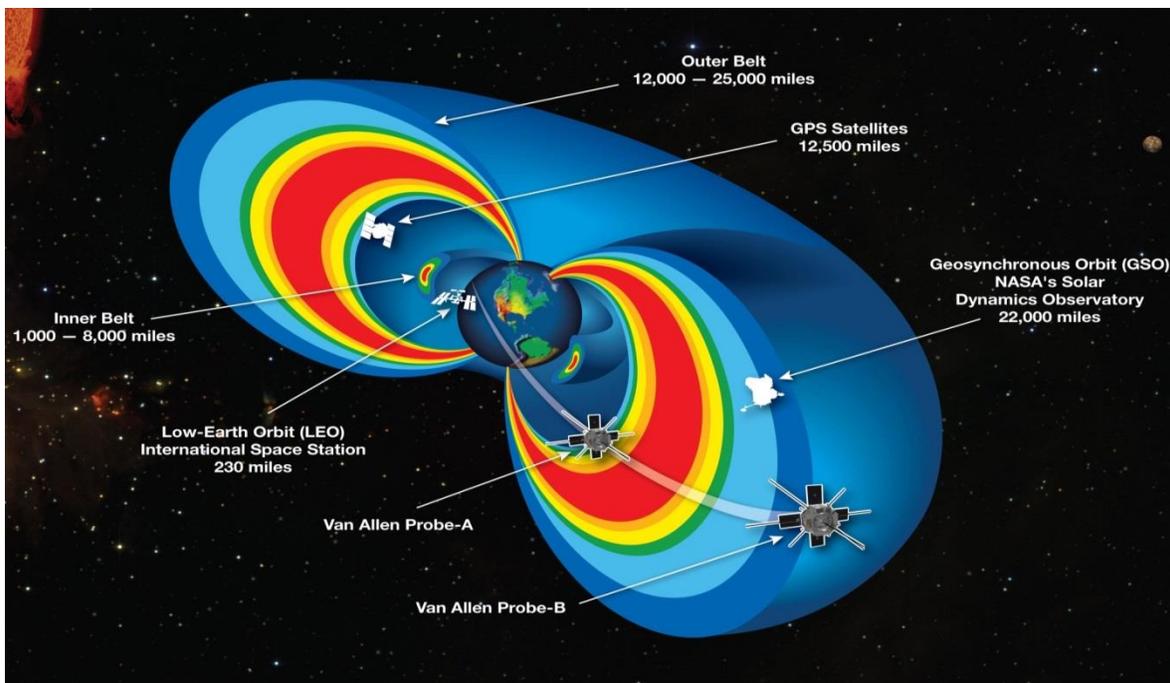


Fig. 2.28 En la imagen se muestran los anillos de Van Allen y su interacción con diferentes orbitas satelitales.  
Nasa ©

### Estimación de Blindaje para mitigar la Dosis Total de Ionización.

Para estimar un blindaje que permita mitigar los efectos de radiación acumulada en los dispositivos semiconductores durante su operación en órbita, conocido como efectos por Dosis Total de Ionización (TID, por sus siglas en Inglés), se debe de realizar una simulación de la acumulación de radiación para diferentes tipos de grosores de aluminio en la órbita y en el periodo de operación del satélite.

Para la estimación del blindaje utilizamos la plataforma SPENVIS, donde realizamos la simulación de las fuentes de radiación y ejecutamos los modelos que estiman la de dosis de radiación a largo plazo.

La estimación se realiza con las condiciones de la misión Ulises 2, órbita con altura de 300 km solar síncrona (inclinación 96.7), inicio de operación en órbita a partir del 1 de Julio del 2015. Como resultado de la ejecución de los modelos para estimar el TID se obtiene la gráfica de la Figura 2.29, conocida como curva de profundidad de radiación, en ella se aprecia el valor acumulado después de un año de Dosis Total de Ionización que tendrá un semiconductor contenido en una esfera de aluminio, con diferentes tipos de grosores.

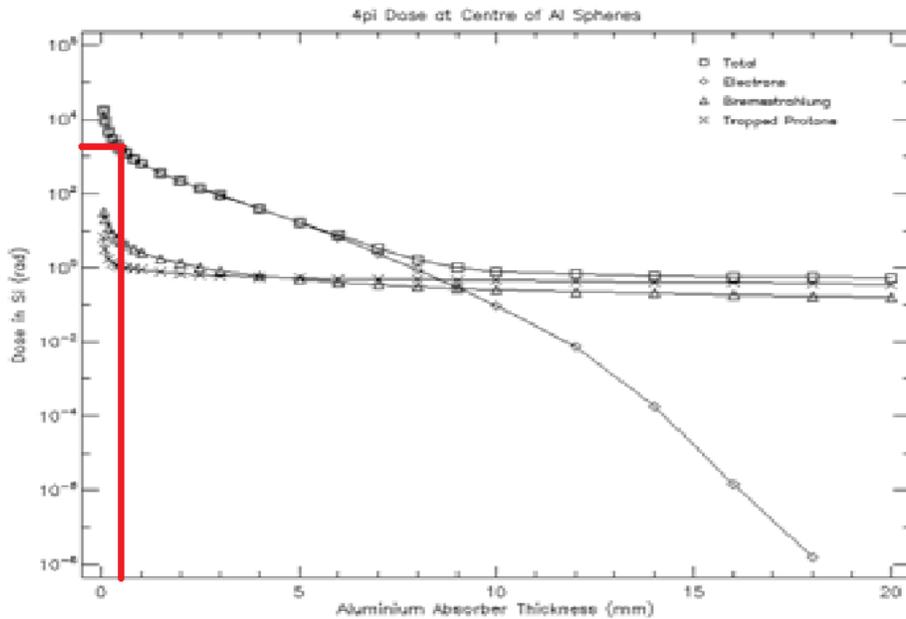


Fig. 2.29 Estimación del blindaje óptimo contra TID después de un año de operación en la misión Ulises 2.

Una vez que se tiene la curva de profundidad de radiación para la misión, se procede a determinar el blindaje óptimo de acuerdo a la sensibilidad del componente semiconductor a bordo del satélite. En el caso de la misión Ulises 2 los componentes electrónicos que se utilizan son COTS, empíricamente se ha observado una tolerancia hasta de 5 krad, teniendo en cuenta que a partir de los 10-12 krad [17] empieza a ser un valor donde aparecen efectos destructivos en este tipo de componentes. Con el valor de 5 krad se ubica en la gráfica un blindaje óptimo que garantice la supervivencia de los componentes hasta por un año en esta órbita, en este caso el blindaje requerido con un factor de seguridad de 2, resulta estar entre 0.5mm a 1mm de aluminio.

### 2.3.3 Tiempos de exposición al sol

Como observamos en la gráfica 2.27 generada por el sistema SPENVIS el tiempo de exposición del satélite es de la mitad de la órbita por lo cual tenemos aproximadamente 45 minutos de exposición solar. En este sistema se deben de especificar diversos factores como el periodo de tiempo en el cual el satélite se encontrará en órbita y el tipo de órbita para poder obtener los valores de exposición solar.

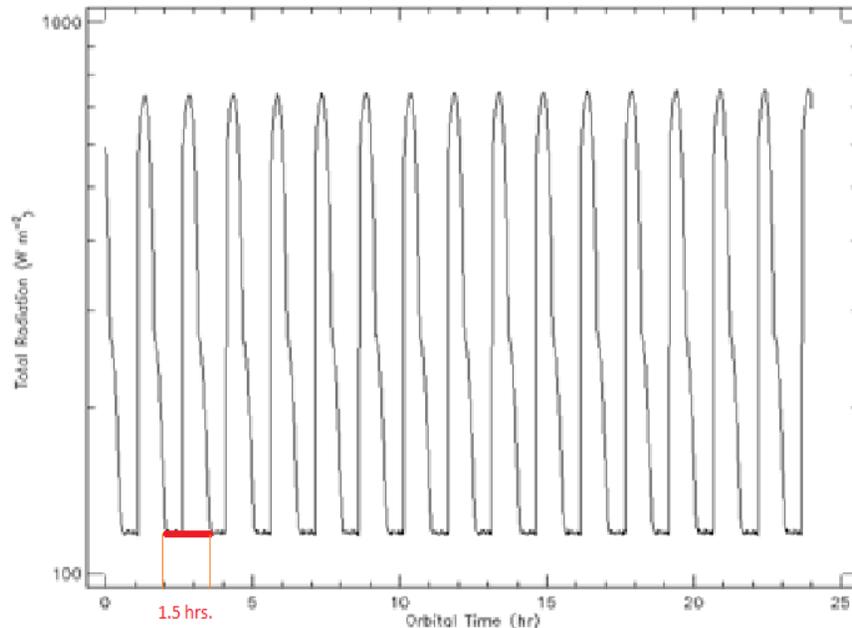


Fig. 2.30 periodo de Exposición solar de la misión Ulises 1.

Es importante tener en cuenta los modos de operación principalmente de nuestro transmisor [18], ya que contamos con un periodo de eclipse donde no se cuenta con captación de energía por parte del subsistema de potencia por lo que la batería a bordo será la única fuente de energía disponible en ese lapso de tiempo, y es muy importante que no sobrepasemos el voltaje de sobre descarga que se encuentra en 2.4v ya que si pasamos de este punto perderíamos al satélite.

El satélite orbitará 15 veces al globo terráqueo al día, de las cuales no en todas se tendrá contacto con el mismo debido al tipo de órbita y este punto debe de tenerse muy en claro para tomar en cuenta a la estación o estaciones terrenas que recibirán los datos. Por lo anterior no es útil si se mantiene en todo momento el transmisor del satélite encendido ya que de cualquier manera no será posible hacer una conexión debido a su posición orbital en algunos casos; en este punto cabe aclarar que existen casos en los que se puede mantener el satélite encendido por periodos más prolongados si se desea descargar datos en algún punto diferente al de la estación terrena.

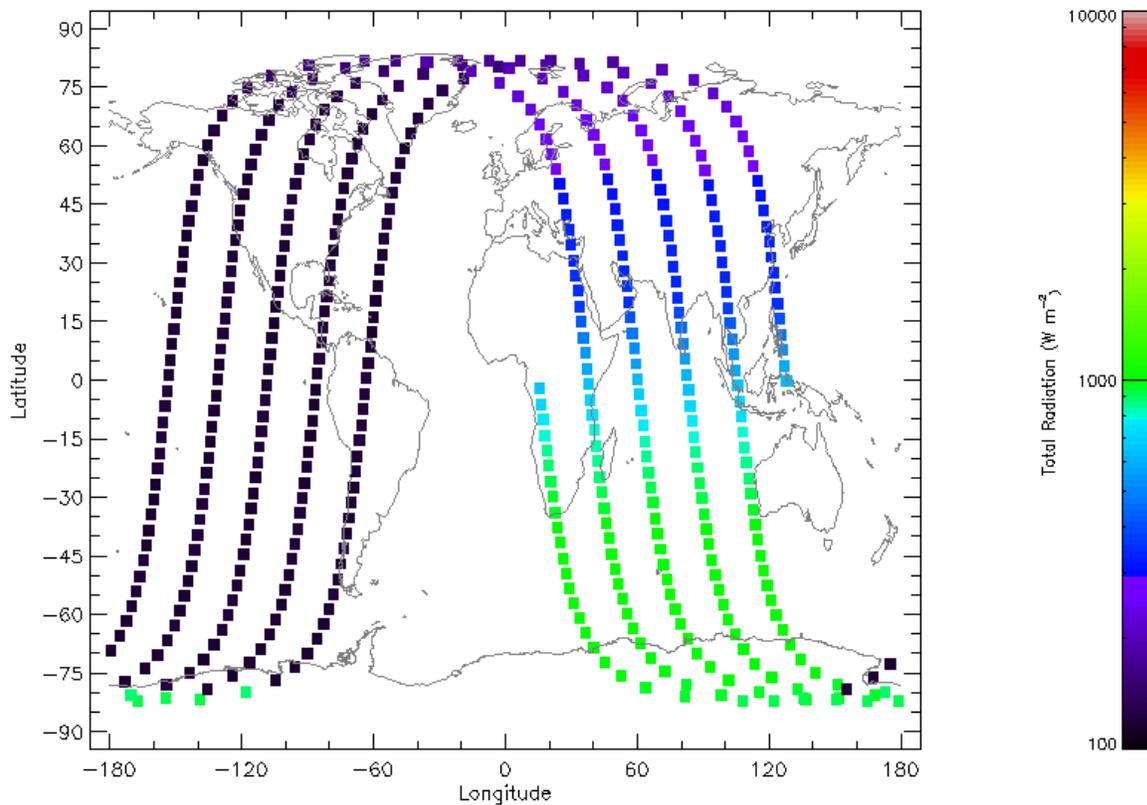


Fig. 2.31 Energía disponible. Simulación en 15 de mayo del 2014 cantidad de energía disponible en los diferentes puntos de la órbita ( $W/m^2$ ), simulación realizada en la interfaz spennis.

Este análisis es de gran ayuda pues en base a esto se pueden realizar los modos de operación de operación de la plataforma, teniendo en cuenta la cantidad de energía que se puede captar en la plataforma. El tiempo de iluminación es de vital importancia en el análisis de la misión pues nos da una idea de cómo se realizará la captación de energía en la plataforma.

### 2.3.4 Tiempo de avistamiento

Como se mencionó con anterioridad existen varios puntos en común entre la plataforma Ulises 1 y Ulises2, uno de ellos es el tiempo de avistamiento. Este se define como el periodo en el cual se tiene contacto de transmisión con el satélite, nos apoyaremos del sistema STK para obtener el tiempo de avistamiento. Esta información se encuentra dentro del reporte técnico del Ulises 1, lo que es de destacar de este análisis es que se tendrán entre 2 y 3 avistamientos por día con una duración en promedio de entre 6 y 8 minutos de acuerdo a los datos proporcionados para esta misión. Esta información será de vital importancia para la misión Ulises 2; para el subsistema de potencia hay que tomarla en cuenta ya que en base a este análisis se puede obtener el consumo de la plataforma en modo de transmisión.

Es de destacar que en este análisis se propuso el mismo periodo de tiempo y en la misma fecha del análisis térmico donde solo se tomó en cuenta un solo punto de enlace en tierra para la plataforma.

### 2.3.5 Casos de operación

#### Posibles casos de operación del satélite.

Supondremos varios casos donde tengamos diferentes tipos de consumo; supondremos la descarga cuando tenemos solamente a las baterías como alimentación de los circuitos y la carga cuando contamos con la ayuda de las celdas solares para la recarga de energía a las baterías:

- **Todos los subsistemas funcionando en potencia máxima**, en este caso se propone la transmisión de datos del satélite y la operación de carga útil, esto es, la toma de fotografías y su posterior almacenamiento.
- **Solo los subsistemas básicos funcionando**, para este modo de operación se supondrá la recepción de datos desde tierra así como el consumo de los componentes en modo de espera.
- **Únicamente transmisión de datos**, en este caso el subsistema de Rx (transmisión) se encontrará operando para la descarga de datos y el subsistema de comando y manejo de información para su control.
- **Únicamente carga útil funcionando**, solo la carga útil operará de forma continua por un periodo de tiempo para la adquisición de imágenes y su almacenamiento en memoria bajo el control del subsistema de comando y manejo de información.

### 2.3.6 Análisis de consumo

Una vez expuesto el funcionamiento el marco general del subsistema de potencia es posible hacer un análisis de consumo de energía de los dispositivos para saber la energía remanente. Los valores de potencia para la misión Ulises 1 son estimados, estos valores provienen de un análisis con las hojas de especificaciones por lo cual estos valores son aproximados.

Tabla 2.7 Análisis de consumo energético de los subsistemas del satélite.

Dispositivo	Potencia mínima. (5v)	Potencia Max. (5V)
<b>Transceiver TR2M</b>	135mW	550mW
	(sin transmisión)	(en transmisión)
<b>AFS2-458 (amplificador de transceiver)</b>	10mW	1.25W
	(sin transmitir)	(en transmisión)
<b>PIC16f27(3.5Mhz)</b>	3.3mW	3.85mW
<b>Mx614</b>	8.5mW	12.5mW
<b>Arduino Mini</b>	20mW	45mW
<b>MAX1112</b>	0.67mW	1.375mW
<b>MAX9929</b>	0.1 mW	0.16mW
<b>Total</b>	<b>177.57</b>	<b>1862.897</b>

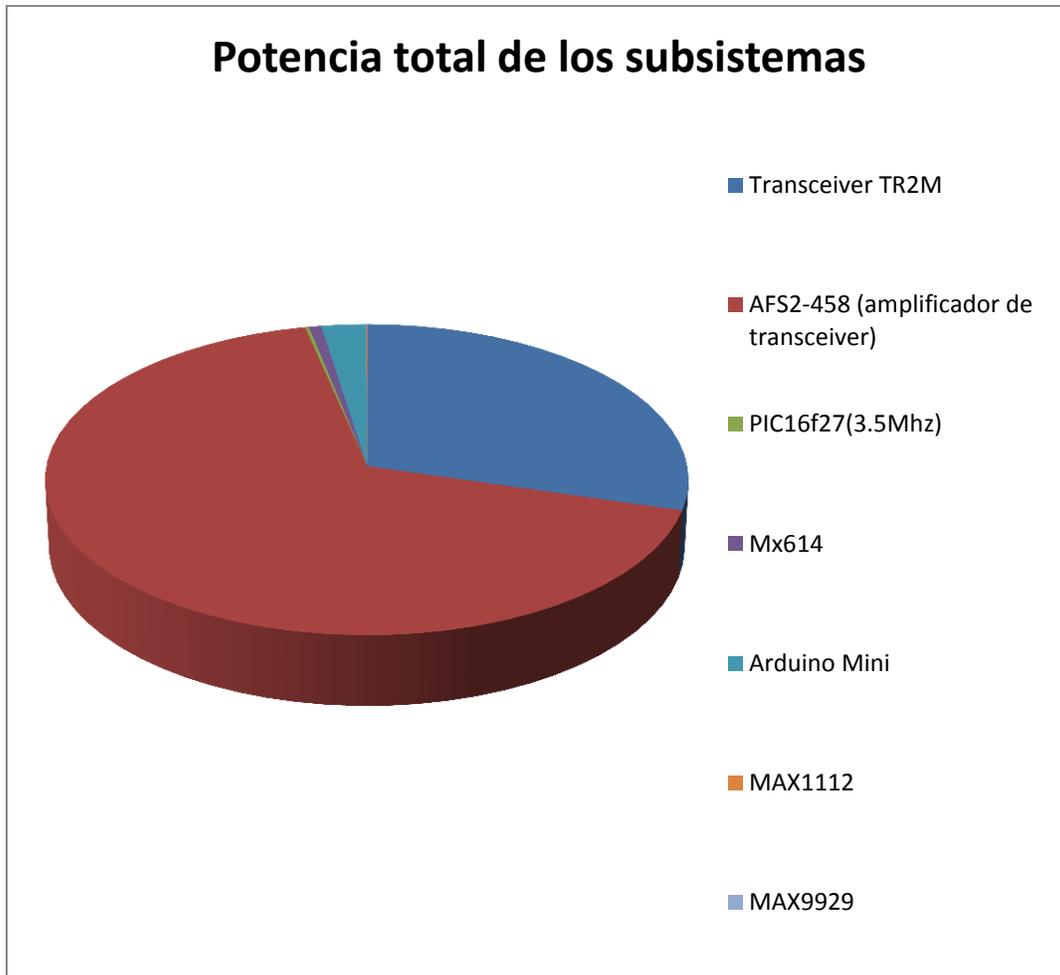


Fig. 2.32 Porcentaje de Consumo de energía de la plataforma Ulises 1.

Dependiendo de las condiciones de transmisión o recepción el satélite tendrá un consumo total determinado. Para una potencia máxima dentro del satélite tomaremos los valores promedio a 5v en transmisión y en recepción por lo tanto en recepción tenemos una potencia de **177 mW**, mientras que en transmisión una potencia de **1862.8mW**.

Por lo anterior podemos concluir que la función de las celdas solares es principalmente para la carga de las baterías del subsistema de potencia y el subsistema en un consumo bajo, ya que si intentáramos abastecer a los subsistemas con solo las celdas solares, estas serían insuficientes y se comportarían como corto circuito debido a la carga excesiva.

### 2.3.7 Tiempo de descarga

Revisaremos el tiempo de descarga de las baterías de la misión Ulises 1, donde un punto a tener en cuenta es la descarga Máxima permisible para una batería de la misión Ulises 1, esto es a **5200 mA** lo cual **equivale a 2C** (media hora aproximadamente) en términos de la constante C [14]; esto es en el caso de que se usen las baterías a su máxima capacidad, algo que no es aplicable a nuestro caso pues a 5200 mA y 3.7 V tendremos una potencia de **9.62 Wh** por cada batería (19.24 Wh en total), lo cual supera por mucho la capacidad captación de potencia de nuestro satélite para llevar a cabo su misión. Un punto muy importante es que el regulador del cual se alimentan las baterías solo proporciona una corriente máxima de 500mA, por lo cual es muy importante tenerlo en cuenta para determinar el tiempo de carga de la batería, pues mientras mayor sea la descarga y mayor sea la corriente que demande la plataforma entonces se tomará más tiempo cargar las baterías; sabemos que idealmente en la etapa de regulación de las baterías, la potencia de entrada debe ser igual a la potencia de salida:

$$P_{entrada} = P_{salida} \quad (22)$$

Por esta razón, al tener la potencia demandada por los subsistemas, tomaremos el valor de potencia máximo 1862.8 mW y el valor de voltaje de las baterías para poder obtener el valor de la corriente y con esto obtener el valor de la constante C correspondiente a este valor de corriente.

$$P = VI \quad (23)$$

$$\frac{1862.8 \text{ mW}}{3.7 \text{ V}} = 0.503 \text{ [Ah]} \quad (24)$$

Este valor corresponde al valor de corriente que se necesitará de las baterías pero debemos recordar que tenemos dos baterías conectadas en paralelo por lo cual la corriente se divide entre ambas por lo que cada batería tendrá **0.251 [Ah]**; este valor corresponde a aproximadamente 0.1 C, en la gráfica del perfil de descarga Fig. 2.24 observamos el comportamiento de la batería a diferentes puntos de descarga, si tomamos en cuenta la participación de los paneles en este punto nos daremos cuenta que de acuerdo al análisis los paneles solares entregarán una potencia de aproximadamente 0.934 [W], lo cual se traduce en una corriente de 0.15 [A] proveniente de los paneles solares, la cual es insuficiente para satisfacer las demandas de la plataforma, y entonces si se tratara de demandar una mayor potencia se llevaría a los paneles a un punto donde su eficiencia se vería mermada, haciendo imposible que se alimenten los subsistemas con los paneles.

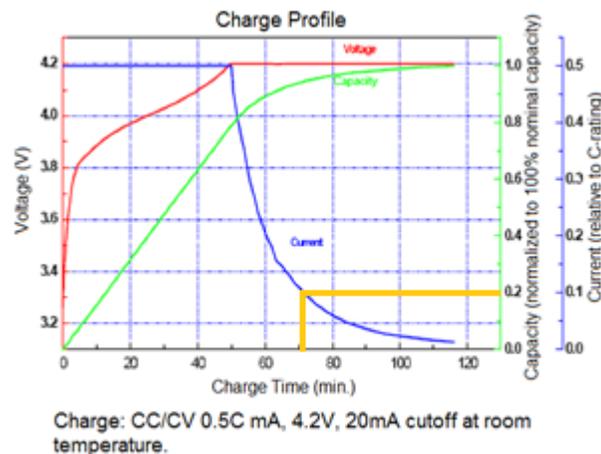


Fig.2.33 punto de carga de las baterías con los paneles solares.

En la Fig. 2.33 observamos el punto de carga de nuestras baterías con los paneles solares alimentándolas, debemos tener en cuenta que si las baterías junto con el subsistema sobrepasan este punto (amarillo), la eficiencia de las baterías bajará lo cual se traduce en que el voltaje de las baterías caerá, y que si la descarga es muy drástica no será posible cargar al subsistema de nuevo, poniendo en riesgo la misión.

En el caso que los subsistemas se encuentren en bajo consumo de energía, la potencia disponible por los paneles solares es mayor con respecto a la demanda de los subsistemas (0.934 [W] contra 0.171[w]), por lo que en este caso es posible cargar la batería y operar al subsistema, el único problema con este punto es la velocidad de descarga de la batería, ya que si esta es superior a la velocidad de carga la batería se descargará eventualmente y la misión se perderá.

En la gráfica de descarga observamos que podremos mantener una potencia relativamente constante, hasta cerca del 20% remanente de carga ya que a partir de este punto la demanda de las baterías cae de una manera más drástica y mientras más energía sea requerida de las baterías el desempeño de los paneles solares se verá afectado y es probable que el área de captación no sea suficiente para abastecer a la plataforma.

La potencia antes mencionada es a descarga constante y se mantiene así por el lapso de tiempo indicado, posterior a este tiempo el voltaje de la batería caerá hasta los 3V y se comportará como circuito abierto.

En el subsistema de potencia la alimentación se toma de las baterías cuando nos encontramos en transmisión, y estas toman su suministro de los paneles solares por lo cual nuestro tiempo de operación viene asociado directamente a la batería. Ahora debemos hacer el cálculo de la corriente necesaria para poder ver el tiempo de descarga aproximado del satélite.

Ahora, la corriente máxima que proporciona el regulador de voltaje lineal LT3021 es de 500mA, pero el voltaje proporcionado por cada celda tendrá ciertas variaciones debido al cambio en la radiación sobre las celdas solares como lo observamos en la sección 2.16.

A continuación se presenta el caso en el que tenemos transmisión en periodo de sombra.

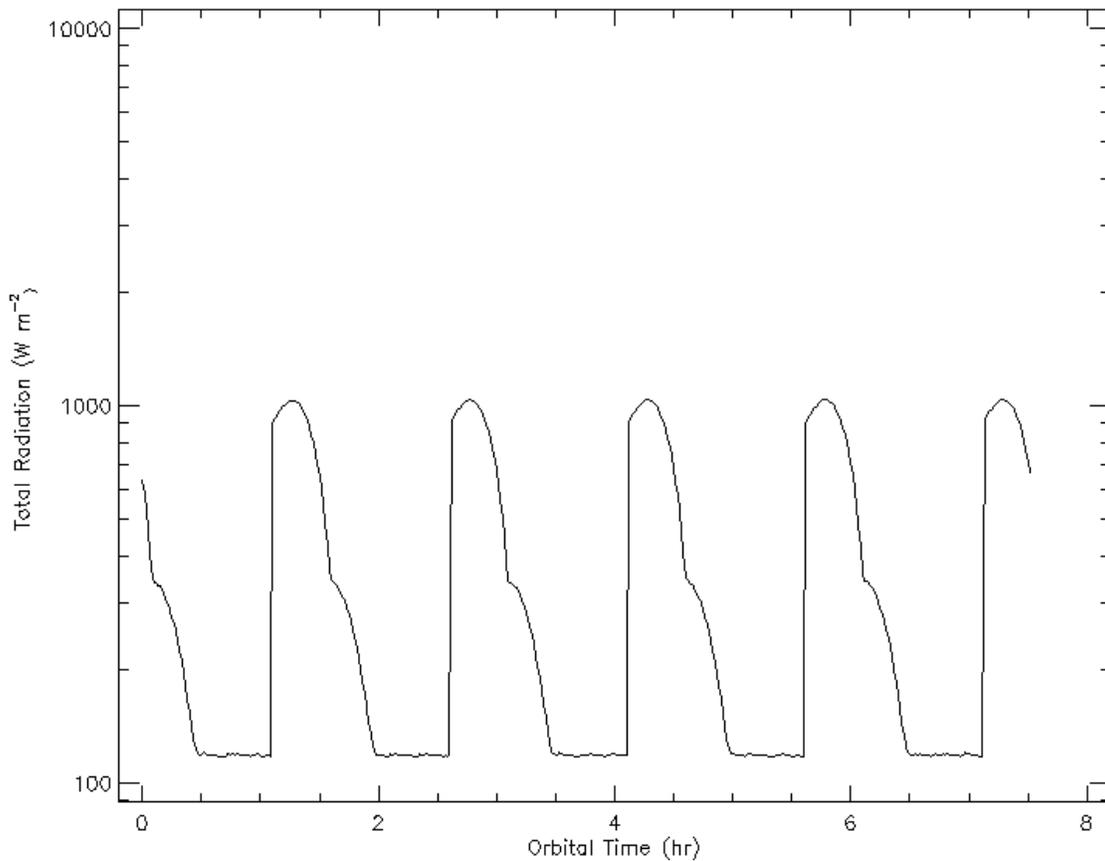


Fig. 2.34 Energía disponible en la órbita con respecto al tiempo.

La curva mostrada en la Fig. 2.34 nos sirve para estimar el periodo en el cual la plataforma recibe energía. Algo que podemos notar de la órbita es que el valor de irradiancia será fluctuante a lo largo de la misma, donde tendremos que buscar el punto de potencia máxima de las celdas para hacer el cálculo de potencia; al observar la gráfica de las celdas solares y tras hacer el cálculo de la potencia máxima, en este punto la potencia es de 0.367 [W] para el arreglo de celdas y como para el regulador. Debido a al tipo de órbita, la transmisión de datos solo será posible un número limitado de veces al día y por un periodo de tiempo relativamente corto de aproximadamente 7 min en promedio, con lo cual modelamos su comportamiento en 5 órbitas como ejemplo, en el eje horizontal de la gráfica se muestra el rango de tiempo en los cuales es posible que se haga una transmisión de datos para este caso, pero al hacer la simulación con el sistema STK nos arroja que la transmisión máxima será de un periodo de 526.145 [s], o sea 8.76 minutos, ahora haremos el cálculo de la potencia disponible por órbita tomando como máximo de tiempo este valor.

Mostraremos la potencia disponible por órbita en cada uno de los modos de operación esto para poder ubicar los puntos clave de la plataforma.

Sabemos que se usa entre el 10% y el 20% de la carga de la batería en el consumo máximo (0.1C y 0.2 C), por lo cual debemos ahora poner atención en la gráfica de carga de las baterías para observar su comportamiento.

### 2.3.8 Consumo de dispositivos en modo de espera.

Dentro de los modos de operación de la plataforma tendremos diferentes consumos en la misma, por esta razón es necesario realizar un acercamiento al comportamiento del conjunto en diferentes modos de operación de los componentes. Antes que nada hay que tomar en cuenta que el valor de voltaje a la salida del regulador se encuentra fijo a 4.2 [v], tendremos una corriente máxima aproximada de 0.15 [A] en la región de potencia máxima de las celdas; al hacer el cálculo de corriente consumida por los dispositivos en un modo de bajo consumo o de espera, es decir cuando el satélite no transmite a Tierra, tenemos lo siguiente:

Tabla 2.8 Consumo de corriente de los dispositivos en la plataforma Ulises 1, en modo de espera.

Dispositivo	Corriente [A](sin transmisión)
MAX9929	$2 \times 10^{-5}$
MAX1112	$1.34 \times 10^{-4}$
Arduino Mini	$4 \times 10^{-3}$
Mx614	$1.7 \times 10^{-3}$
PIC16F27	$6.6 \times 10^{-4}$
AFS2-458	$2 \times 10^{-3}$
Transceiver TR2M	$27 \times 10^{-3}$
	TOTAL $35.514 \times 10^{-3}$

### 2.3.9 Consumo de dispositivos en modo de transmisión.

En caso de que se encuentren funcionando los paneles, se puede estar cargando la batería del Subsistema y abastecer los subsistemas como se muestra en fig.2.17, pero esto solo en el caso de que el transceiver se encuentre sin transmitir, ya que si se encuentra en transmisión la corriente de la carga superará por mucho a la potencia que podemos obtener de los paneles, causando que este modo de operación solo sea sustentable por medio de las baterías.

Tabla 2.9 Consumo de corriente de los dispositivos en la plataforma Ulises 1, en modo de transmisión.

Dispositivo	Corriente [A](en transmisión)
MAX9929	$2 \times 10^{-5}$
MAX1112	$1.34 \times 10^{-4}$
BASIX-24	$9 \times 10^{-3}$
Mx614	$1.7 \times 10^{-3}$
PIC16F27	$6.6 \times 10^{-4}$
AFS2-458	$250 \times 10^{-3}$
Transceiver TR2M	$110 \times 10^{-3}$
	TOTAL $371.51 \times 10^{-3}$

Debemos prestar atención a que el análisis anterior lo hemos hecho suponiendo el punto de potencia máxima en las celdas solares, y que no se tiene un control sobre esa variable por lo que la potencia es probable que tenga fluctuaciones en la órbita ya que debido a las condiciones del satélite es muy complicada una simulación de esto. Lo que podemos obtener de este análisis es el punto máximo de descarga de las baterías; tomaremos el valor de la corriente de los subsistemas en un consumo mínimo de

energía, esto es cuando no se tiene transmisión, por lo tanto la energía restante estará disponible para las celdas solares.

### 2.3.10 Tiempo de carga de las baterías.

Como hemos visto el periodo de transmisión juega un papel importante en el subsistema de potencia, en este punto supondremos un periodo de transmisión de 10 minutos en un principio; si observamos la gráfica del periodo orbital (fig. 2.34) este es de 1.5 horas, con periodos muy similares en la iluminación y en sombra.

Tras el análisis de consumo de los componentes observamos que el porcentaje de descarga de la batería es de menos del 10% en el caso en que se descargue la batería por un periodo de una hora en transmisión, y de aproximadamente 1% en el caso de bajo consumo de los componentes. Hablaremos en un principio de transmisión de datos en periodo de sombra, donde la captación de energía al observar la gráfica de captación de energía podemos ver que la captación máxima la tendremos solo por un par de minutos, pero para efectos de cálculo tomaremos el valor máximo por un periodo de 40 min. Se parte del supuesto que en las condiciones iniciales del subsistema de potencia la batería se encuentra cargada en su totalidad; donde es necesario buscar el punto de carga a voltaje constante.

En transmisión en tiempo de luz es un poco más complicado para el subsistema de potencia ya que no podrá recargarse en el periodo de iluminación debido a que la carga del subsistema de transmisión está muy por encima de lo que se puede captar por el subsistema de potencia aun en la región de potencia máxima de las celdas, lo cual hace que la corriente de las celdas caiga drásticamente y solo se tenga abastecimiento por medio de las baterías, en este caso tendremos el mismo periodo de transmisión (8.8 min). Realizaremos una prueba a las baterías al descargar estas con un requerimiento aproximado al de la carga total del Ulises 1, esto mediante una resistencia de carga de  $7 \Omega$ , lo cual nos da una disipación de potencia similar a la de los subsistemas conectados. La descarga de la batería se realizó por distintos periodos, empezamos en un periodo de 10 min y una vez terminado este periodo se conectó la batería para volver a cargarla pero se agregó un límite a la corriente suministrada por la fuente de alimentación en 0.15 [A], esto para simular el comportamiento que tendría la celda solar como fuente de corriente, arrojando un valor de voltaje de 4.19 [v] al conectar de nuevo la batería, por lo cual podemos decir que tras este consumo de potencia la batería entra en una curva de carga ligeramente diferente a la mostrada en la figura ya que se considera carga a corriente constante hasta que se alcanza el valor de 4.2 [v]. A partir de este punto la corriente disminuye y se comporta de acuerdo a la figura 2.33.

Del análisis anterior podemos destacar que tras una descarga de 10 min con una demanda de 1.886 [w] (fig. 2.33) la batería necesitaría de 1 hora aproximadamente para volver al punto de carga del cual partimos en un principio, algo que no es posible cumplir en una sola orbita debido al periodo de exposición solar. Por esta razón en esta configuración se debe de tener mucho cuidado con la operación de los subsistemas, ya que la batería puede soportar una descarga de mayor profundidad pero disminuirá la eficiencia de los paneles y esto hará que tarde más en cargar la batería, ya que si descargamos por 20 minutos la batería con esa demanda energética tardaremos solo un poco más de tiempo (aproximadamente 1 hora y 15 minutos) en recuperar la carga de la batería, pues el voltaje en carga se verá disminuido a 4.19[V] y debemos apoyarnos de una curva diferente de carga.

Tabla 2.10 Tiempo de descarga de las baterías en la misión Ulises 1 a diferentes valores de corriente.

Tiempo en descarga (Minutos)	Voltaje en la carga de las baterías.	Tiempo de carga (horas)
10	4.19	1
20	4.18	1.25
30	4.17	2.0
40	4.15	3

Normalmente en el satélite debemos de tener encendido el subsistema de comunicación, en especial el sistema de recepción de datos del satélite, mientras que el sistema de transmisión puede ser normalmente deshabilitado y encenderlo en un periodo de tiempo determinado pues es cuando se consume una gran cantidad de energía, en este caso al no tener canal de recepción el comportamiento esperado de la plataforma es que cuando los sensores de corriente tengan una variación por encima de cierto umbral, el satélite entre en un estado de bajo consumo de energía o bien mediante un temporizador tenga un control de la transmisión ya que no se contempla una medición del voltaje de la batería por lo cual no se tiene en mente un monitoreo del estado de la batería. Con el análisis antes descrito podemos ver que el subsistema de potencia de la misión Ulises 1 es posible que cumpla su objetivo bajo ciertas condiciones, pero algo que debemos tener en cuenta es que existen múltiples variables de las cuales no se tiene control sobre la plataforma, lo cual nos limita las posibilidades en la carga útil e incluso en la vida útil del satélite bajo ciertas condiciones de operación.

### Capítulo 3. Diseño del sistema de potencia del satélite Ulises 2.

A partir de la retro-ingeniería realizada del nanosatélite Ulises 1, pasaremos a la etapa de diseño del subsistema de potencia del nanosatélite Ulises 2, el cual tiene que atender a una carga útil con mayor demanda energética que Ulises 1. Otro requerimiento importante del diseño es que se debe de conservar la estructura mecánica de la plataforma original TubeSat en lo posible.

#### 3.1 Determinación de los requerimientos de la plataforma Ulises 2.

A continuación se darán los valores aproximados por subsistema para la misión Ulises 2, los cuales serán nuestros requerimientos de diseño.

Para el subsistema de comunicación el consumo de componentes es el siguiente: transceiver **CC1101** (113.88 [mW]), amplificador AFS2-458 (1.25 [W]), modulo GPS RXM-GPS-R (245.7 [mW]), lo cual nos da un valor de 1.609 [W], a este valor hay que agregar el consumo de potencia del micro controlador asociado a la operación a esta subsistema de aproximadamente 190 [mW], para este subsistema en específico se dará un margen de potencia pues existen algunas variables que se ajustarán en la versión final del subsistema, por lo que contemplaremos como margen hasta los 2.2 [W] como sugerencia de los diseñadores de este subsistema.

Por otro lado, para el subsistema de carga útil los requerimientos de potencia son los siguientes: para la cámara C1098 la potencia máxima y mínima requerida se mantiene constante en 189.6 [mW], para la cámara LCF-23TP1 la potencia máxima y mínima es de 0.2988 [W], a este valor habrá que sumarle el consumo del micro controlador asociado a la operación de las cámaras; en un principio se tomaran en cuenta los valores del TM4C123 de Texas Instruments cuyo consumo de potencia máximo es de 190 [mW] (2.8 [mW] en modo de bajo consumo), donde en total nos entrega aproximadamente 0.6 [W].

Los valores de la tabla 3.1 fueron proporcionados por los responsables de los diferentes subsistemas.

Tabla 3.1 Consumos aproximados a cubrir por cada subsistema de la plataforma.

Subsistema	Potencia	
	Máxima	Mínima
SCMI	0.5 [W]	0.1[W]
Control y estabilización	0[W]	0[W]
Carga útil	0.6 [W]	0.5[W]
Comunicaciones	2.2 [W]	0.44 [W]
Telemetría	0.2 [W]	0.2 [W]
Potencia	0.1 [W]	0.2[W]

De la tabla anterior podemos concluir que el subsistema que demanda mayor energía al subsistema de potencia es el de comunicaciones ya que como se habló con anterioridad (sección 2.1.3) los requerimientos de este subsistema dependen del tipo de banda en la que se desee transmitir, la cantidad de datos así como de la sensibilidad del receptor en tierra.

En el punto opuesto encontramos al subsistema de estabilización, el cual de ser implementado en este caso será un elemento pasivo en la plataforma mediante la implementación de imanes permanentes en la plataforma, por lo cual no tendrá consumo energético.

En el rubro de los requerimientos debemos de tener en cuenta también que como parte de estos la posibilidad de poder manejar con eventualidades asociadas al subsistema de potencia, o bien tener un control adecuado sobre los subsistemas para que en caso de que sea necesario desconectar alguno se tenga la capacidad de hacerlo, esto con el fin de evitar comprometer los subsistemas.

Por otra parte otro requerimiento de operación está determinado por la órbita que tendrá el satélite, la cual se estima que será de 300 km que es similar a la de Ulises 1, por lo tanto podemos tomar las condiciones de medio ambiente espacial, niveles de radiación, periodos de iluminación y enlace de telecomunicaciones determinados para Ulises 1 en el capítulo 2 de este trabajo.

### **3.2 Definición de instrumentación de la carga útil**

Para la misión Ulises 2 se contemplan dos cámaras como parte de la carga útil de la misión, estas ejecutarán la toma de imágenes en la órbita; para realizar esta misión se proponen un par de cámaras que se han usado en misiones espaciales o en sondas aerostáticas de gran altitud, este es el caso de la cámara C1098 que fue usada en la misión japonesa FitSat y de la cámara LS-Y201 usada en pruebas en globos a más de 40 km.

Estas cámaras estarán dispuestas en la geometría de la plataforma, una en la dirección zenit de la plataforma y otra en alguna de las caras, donde el consumo asociado a este subsistema se encuentra en la sección 3.1.

### **3.3 Definición de la topología del subsistema de potencia de Ulises 2**

Existen principalmente dos tipos de topologías para la regulación de energía para plataformas satelitales cuyo subsistema de potencia se basa en celdas solares: la DET, en sus diferentes configuraciones o bien la topología de búsqueda del máximo punto de potencia (MPPT). La diferencia principal entre estos dos modelos está en su operación ya que por una parte mientras que la configuración MPPT busca la máxima eficiencia por parte de las celdas solares, la configuración DET disipa la energía excedente en forma de calor.

Como primer punto de nuestro diseño debemos de tener en cuenta las ventajas y desventajas de las configuraciones antes descritas, ya que son las variables a considerar para poder cubrir con los requerimientos de la misión, es importante destacar que debemos de darle un gran importancia al papel que juega nuestra batería en el subsistema de potencia ya que de esta depende la operación del subsistema o su pérdida, por lo que se requiere mantener la carga de la batería en un nivel óptimo; con esto en mente se buscara la operación del subsistema de potencia en la mayor cantidad de casos posibles.

El subsistema de control en la plataforma juega un papel muy importante en la captación de energía, ya que como hemos visto en la sección [2.1.6.1] la captación de energía en la plataforma es función de su ángulo con respecto al sol, y debido a que los paneles solares forman parte de las paredes de la plataforma Tubesat, la acción de un subsistema de control sobre la plataforma repercutirá sobre la captación de energía en el satélite. Por esta razón se podría contemplar la posibilidad de agregar un subsistema de control al subsistema de potencia, esto para mantener el voltaje y la corriente de alimentación de la batería y de los

subsistemas lo más cercanos a los parámetros correctos de operación; debido que aún no se saben los efectos que tendría un subsistema de potencia sobre la plataforma se procederá a diseñar sobre una plataforma sin control de actitud.

Empezaremos por definir la topología del subsistema de potencia, esto nos ayudará a visualizar la operación del subsistema.

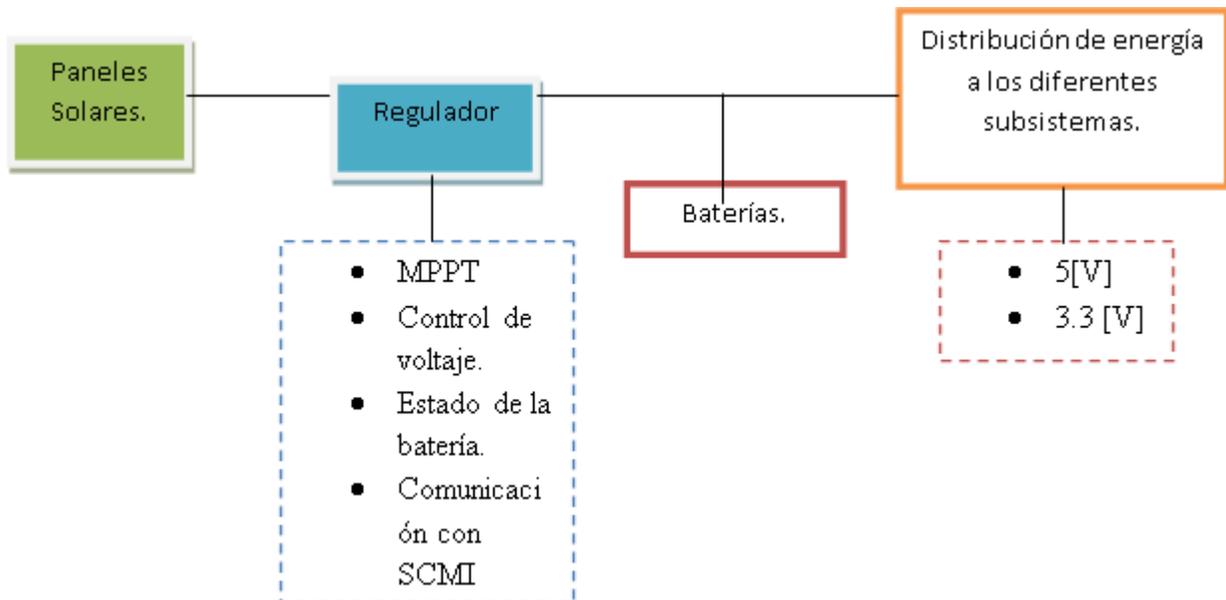


Fig. 3.1 esquema general del subsistema de potencia donde se muestran los elementos que lo componen.

A continuación describiremos la operación del subsistema de potencia propuesto para esta misión; se optó por la topología MPPT [10] debido a que es necesario obtener el máximo de energía de los paneles solares en la plataforma y a su mayor eficiencia en conversión de energía, ya que al carecer de un subsistema de control se debe de maximizar la eficiencia del área efectiva de captación solar. El bloque posterior a los paneles solares en la fig. 3.1 es el bloque de MPPT, en este bloque se encuentra el controlador del subsistema de potencia, este será el encargado de buscar el punto de mayor potencia con ayuda del arreglo de fuente conmutada. Este tipo de topología está compuesto por estos dos elementos principales ya que la fuente conmutada permite realizar una variación en el voltaje de salida por medio de una variación en el PWM de entrada proveniente del Microcontrolador. Un punto adicional es que esta configuración nos da la flexibilidad de tener un control sobre la forma de carga de la batería, que como vimos en la sección 2.1.6.5 debemos de seguir la curva de carga de este dispositivo.

### 3.4 Diseño de la fuente conmutada.

En el recuadro del regulador MPPT de la fig. 3.1 se usa un convertidor de DC/DC en configuración de fuente conmutada con disminución de voltaje (buck converter), este tipo de configuración de fuente conmutada tiene una mayor eficiencia en la conversión de energía que una fuente lineal y permite a su vez poder cambiar el voltaje a la salida de la misma [19].

### 3.4.1 Modelo matemático de la fuente conmutada “buck converter”.

Antes de ahondar en el modelo matemático hay que destacar algunos términos en la selección de esta configuración de fuente conmutada.

#### Rectificación síncrona y asíncrona.

Existen básicamente dos modos de operación para las fuentes conmutadas de este tipo, el modo síncrono y modo asíncrono, esto se refiere a la etapa de transición en la conmutación de los componentes que se usan en la fuente [20].

En el modo de operación síncrona (fig. 3.3) se tiene mayor eficiencia a mayores ciclos de trabajo del PWM, debido a que en lugar de usar un diodo como rectificación se opta por usar un transistor, reduciendo con esto la caída de voltaje a la salida, ya que dependerá de los valores de resistencia interna en las terminales de los transistores en la etapa de conmutación la caída de voltaje debida a este dispositivo, haciéndola más eficiente a mayores ciclos de trabajo, ya que se reducen las perdidas por conmutación en los dispositivos principalmente en los transistores, razón por la cual se seleccionó esta configuración. Hay que destacar que esta frecuencia de conmutación no se puede elevar de manera indiscriminada ya que dependerá de la tecnología de los transistores.

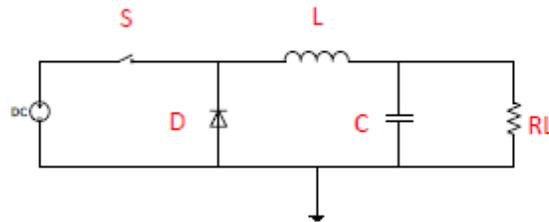


Fig. 3.2 Ejemplo de fuente conmutada Asíncrona.

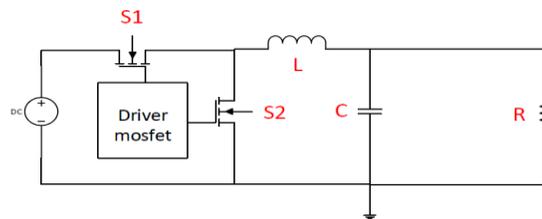


Fig. 3.3 Ejemplo de fuente conmutada Síncrona.

#### Modo de conducción continua.

Este modo de operación ocurre cuando la corriente del inductor no llega a cero como se muestra en la fig. 3.9 y se mantiene en un valor promedio a lo largo del ciclo de trabajo, al contrario del modo de operación discontinuo donde la corriente que circula por el inductor disminuye a cero [20]; el modo de conducción discontinua es un modo de operación solo se marcará como referencia ya que nuestro modelo trabajará principalmente en el punto de operación de corriente continua ya que al realizar la conmutación si las demandas de energía son elevadas se tendrá más energía disponible para ser usada en la plataforma, la cual

generalmente hará que el valor de la corriente que circula por el inductor no disminuya a cero, y al contrario si las demandas de energía son menores se puede entrar en conducción discontinua; debemos de tener en mente que la rectificación discontinua es de gran utilidad cuando la corriente de carga es relativamente baja.

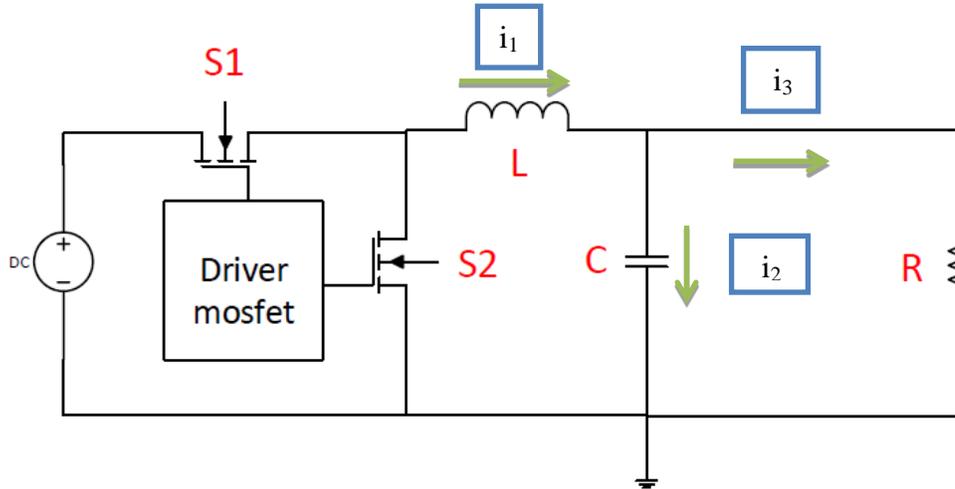


Fig. 3.4 Diagrama general de la fuente conmutada reductora de voltaje (buck).

### Análisis del circuito de la fuente conmutada reductora de voltaje (buck) presentado en la Fig. 3.4.

Por leyes de corriente de Kirchhoff:

$$i_1 = i_2 + i_3 \dots (1)$$

Existen dos casos de operación para el circuito, dependiendo del estado de la conmutación, el primer caso cuando el interruptor S1 se encuentra cerrado y el interruptor S2 abierto.

$$V_{DC} = V_L + V_C \dots (2)$$

Como observamos en la figura 3.4 el voltaje del capacitor será igual al de la resistencia

$$V_{DC} = V_L + V_R \dots (3)$$

El valor del voltaje del inductor es función de la corriente que pasa por el mismo:

$$V_L = L \frac{di_L}{dt} \dots (4)$$

Podemos obtener el voltaje del capacitor por medio de la ley de ohm:

$$V_C = R i_R \dots (5)$$

Sustituyendo (4) y (5) en (3):

$$\frac{di_L}{dt} = \frac{V_{DC} - Ri_R}{L} \dots (6)$$

Reescribiendo la ecuación (1):

$$i_c = i_L - \frac{V_o}{R} \dots (7)$$

Donde  $V_o$  es el voltaje de salida que es igual al voltaje en el capacitor.

La ecuación (7) la podemos poner en términos del voltaje de salida:

$$\frac{dV_o}{dt} = \frac{i_L - \frac{V_o}{R}}{C} \dots (8)$$

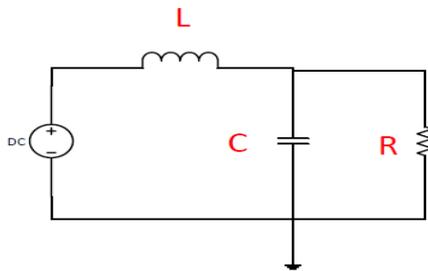


Fig. 3.5 Circuito equivalente cuando el S2 se encuentra abierto y el S1 cerrado.

Para el caso en el que el interruptor S1 se encuentra abierto, y el S2 cerrado (Fig. 3.6):

$$0 = V_L + V_R \dots (9)$$

Fig. 3.7 En el caso en el que el interruptor se encuentre abierto la corriente pasará a través del diodo como se muestra.

$$0 = L \frac{di_L}{dt} + V_R \dots (10)$$

Reagrupando (10):

$$V_o = -L \frac{di_L}{dt} \dots (11)$$

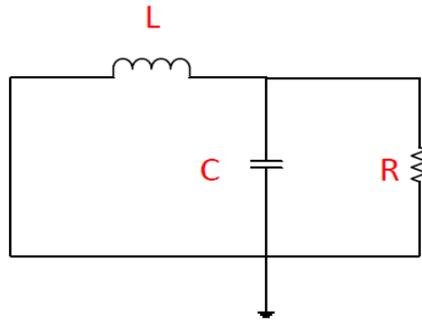


Fig. 3.6 Circuito equivalente cuando el S1 se encuentra abierto y el S2 cerrado.

Al igual que en el regulador elevador de voltaje tendremos dos casos de operación para nuestra fuente conmutada.

De las ecuaciones (6) y (8) podemos obtener una ecuación general del sistema

$$V_{DC} = LC \frac{d^2 V_o}{dt^2} + \frac{L}{R} \frac{dV_o}{dt} + V_o \dots (12)$$

La solución a esta ecuación la podemos encontrar mediante el operador lineal de Laplace, con C.I. = 0.

$$\frac{V_o(s)}{V_{DC}(s)} = \frac{R}{RLC s^2 + L s + R} \dots (13)$$

Realizaremos a continuación el cálculo del capacitor y del inductor necesario para nuestra fuente. Si vemos a nuestra fuente conmutada de una forma más simple, la idea básica es realizar una señal de PWM para obtener una señal cuadrada que será promediada por medio de un filtro LC pasa bajas.

### 3.4.2 Cálculo del inductor.

Como primer paso haremos el cálculo del inductor necesario en nuestro diseño, sabemos que el comportamiento de la corriente en un inductor se define por:

$$V = L \frac{di}{dt} \dots (12)$$

El cálculo de los componentes es de mucha importancia ya que de estos depende el desempeño de nuestro diseño así como de las dimensiones del mismo, ya que es un punto que debemos cuidar pues no contamos con mucho espacio en la plataforma; a continuación pasaremos a revisar algunos elementos de la misma.

El valor de la corriente del inductor en la operación síncrona es igual en carga y en descarga del mismo por lo que podemos decir que se cumple [1]:

$$\Delta I_{(L+)} = \Delta I_{(L-)} = \Delta I_L$$

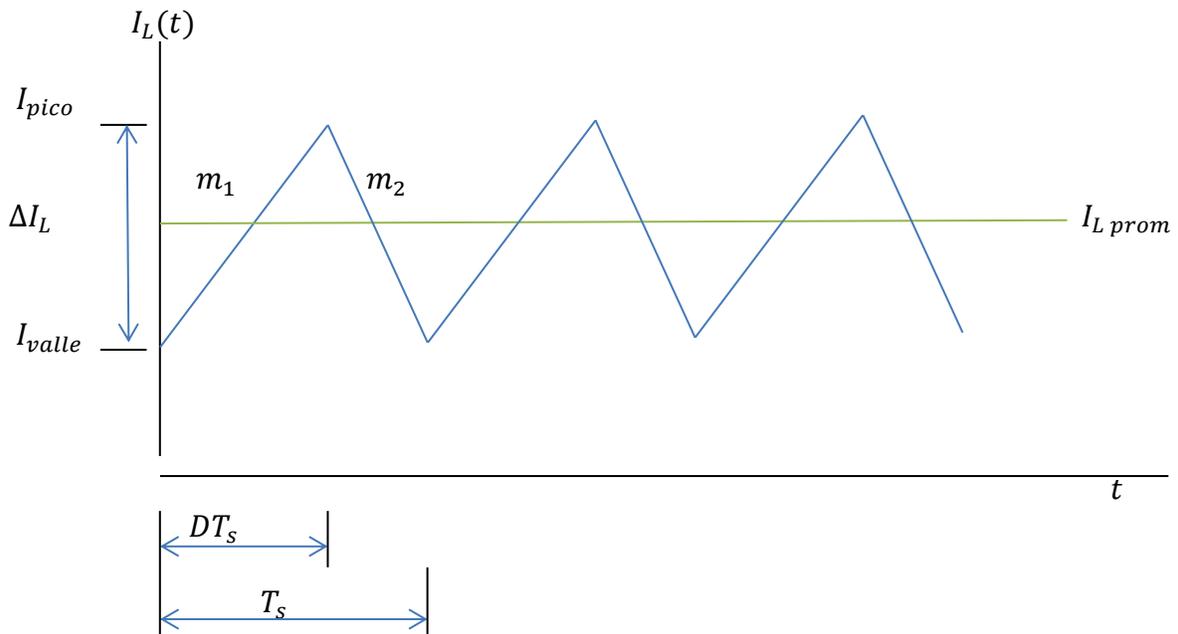


Fig.3.7 grafica de la variación de la corriente con respecto al tiempo.

De la ecuación (12) podemos derivar el rizo dentro de la fuente conmutada, podemos reescribir la ecuación en incrementos de corriente:

$$\Delta I_L = \left( \frac{V_i - V_o}{L} \right) DT_s \dots (13)$$

Donde las pendientes de carga y descarga en el inductor serían,

$$m_1 = \frac{dI_L(t)}{dt} = \frac{V_L(t)}{L} = \frac{V_i - V_o}{L} \dots (14)$$

$$m_2 = \frac{dI_L(t)}{dt} = \frac{V_L(t)}{L} = -\frac{V_o}{L} \dots (15)$$

Donde  $T_s$  es el periodo de conmutación y  $D$  es el ciclo de trabajo.

Despejando nos da que el valor del inductor aproximado

$$L = \frac{(V_i - V_o)DT}{\Delta i} = \frac{(6 - 4.2) * 0.7 * \frac{1}{100 * 10^3}}{0.1} \approx 1.26 * 10^{-4} \mu H$$

El valor aproximado será un valor aproximado a  $120\mu H$ . El valor seleccionado para el inductor debe ser cercano a este valor teniendo en cuenta el análisis; una variación en este valor puede provocar que el rizo disminuya si se contempla un valor más grande o bien que aumente si consideramos un inductor de menor valor.

En este tipo de configuraciones es muy importante tener en cuenta parámetros como la frecuencias de oscilación dentro de la plataforma Ulises 2, ya que generalmente a mayores frecuencia se produce mayor ruido electromagnético en las líneas de suministro, y este se puede propagar a los demás subsistemas con la posibilidad de generar problemas de compatibilidad electromagnética y sus efectos consecuentes como comportamientos inesperados en los componentes, pero la ventaja de trabajar a mayores frecuencias es que hace más eficiente al subsistema y trabaja mejor con ferritas de menor tamaño.

La frecuencia de oscilación del PWM tiene un papel importante, ya que puede afectar a los diferentes subsistemas pues este subsistema se encargará de la alimentación de toda la plataforma. Para los reguladores conmutados generalmente a mayores frecuencias de oscilación ( $>100\text{KHz}$ ) conseguimos una mayor eficiencia pero debemos de tener en cuenta que esto puede acarrear ruido en la línea de alimentación general, algo que se puede mitigar con la adición de filtrado en la misma pero esto acarrearía más componentes en el diseño, lo cual se traduce en un mayor peso en el satélite.

### 3.4.3 Cálculo del capacitor.

De acuerdo con el reporte técnico de Texas Instruments, *"Understandig buck power stages in switch mode power supplies"*, [10] una forma sencilla para encontrar el valor de la capacitancia de salida es mediante la fórmula:

$$C \geq \frac{\Delta I_L}{8 \times f_{sw} \times \Delta V_o} \dots (14)$$

Esta fórmula toma en cuenta que el rizo a la salida de la fuente será provocado por la capacitancia del filtro donde  $\Delta I_L$  es el rizo propuesto para la fuente,  $\Delta V_o$  es la variación de voltaje a la salida y  $f_{sw}$  la frecuencia de oscilación.

$$4.2\mu F \geq \frac{0.1}{8 \times 100 * 10^3 \times 0.03}$$

Como vimos con anterioridad el sistema de nuestra fuente conmutada es un sistema de segundo orden de la forma:

$$H(s) = \frac{R}{RLCs^2 + Ls + R} \dots (15)$$

Realizaremos una simulación en matlab para observar el comportamiento del arreglo de la fuente conmutada.

Tendremos diferentes valores de R dependiendo del estado de carga de la batería, donde por ley de ohm y usando el voltaje nominal de las baterías, el mayor valor de R que tendremos es de  $32 \Omega$  y el menor valor será cercano a  $1.5 \Omega$ .

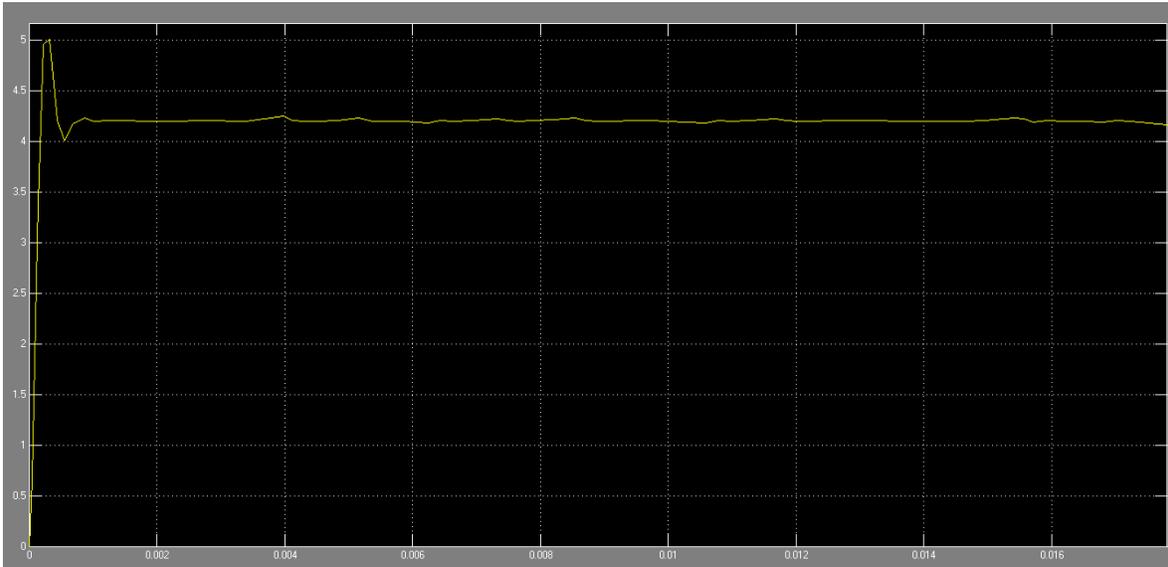


Fig. 3.8 Gráfica de voltaje de salida contra tiempo con  $R= 1.5 \Omega$ .

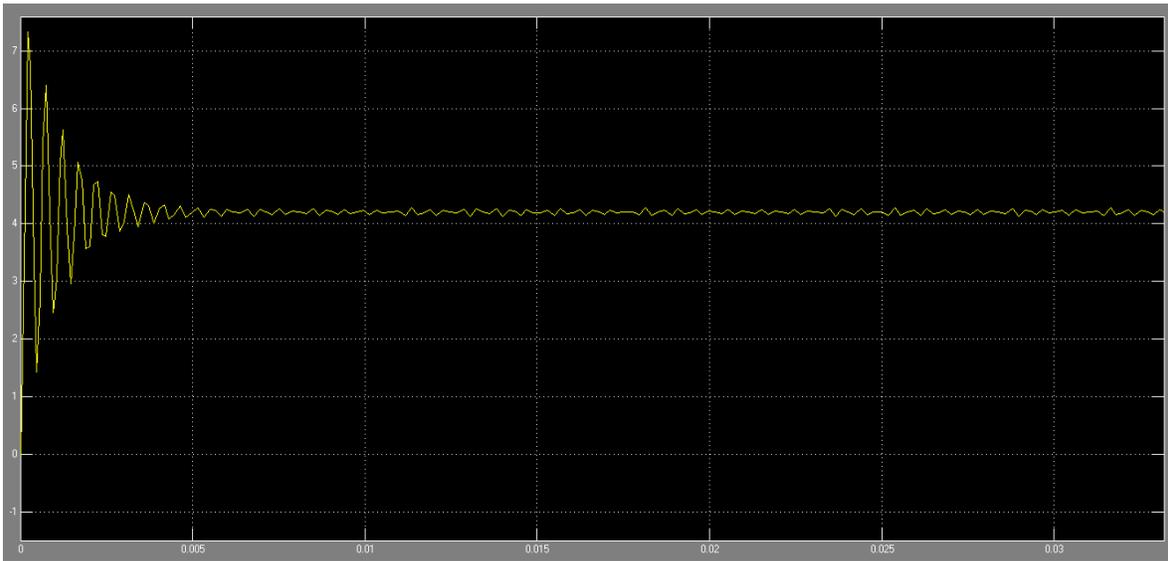


Fig. 3.9 Gráfica de voltaje de salida contra tiempo con  $R= 10 \Omega$ .

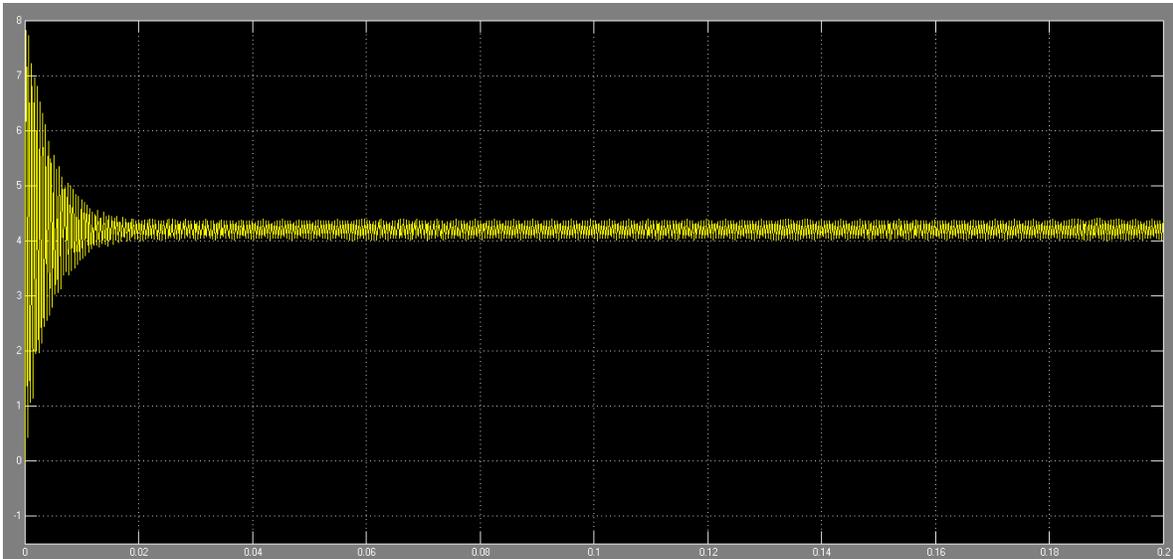


Fig. 3.10 Grafica de voltaje de salida contra tiempo con  $R= 38 \Omega$ .

Existen varios puntos a tomar en cuenta en nuestro diseño, el primero es el sobre paso que puede tener el sistema a la salida en el estado transitorio, así como la estabilidad en estado estacionario.

Como podemos observar de la fig. 3.8, fig. 3.9 y de la fig. 3.10 la variación en el valor de  $R$  (nuestra carga en el subsistema), posiblemente afectará el estado transitorio; La importancia de lo anterior es debido a que nuestra carga se divide en la carga de los subsistemas en los diferentes modos de operación, así como en la carga de la batería y es importante tener en cuenta estas variaciones.

#### 3.4.4 Selección de componentes.

La selección de componentes es un punto delicado en cualquier aplicación, pero en el área espacial es un aspecto fundamental ya que solo se pueden seleccionar componentes que puedan resistir las condiciones de operación.

En términos generales los componentes electrónicos se clasifican de acuerdo a su nivel de confiabilidad en las clases espacial, militar, y comercial. La clase espacial cumple normas que garantizan la confiabilidad de los componentes en el ambiente espacial, la categoría militar también presenta un alto nivel de confiabilidad pero es menor a la espacial, la clase comercial es muy amplia y su nivel de confiabilidad es más bajo, dentro de esta clase se puede encontrar los componentes de nivel industrial los cuales presentan las características de confiabilidad en esta categoría.

El principal punto en contra que tenemos en la selección de componentes de calidad espacial es el costo de los mismos ya que este puede ser de varios miles de dólares, esa misma situación tiene los componentes de calidad militar. El proyecto Ulises 2 es un proyecto de bajo presupuesto y por lo tanto no es posible adquirir componentes de estas características. Como método para la selección de componentes para el proyecto Ulises 2, en primer lugar se toman en cuenta aquellos componentes de calidad industrial que se han utilizado en otras misiones espaciales, o componentes de calidad industrial que cumplan con los rangos de temperatura esperados y que por su tecnología tengan mayor probabilidad de soportar las condiciones espaciales.

Tabla 3.2 El valor de los componentes oscila entre -55°C y 175°C.

Componente	Temperatura(°C)
<b>IRF540</b>	-55 – 170
<b>TC4424</b>	-40 – 125
<b>TM4C123</b>	-40 – 85
<b>Capacitores</b>	-55 – 120
<b>ACS 712</b>	-40 – 85
<b>LM124</b>	-55 – 125

Como elementos para la selección de los componentes son principalmente la temperatura y los materiales de los componentes. Como primer paso de selección se tomará el valor de temperatura de los componentes de acuerdo al análisis de temperatura de la sección 2.1.1., la selección de capacitores es un punto que no se debe de dejar de lado, no se recomienda el uso de capacitores electrolíticos, por lo que se busca el uso de capacitores de tantalio o cerámicos.

Aunado a lo anterior, fue necesario estudiar la polarización de los transistores pues estos requieren de un voltaje de polarización mayor en la terminal Gate (Vg) [21] para trabajar en un punto donde permita una mayor conducción de corriente a través del dispositivo. El dispositivo seleccionado es el IRF540N, el cual tiene un Vgs de activación de al menos 4 [v] y un valor Vgs máximo de  $\pm 20$  [v] y un valor RDS (on) = 44mΩ.

Soluciones de este tipo con el uso de drivers para el manejo de transistores y elevadores de voltaje son usadas en diferentes tipos de configuraciones y aplicaciones, desde iluminación hasta placas de desarrollo. Una configuración similar a esta la encontramos en la misión Cubestar [1], así como en aplicaciones que requieran de alta frecuencia.

En el caso de la selección de componentes electrónicos como el microcontrolador TM4C123 se tiene una versión industrial de este microcontrolador aunque en el modelo de pruebas solo se usa la versión comercial, su principal diferencia es su mayor rango de temperaturas. A su vez también se planea el uso de las versiones industriales de los componentes como los transistores o el Driver MOSFET (TC4424), aunque su uso en el modelo de pruebas queda restringido a componentes comerciales.

### 3.5 Módulo de Captación de energía.

Debido a que en un principio se plantea una disposición de paneles similar a la misión Ulises 1, así como el mismo tipo de celda solar con tecnología de arseniuro de galio, debemos de tener en cuenta que el área de captación debe de ser superior para el caso de la misión Ulises 2, esto para poder cumplir con las especificaciones de potencia en la plataforma. Existen varias posibilidades de hacer esto, una es mediante la adición de paneles sobre las barras existentes de Fr4, esto conlleva a la modificación de la disposición de los paneles o bien al cambio en la geometría de la plataforma haciendo un poco más larga la misma, otra forma de conseguir una mayor captación es añadiendo celdas solares en las caras de la plataforma que no se encuentran cubiertas por celdas solares, lo cual es un punto muy delicado ya que se debe de considerar el control térmico de la plataforma. Una tercera forma de aumentar el área de captación es mediante la adición de un panel desplegable en la plataforma, esto para mantener un mejor control sobre el peso y el volumen en la plataforma. En este trabajo determinaremos el área mínima efectiva de captación de celdas solares, dejando como un trabajo futuro la solución mecánica para la disposición de celdas.

De acuerdo a lo anterior podemos hacer un cálculo del área necesaria para poder satisfacer las necesidades de la carga en la plataforma Ulises 2, donde debemos de tener en cuenta que debemos de mantener la mayor eficiencia de los paneles solares.

De acuerdo al análisis de la sección 2.1.6.1, la captación de los paneles solares en la disposición de la plataforma Ulises 1 entrega una potencia de 0.93 [W] en el mejor de los escenarios, por lo que para Ulises 2 se necesita un área de captación superior a la plataforma Ulises 1 ya que será necesario abastecer a los diferentes subsistemas por lo menos en bajo consumo de energía y a la vez satisfacer la demanda de la batería para poder cargarla; para determinar el requerimiento energético con precisión será necesario definir los modos de operación del subsistema de potencia con respecto a los valores de la tabla 3.1 y los posibles modos de operación de los subsistemas de acuerdo a un ciclograma de trabajo del nanosatélite.

Debemos saber el tiempo de operación de los subsistemas para saber el punto de descarga de las baterías, una vez obtenido esto haremos el cálculo del área de captación para poder cargar las baterías.

Tabla 3.3 tiempo en operación de los subsistemas.

<b>Subsistema</b>	<b>Tiempo de operación</b>
<b>Comunicaciones</b>	6-8 [min]
<b>Carga Útil</b>	1-2 [min]
<b>SCMI</b>	Depende de la aplicación
<b>Telemetría</b>	Siempre encendido

Nos apoyaremos de las curvas de descarga de las baterías para hacer un análisis de la capacidad de descarga de las baterías, tal y como se hizo en la sección 2.1.6.3. Con esto haremos una tabla para corrientes dependiendo de las combinaciones de carga, con esto tendremos un valor aproximado de la corriente demandada.

Tabla 3.4 Modos de operación de la plataforma.

Modo de operación	Combinación	Potencia (valores máximos salvo que se indique lo contrario)	Corriente drenada de la batería a 4.2 [V].	Tiempo de operación para mantener a la plataforma en estado verde*.		Porcentaje de carga remanente	Número de órbitas necesarias para llegar al estado de carga completa.
				Carga [min]	Descarga [min]		
1	SCMI + Carga Útil+ Comunicaciones + telemetría en operación	3.5 [W]	0.83 [A]	10-15	2	98 %	1
2	SCMI+ carga útil+ telemetría en operación y comunicaciones solo en recepción	1.74 [W]	0.414 [A]	5-10	2	99%	1
3	SCMI+ Comunicaciones + telemetría en operación y carga útil en bajo consumo	3 [W]	0.71 [A]	7-10	8	98%	1
4	SCMI en modo de operación normal y todos los demás subsistemas en bajo consumo.	1.6 [W]	0.38 [A]	-	-	-	-
5	Todos los subsistemas en bajo consumo.	1.3 [W]	0.30 [A]	-	-	-	-
6	Modo de operación de mínimo consumo de potencia. (Potencia y SCMI)	0.5[W]	0.11 [A]	-	-	-	-

\*El estado verde es el estado seguro de operación de la plataforma, este tiempo es aproximado y aún se encuentra sujeto a cambios. Este tiempo es más probable que disminuya a que aumente debido a variaciones en los elementos finales a seleccionar en los subsistemas (área de captación o baterías principalmente), el cálculo se realizó teniendo en cuenta un área de captación igual a la de la plataforma Ulises 1.

\*con el mínimo de área de captación aproximadamente igual a dos veces la del Ulises 1.

A continuación describiremos los posibles estados de operación de la plataforma, estos estados servirán de base para el manejo de estados en la computadora de abordo.

1.- **Verde**: en este modo de operación se puede poner en funcionamiento a los subsistemas de acuerdo con las restricciones de consumo del apartado de tiempo de operación (punto de máxima eficiencia de los paneles), lo cual se traduce en el 80% de carga en la batería.

2.- **Amarillo**: en este modo no se recomienda la operación de los subsistemas que no sean vitales para la misión como la carga útil. Se recomienda mantenerse como máximo en este modo de operación para asegurar la operación de la plataforma y no caer en inoperatividad, aun si esto ocurre solo por un periodo corto de tiempo, este punto es entre el 60% y el 80% de carga en la batería.

3.- **Rojo**: en este modo de operación el único subsistema que se puede mantener en operación es el de potencia, con todos los demás subsistemas en hibernación o en modo de bajo consumo. En este modo de operación es crítico recuperar la carga de la batería para poder regresar a la operatividad. Toma acciones sobre las diferentes cargas, este punto es cuando tenemos carga menor al 60% en la batería.

### Número máximo de fotografías.

El número máximo de fotografías se determinó a partir de realizar un cálculo con respecto a la carga restante en las baterías después de realizar la tarea o serie de tareas propuestas dependiendo del modo de operación, por ejemplo si se tiene el modo de operación 1 por un tiempo determinado para hacer su tarea, tomaremos como base los valores de la tabla 3.4. El color de los recuadros

Tabla 3.5 Número máximo de fotografías:

Modo de operación 1	≈30	≈60	≈150*
Modo de operación 2	≈60	≈120	≈300*

\*agotando la batería.

Como punto para tomar en cuenta es que estos valores son solamente como referencia ya que se debe de prever que la plataforma no pase a estados más allá del estado verde.

### Número máximo de enlaces por orbita

Para hacer este análisis tomaremos el caso en que tenemos transmisión por el periodo descrito en los modos de operación y posterior a esto los subsistemas entran en modo de mínimo consumo de potencia.

Tabla 3.6 Los estados amarillo y rojo no se contemplan como casos viables de operación ya que se suprimirá su ejecución, pero de cualquier forma se toman en cuenta como referencia.

	Numero de enlaces		
Modo de operación 3	≈ 8	≈ 11	≈ +14*
Modo de operación 1	≈ 6	≈ 8	≈ 10*

De acuerdo a lo anterior nuestro pico de demanda de potencia lo tendremos en transmisión con los subsistemas de comunicaciones y carga útil funcionando por lo cual podemos hablar de aproximadamente 3.5 [W] como potencia pico en la plataforma, esto es un punto que debe de tratarse con mucha atención ya que de esto dependen nuestros modos de operación en la plataforma, pues dependiendo de la captación que consigamos en la plataforma será nuestra capacidad de descarga de datos y de operación de los subsistemas de la plataforma.

Suponemos que en el inicio de la misión las baterías se encontraran completamente cargadas, con esto en mente debemos saber bajo qué condiciones mantendremos en operación a los diferentes subsistemas, esto definirá nuestros modos de operación, esto con el objetivo de establecer otra forma de operar el subsistema con una menor captación por parte de los paneles solares apoyándose de la carga de las baterías y manteniendo periodos de bajo consumo para recargar baterías; en cualquiera de los casos donde se desee operar será necesario el monitoreo de algunas variables en el subsistema para llevar a cabo este control como corriente y voltaje de baterías y paneles solares.

### 3.6 Módulo de almacenamiento de energía.

Las baterías en la misión Ulises 2 deben de soportar los requerimientos de potencia de los subsistemas, y a la vez el nivel de descarga que alcancen las baterías no debe superar un nivel de energía que posteriormente puedan soportar los paneles solares al momento de cargarlas. Las baterías propuestas para esta misión son las CGR18650CG, las cuales tienen características similares a las propuestas para la misión Ulises 1 [22].

Tabla 3.5 Características de las baterías.

<b>Voltaje (nominal)</b>	3.6 [v]
<b>Corriente de descarga(Máxima)</b>	2250 [mA]
<b>Corriente de carga (Máxima)</b>	1500 [mA]

Las características complementarias se pueden encontrar en la hoja de especificaciones del fabricante.

Es importante hacer un análisis con la potencia requerida por los subsistemas; debemos tener en cuenta los puntos de descarga de datos, ya que a partir de estos es donde tendremos los puntos pico de potencia. Para nuestra misión Ulises 2 se contempla un solo punto de descarga de datos sobre Juriquilla en el estado de Querétaro, en el campus de la UNAM.

Con base al análisis de enlace en el software STK se modeló la órbita y el número de veces que se tendrá contacto con el satélite en diferentes lapsos de tiempo, con este análisis sabemos que tendremos un promedio de 3 veces al día un enlace con la plataforma.

Se modelarán varios casos de operación a lo largo de la órbita, donde en primera instancia debemos saber el punto de carga donde nos encontraremos tras el uso de potencia pico en la plataforma; nos referimos al valor de 0.83 [A] (ver Tabla 3.4) el cual corresponde a aproximadamente 0.38 It, donde It es la equivalencia en nomenclatura a la constante C del apartado 2.1.6.5.

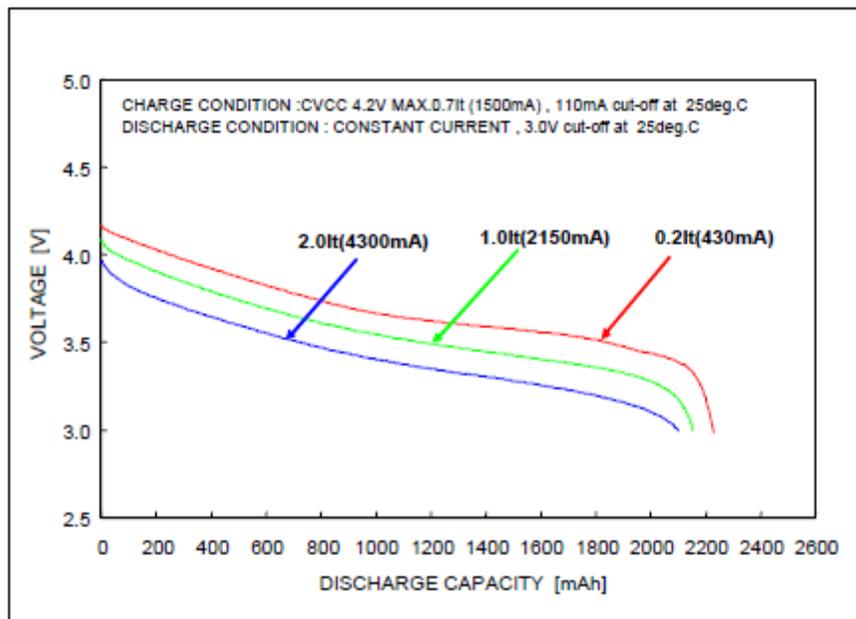


Fig. 3.11 Grafica de descarga a diferentes valores de corriente.

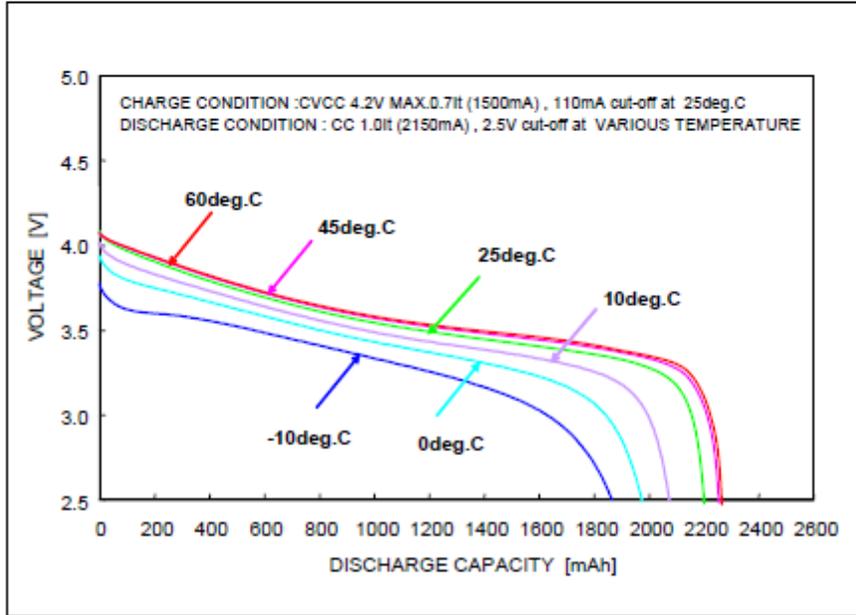


Fig. 3.12 Variación de descarga con respecto a la temperatura.

Estas baterías tienen características similares a las de la misión Ulises 1, pero tienen la ventaja que las baterías propuestas para esta misión ya fueron probadas en ambiente espacial en el AAUSAT-2 y en el ESTcube-1 y en estratosfera. [22]

### 3.7 Distribución de la energía.

La distribución de energía en la plataforma se llevará a cabo mediante diferentes puntos de alimentación ya que dentro de la plataforma serán necesarios 1.8 [V], 3.3 [V] y 5 [v], lo cual nos indica que posterior a la regulación de las baterías será necesaria la regulación a los diferentes voltajes.

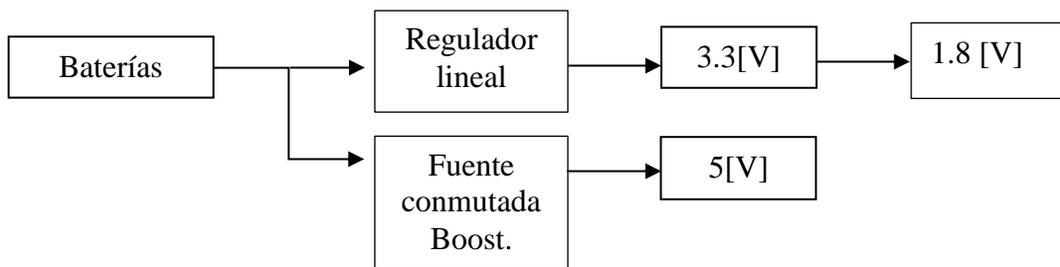


Fig. 3.13 diagrama de la distribución de voltajes en la plataforma.

En el caso de la distribución de la energía dentro de la plataforma se tiene contemplado que las fuentes primarias sean de 5[v] y 3[v]; la fuente de 1.8 [v] maneja una potencia de menos de 0.1 W la cual es muy pequeña y en este caso debido a la baja disipación de energía es permisible usar un regulador lineal de manera local para satisfacer esta regulación, esta regulación solo se usa para polarización de sensores.

Como sabemos nuestra batería trabaja a un voltaje de 4.2 [v] (3.6 nominal), lo cual es un voltaje inferior al voltaje de alimentación de la mayor parte de los circuitos integrados, por lo cual se debe implementar una etapa de elevado de voltaje para cumplir con este requerimiento. En este rubro es posible proponer un regulador de tipo boost, LM2731 el mismo empleado en la misión Ulises 1.

Los diferentes subsistemas deben ser abastecidos por dos líneas principales de alimentación; la primera es con un voltaje de 5 [v] y la segunda con un voltaje de 3.3 [v]. Cabe resaltar que dentro de la plataforma se cuenta con otro tipo de voltajes como -5[v] o 10 [v] en el voltaje de saturación en el driver MOSFET, pero estos voltajes se consideran como voltajes de polarización ya que la corriente proveniente de estos es muy pequeña (<10mA).

Posterior a la etapa de almacenamiento de energía se usará la misma configuración de fuente conmutada (boost) para elevar el voltaje requerido por los subsistemas cuya alimentación sea de 5[v]; para los subsistemas con voltaje de alimentación de 3.3 [v], se usará la fuente lineal con regulación a 3.3 [v]; la razón del uso de una fuente lineal para esta aplicación es debido a que el voltaje máximo de la batería será de 4.2 [v], esto se traduce en menos de 1 volt de diferencia entre la alimentación y la salida por lo cual no resulta viable la aplicación de una fuente conmutada para este propósito pues esta configuración requiere de una gran cantidad de componentes para su implementación lo que se traduce en volumen y peso para la plataforma.

Aunado a lo anterior debemos agregar que la regulación a 3.3 [V] solo será para la alimentación de un microcontrolador TM4C123 y su consumo será aproximadamente 100 mW, por lo tanto la regulación lineal en este caso es permisible.

### 3.8 Módulo de telemetría.

Como se mencionó en la sección 3.4 es necesario el monitoreo de diferentes variables; esto es necesario por dos razones, para el monitoreo del estado de carga de las baterías y de la potencia de los paneles solares, así como para la implementación de un control sobre el subsistema de potencia, con esto en mente para el módulo de telemetría se pueden usar los mismos sensores que se emplean en el módulo de control para el monitoreo de las variables.

Para el manejo de la telemetría se tienen en cuenta 5 variables principales que son voltaje y corriente de paneles, voltaje y corriente de baterías así como el monitoreo de la temperatura dentro de la plataforma; en el caso del subsistema de potencia el monitoreo de temperatura es recomendado que se lleve a cabo en las celdas solares y en las baterías (Wertz, 2005), en el caso de este trabajo el monitoreo de la temperatura quedará como trabajo a futuro, pero se dará una configuración para llevar a cabo esta tarea.

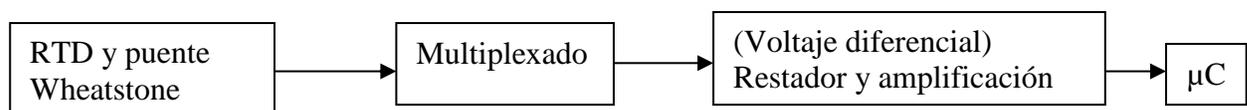


Fig. 3.14 Diagrama general de la instrumentación de temperatura para el subsistema de potencia.

## Lectura de Temperatura

Para la telemetría de la temperatura los requerimientos de este sensor deben ser un margen de temperatura desde  $-50^{\circ}\text{C}$  hasta  $150^{\circ}\text{C}$ , por lo cual necesitamos un dispositivo con margen mayor a este para poder realizar estas mediciones, que sea lo más lineal posible y que sea un tipo de tecnología que pueda ser usada en esta aplicación, por lo cual se contempla una resistencia detectora de temperatura (RTD modelo PPG102B1), cuya señal necesita una mayor adecuación con componentes extras, como un puente Wheatstone que es un arreglo de resistencias para la lectura del voltaje diferencial proveniente del RTD pero que nos da el comportamiento y características deseadas.

Para el multiplexado de la señal de voltaje diferencial de temperatura se usará el 74HC4051, el cual es un multiplexor analógico.

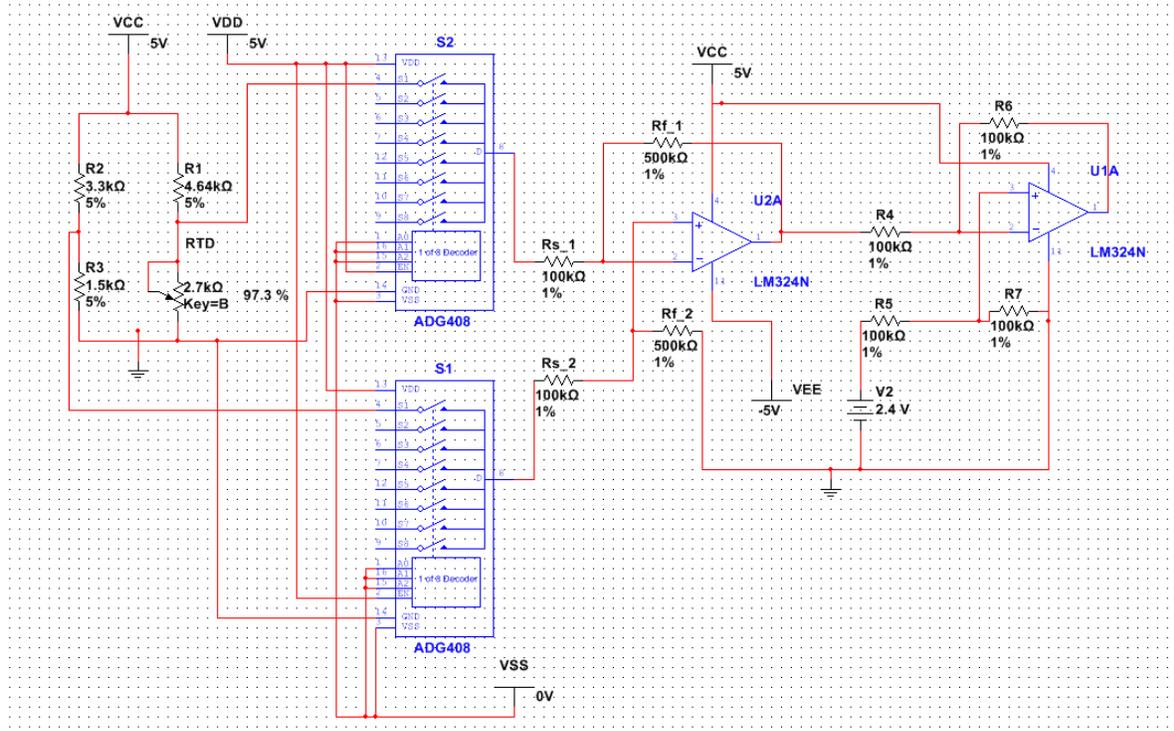


Fig. 3.15 diagrama general de la telemetría de la temperatura.

## Lectura de voltaje

Para el acoplamiento de las señales se usaron amplificadores operacionales en configuración inversora debido a que esta configuración permite hacer la lectura de señales con ganancia menor a 1, esto debido a que el valor de la batería en voltaje de carga será de 4.2 [v] y el voltaje del ADC de nuestro microcontrolador cuenta con un voltaje de 3.3 [v]. El que se introduzca un valor de 4.2 volts en este microcontrolador no es un problema muy grave ya que las entradas del mismo soportan este voltaje de acuerdo con el fabricante, pero el verdadero problema es que la lectura de este módulo será siempre del valor máximo del ADC (12 bits), por lo que no será una lectura correcta de nuestra variable.

El voltaje de la primera etapa de atenuación de voltaje viene dado por la siguiente ecuación:

$$V_{out\ 1} = -V_{in} * \frac{R_2}{R_1} = -V_{in} * \frac{1\ k\Omega}{1.8\ k\Omega}$$

La segunda parte de atenuación es similar a la primera:

$$V_{out2} = -V_{in} * \frac{R_4}{R_3} = -V_{in} * \frac{1\text{ k}\Omega}{1.8\text{ k}\Omega}$$

Por lo que la etapa completa viene expresado por la expresión,

$$V_{out} = V_{in} * \frac{R_2}{R_1} * \frac{R_4}{R_3} = V_{in} * \frac{1\text{ k}\Omega}{1.8\text{ k}\Omega} * \frac{1\text{ k}\Omega}{1.8\text{ k}\Omega}$$

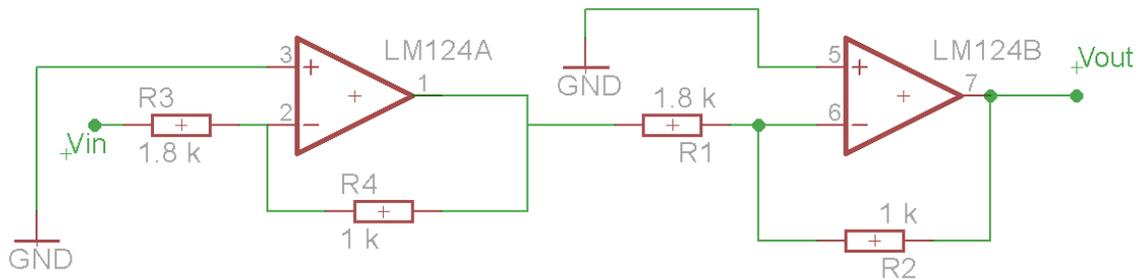


Fig.3.16 diagrama de la lectura del voltaje de salida de la fuente conmutada.

### Lectura de corriente

Para la medición de corriente de las baterías se necesita un dispositivo que sea capaz de hacer mediciones de corriente en ambos sentidos, ya que se desea para la telemetría saber el estado de carga de la batería y este sensor debe brindar información sobre su estado de operación. Para el caso del sensor de corriente para los paneles solares y para la batería usaremos el sensor ACS 712 por dos razones, ya que nos da una sensibilidad 185mV/A (la sensibilidad del ADC del micro controlador TM4C123 es de 0.8 mV). A su vez se ha encontrado que este dispositivo se ha usado en misiones satelitales de este tipo.

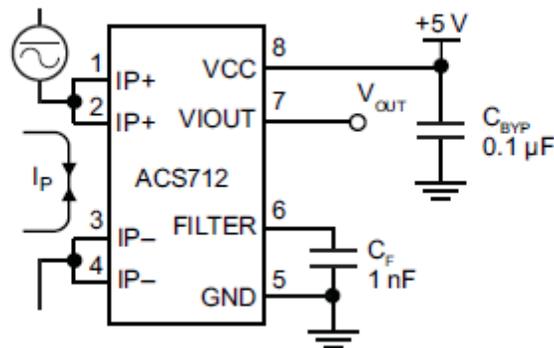


Fig. 3.17 Diagrama del sensor de corriente ACS 712.

Para el acoplamiento del sensor de corriente se realizó un análisis de sensibilidad. La sensibilidad de este dispositivo es de 185 mV/A, y la sensibilidad del canal de ADC de nuestro microcontrolador es de 0.8 mV por lo cual no es necesario modificar la resolución de este sensor para realizar la medición.

### 3.9 Módulo de control del subsistema de potencia.

En el apartado del módulo de control del subsistema de potencia es muy importante pues este nos ayudará a tener un mejor control del comportamiento de la plataforma y a hacer un uso efectivo de nuestra captación solar.

Se debe definir el objetivo de este subsistema ya que en base a eso haremos el diseño del mismo. Para esto partiremos de los requerimientos de la plataforma y de los subsistemas pues los paneles solares deben ser capaces de satisfacer las demandas de los subsistemas por lo menos en un bajo consumo de energía y poder cargar las baterías en un tiempo determinado por la duración del periodo orbital, teniendo en cuenta que el uso de las baterías es para poder proveer de energía a la plataforma en periodos de picos de potencia como la transmisión de datos, uso de varios subsistemas simultáneamente o bien en periodos de eclipse.

Es necesario tener en mente como se debe realizar la carga de la batería con un voltaje de carga de 4.2 [v], por debajo de este valor se debe tomar en cuenta que debemos de maximizar la potencia que proviene de los paneles solares por lo cual debemos de implementar un control que nos permita realizar la carga de la batería a corriente constante (CC) y a su vez un tipo de control a voltaje constante (CV) como se muestra en la gráfica y se comentó en la sección 2.1.6.5, donde el criterio de carga completa será dado por un valor de corriente de la batería; este valor nos lo proporciona el fabricante y que para las baterías propuestas es de 110 [mA].

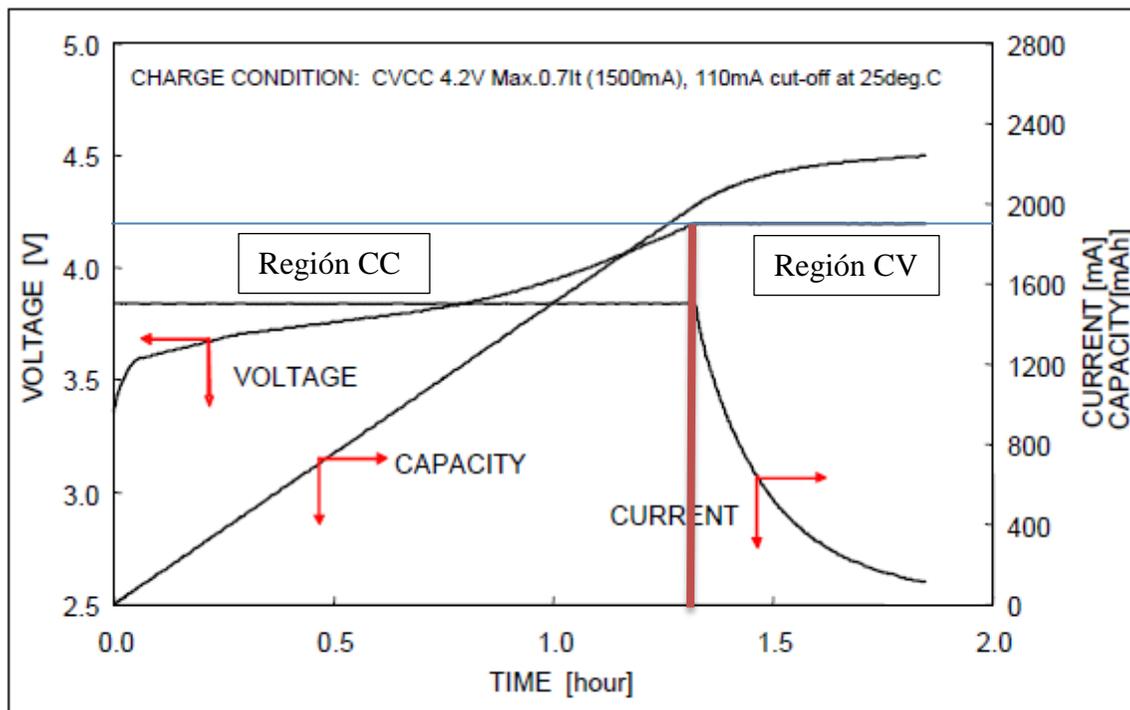


Fig. 3.18 grafica de carga de la batería propuesta, en esta podemos observar a la izquierda de la gráfica la región a corriente constante y a la derecha la región a voltaje constante.

Antes de realizar la tarea de control será bueno conocer el comportamiento del subsistema para ver su respuesta, empezaremos con la respuesta escalón ya que del comportamiento real de esta entrada depende el tipo de controlador a usar.

Como primer punto debemos de realizar una prueba a la entrada escalón de la plataforma para observar su comportamiento y con esto revisar el tipo de control necesario.

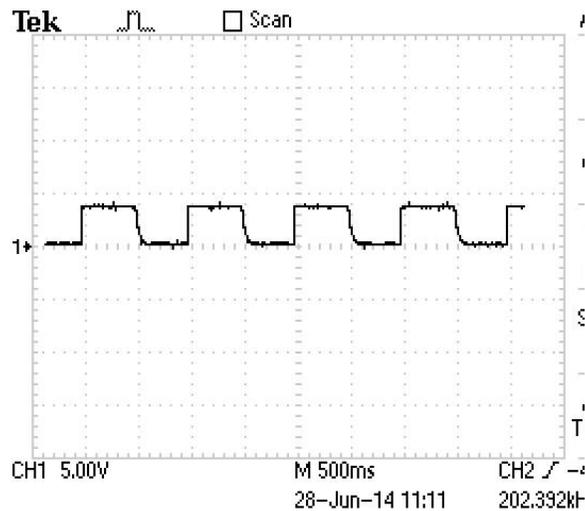


Fig. 3.19 Respuesta de la planta a la entrada escalón.

En la imagen 3.19 se muestra la respuesta de la fuente conmutada a una entrada escalón a una frecuencia de 1 Hz, donde se observa que el sobrepaso puede ser considerado como nulo por lo cual la aplicación de un control proporcional es una opción viable para esa aplicación pues se cumple que el sistema es estable en todo el rango de operación y su respuesta es lineal.

En la fig. 3.19 observamos que no se requiere de un control muy robusto para el control de este elemento pues el sobrepaso de la plataforma es casi nulo por lo cual podemos pensar en la implementación de un control proporcional como una buena opción.

Con lo anterior en mente la implementación de un control con relativa simplicidad puede ser usado; en un principio se evaluó la necesidad de implementar un controlador mucho más robusto, pero dadas las características de carga de las baterías se optó por la implementación de un controlador que nos proporcione la máxima eficiencia de los paneles solares, así como un voltaje constante una vez alcanzado el voltaje de carga.

Para realizar la tarea de corriente constante necesitamos extraer la mayor eficiencia de los paneles solares, una forma de obtener esto es mediante el método de perturbación y observación (P&O) para lograr el efecto de la búsqueda del punto máximo de eficiencia (MPPT) que básicamente consiste en modificar la respuesta en el voltaje de salida mediante el ciclo de trabajo del PWM en la fuente conmutada para modificar la carga de las celdas.

### 3.9.1 Búsqueda del punto máximo de potencia (MPPT).

Este método intenta extraer la mayor eficiencia de los paneles solares, esto mediante un proceso iterativo como se muestra en la figura. Este proceso es usado principalmente en arreglos de celdas cuando se quiere maximizar el área de captación y se está ampliando su uso en plataformas satelitales [1] [23].

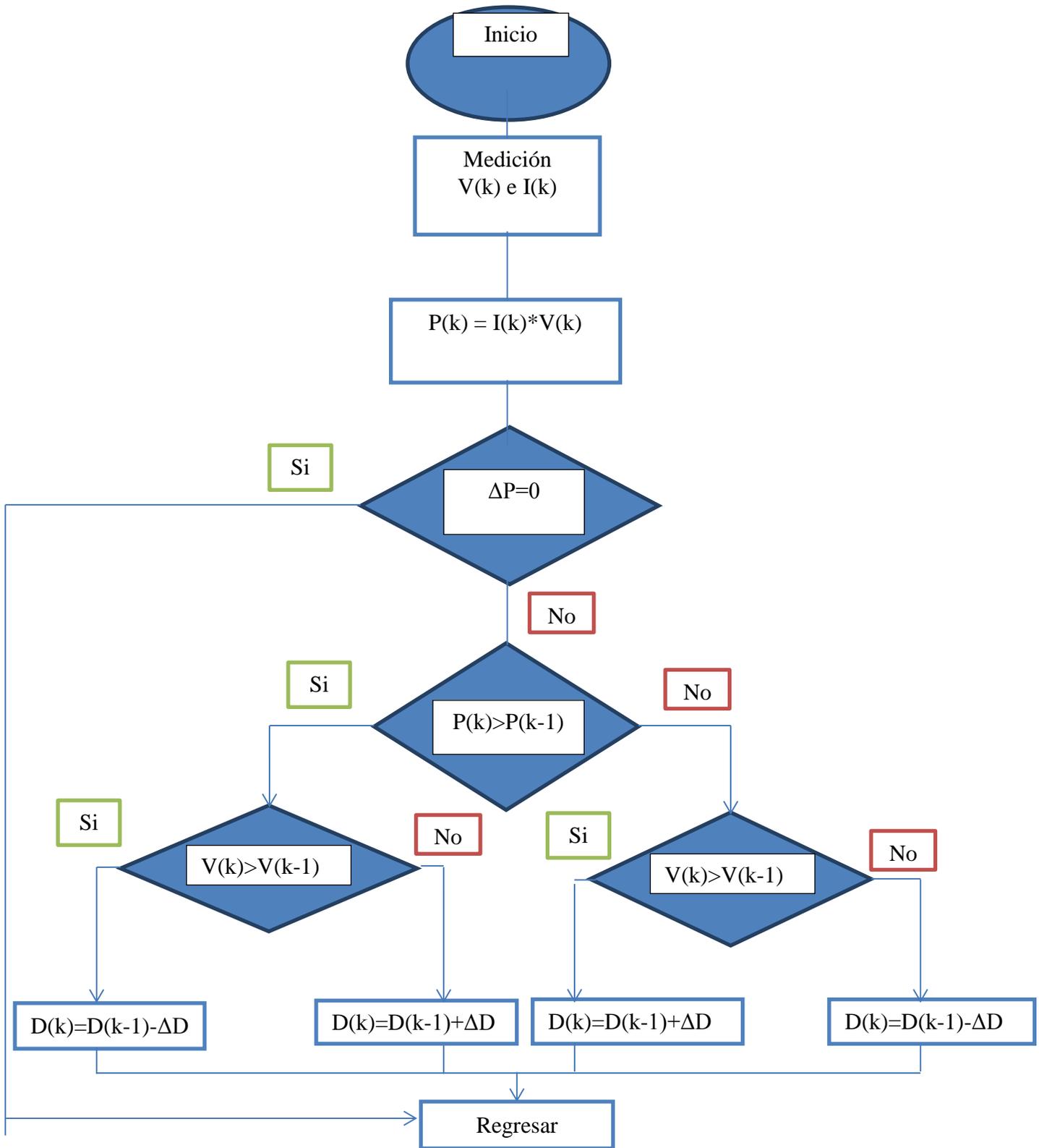


Fig. 3.20 diagrama de flujo del MPPT [1] [23]

En la figura 3.20 observamos el diagrama del método P&O Donde D es el ciclo de trabajo en la fuente,  $\Delta D$  un incremento en el ciclo de trabajo, V es el voltaje, P es la potencia, (k) se refiere al valor actual y (k-1) al valor anterior.

En el caso del control a voltaje constante se empleará un control difuso para hacer esta tarea, teniendo en cuenta que debemos de tener mucho cuidado con el valor de carga para no dañar la batería y para conseguir la máxima eficiencia de los paneles solares se implementará el método de perturbación y observación en el sistema.

### **3.9.2 Sistema de control difuso.**

Este tipo de controlador tiene muchas aplicaciones, desde aplicaciones domesticas en lavadoras o sistemas de calefacción, hasta aplicaciones para el control de vehículos no tripulados o aplicaciones en robótica.

Para nuestra aplicación se usó un sistema de control difuso en conjunto con el MPPT; en un principio se tomó en cuenta al controlador difuso para realizar la acción completa de carga, en la región de corriente constante y de voltaje constante debido a la simpleza de reprogramación, ya que cuando se comenzó a tener contacto con la configuración de la fuente conmutada acoplada a las cargas se había concluido que el sistema debía mantener el voltaje en todo momento en 4.2 [v] (en caso de que se seleccione el valor máximo de carga) y recalculando los valores del controlador; tras varias pruebas realizadas a la configuración se llegó a la conclusión de que esto no era del todo necesario realizar esta acción ya que con el controlador MPPT se busca extraer la máxima potencia de los paneles solares, maximizando la corriente en la plataforma en la región de (CC). Una vez que las baterías llegan al voltaje deseado, entrando a la región de Voltaje Constante (CV), el controlador difuso es usado para poder mantener el valor de voltaje constante en el valor de carga de las baterías.

A continuación haremos una breve descripción de los elementos a tomar en cuenta para la programación del controlador difuso [24] [25] [26] [27].

#### **-Reglas de correspondencia**

Para poder evaluar las entradas a nuestro sistema es necesario poder ponderar estos valores en una escala que sea posible de interpretar por el controlador; Estas reglas unen los valores que existen entre dos conjuntos, estas reglas toman el valor proveniente de la planta y lo agregan un valor de pertenencia en cada una de las reglas de correspondencia. A continuación se describen los pasos que se llevan a cabo por el controlador para poder realizar su operación.

#### **-Fusificación**

Este paso consiste en interpretar los valores físicos y ponerlos en los términos necesarios para que nuestro controlador pueda ponderar la pertenencia de una señal mediante una regla de correspondencia, ya que convierte valores reales en valores difusos.

#### **-Base de conocimiento**

Contiene el conocimiento asociado con el dominio de la aplicación y los objetivos de control. Este punto es importante para definir las reglas lingüísticas de control que realizaran la toma de decisiones que determinaran la forma en que debe actuar el sistema.

#### **-Inferencia**

La inferencia relaciona los conjuntos difusos de entrada y salida para representarlas reglas que definen al sistema. En este paso se usa la base de conocimiento junto con las reglas para generar las condiciones de salida.

### -Defusificación

Este proceso es necesario para trasladar los valores a variables que puedan ser evaluadas y reflejadas como variables de salida. Para realizar esto existen varios métodos, en esta aplicación se usó el método del centroide debido a su precisión en el cálculo de la salida.

### -Centroide

Es el método más común dentro del proceso de defusificación [26] [28], este método se utiliza para sacar el valor representativo de las reglas de correspondencia:

$$x = \frac{\int \mu_{out}(x)xdx}{\int \mu_{out}(x)dx}$$

A continuación se presenta la simulación del controlador Difuso en el módulo Fuzzy de Matlab.

Como primer punto describiremos las reglas de correspondencia de entrada; en la figura 3.23 se muestran las reglas en las cuales se pondera el valor del error dependiendo si este es negativo o positivo, o si bien este es cero.

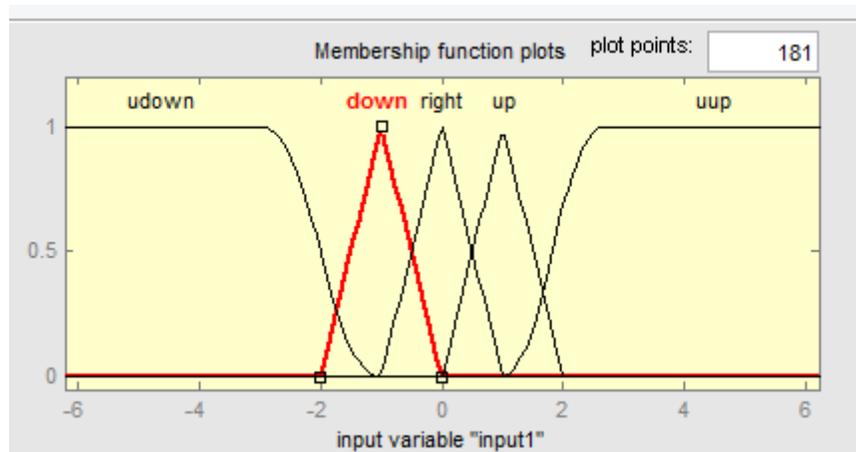


Fig 3.21 reglas de correspondencia de entrada del controlador difuso. En este caso la variable de entrada es el error entre el valor de referencia y la variable de salida del controlador.

Continuamos con los valores de las reglas de correspondencia de salida las cuales agrupan los valores que podemos obtener de la variable de entrada mediante las reglas de correspondencia que se muestran en la figura 3.24.

Es importante destacar que la salida de este controlador será el porcentaje de salida del ciclo de trabajo del PWM.

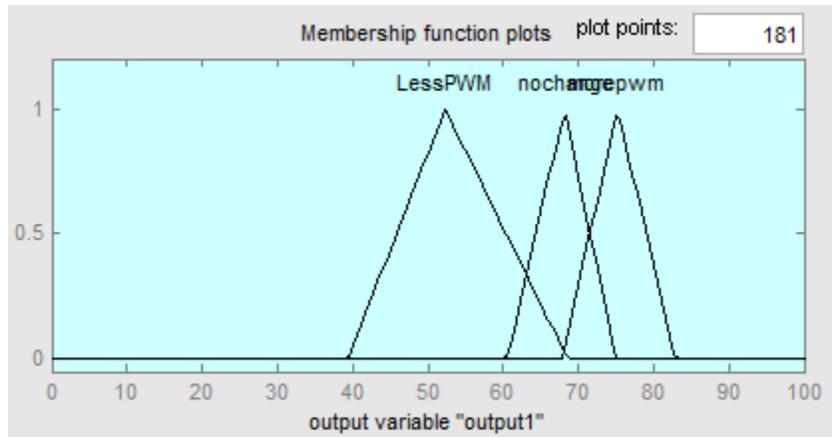


Fig. 3.22 reglas de correspondencia de salida del controlador difuso.

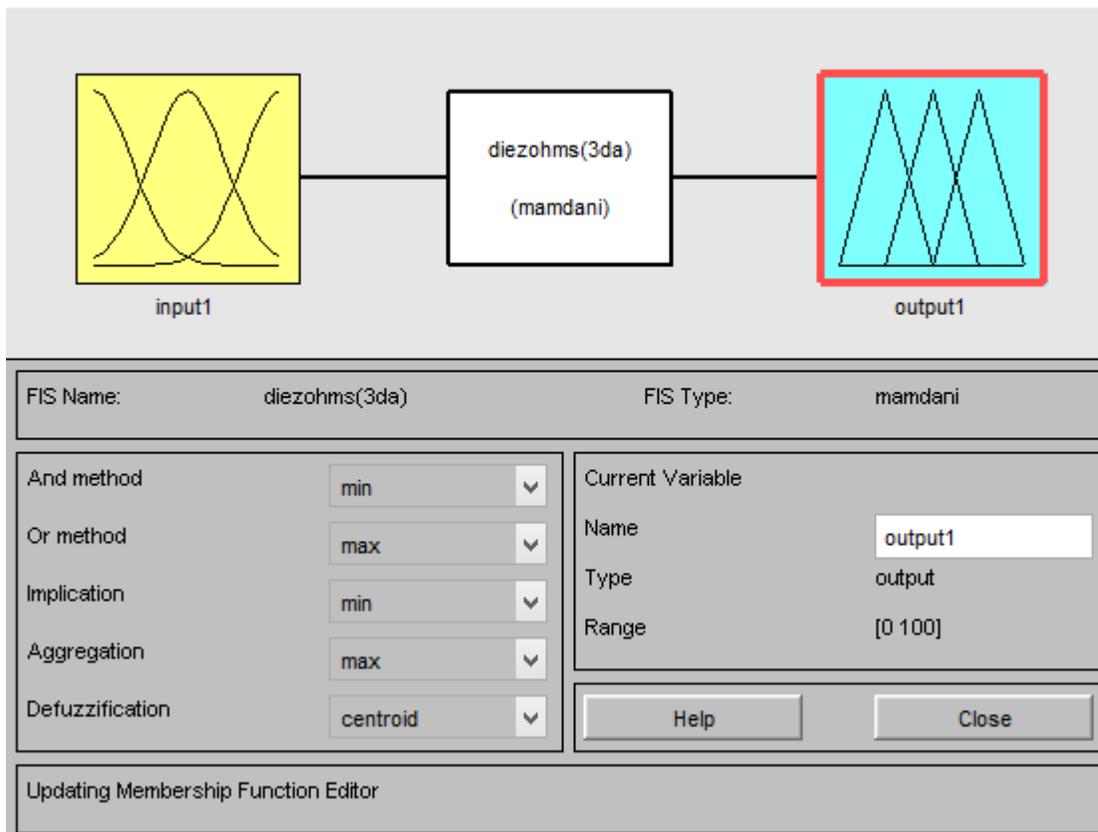


Fig. 3.23 Configuraciones para la simulación del controlador Difuso.

En la imagen 3.23 se muestran los métodos para conseguir la introducción y extracción de datos del sistema difuso. El método de implicación relaciona el antecedente y el consecuente de la oración difusa, mientras que la agregación relaciona las posibles condiciones que se encuentren en el controlador (ej. And y OR).

```
1. If (input1 is down) then (output1 is LessPWM) (1)
2. If (input1 is right) then (output1 is nochange) (1)
3. If (input1 is up) then (output1 is morepwm) (1)
4. If (input1 is udown) then (output1 is nochange) (1)
5. If (input1 is uup) then (output1 is nochange) (1)
```

Fig. 3.24 Reglas del controlador Difuso, estas reglas son la relación entre las variables de entrada y de salida en el controlador.

Como podemos observar en la figura 3.24, no usaremos la agregación en este caso pues no tenemos ninguna condición en este sentido y solo se tiene en mente la implicación de las oraciones.

Una vez que se tiene la parte de las reglas del control difuso pasaremos a implementar esto con una simulación para observar los resultados del controlador.

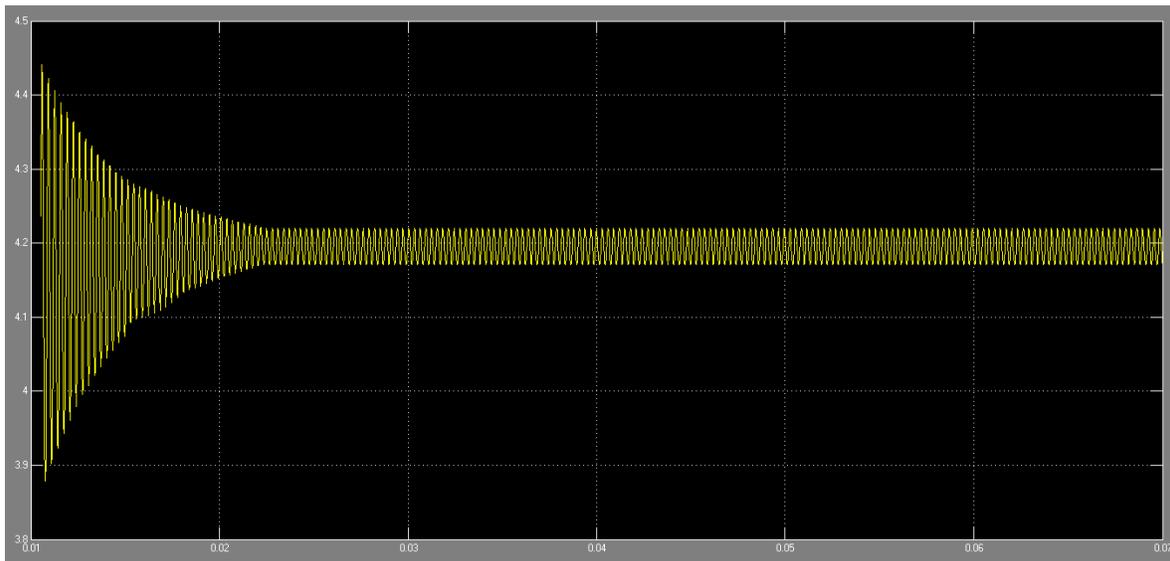


Fig. 3.25 Respuesta del controlador difuso a 38  $\Omega$ .

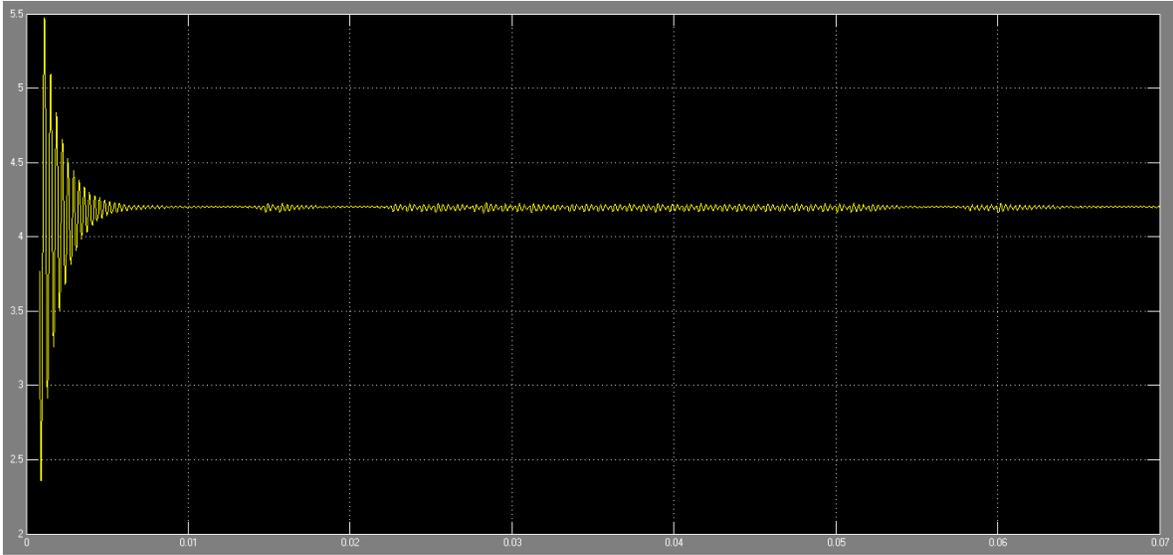


Fig. 3.26 Respuesta del controlador difuso a 10  $\Omega$ .

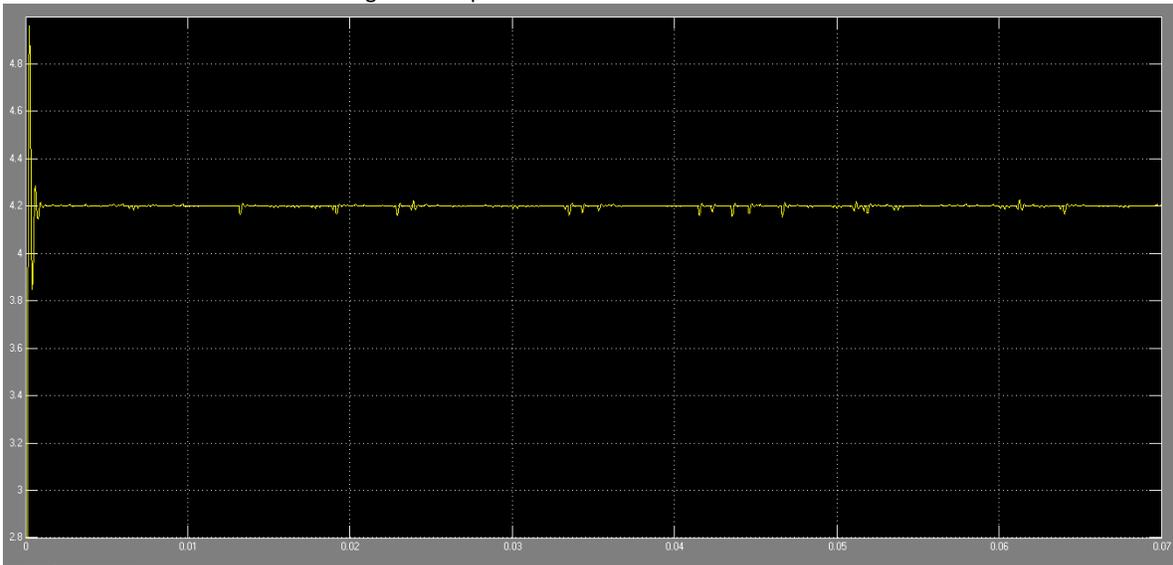


Fig. 3.27 Respuesta Del controlador difuso a 1.5  $\Omega$ .

En las gráficas 3.25, 3.26 y 3.27 se muestran oscilaciones sostenidas a lo largo del estado estacionario, así como un sobrepaso mayor en algunos valores, pero debemos de tomar en cuenta la implementación de este en la plataforma para observar su comportamiento, este punto se tocará en la sección 3.9.

### 3.10 Consideraciones de compatibilidad.

Es de vital importancia definir las frecuencias que pueden provenir de nuestro subsistema pues esto tiene que ver con la interacción de nuestro diseño con la plataforma ya que esto se puede traducir en ruido en algún otro subsistema o en las líneas de comunicación o alimentación.

Frecuencias a considerar por parte del subsistema:

- Frecuencia de oscilación del micro controlador.  
16 MHz.
- Frecuencia del PWM.  
100 KHz.
- Frecuencia natural (corte) del filtro de la fuente conmutada:  
13 KHz.

### 3.11 Implementación

En este apartado tenemos los puntos clave que encontramos en la plataforma para la implementación de lo descrito en este capítulo.

En un principio se mostraba una oscilación en la salida de voltaje de la fuente conmutada (fig. 3.28), este punto se corrigió mediante la adición de capacitores de tantalio adicionales de 0.56 micro faradios a la salida y con la adición de un plano de tierra en la placa PCB, haciéndola más estable (Fig. 3.29).

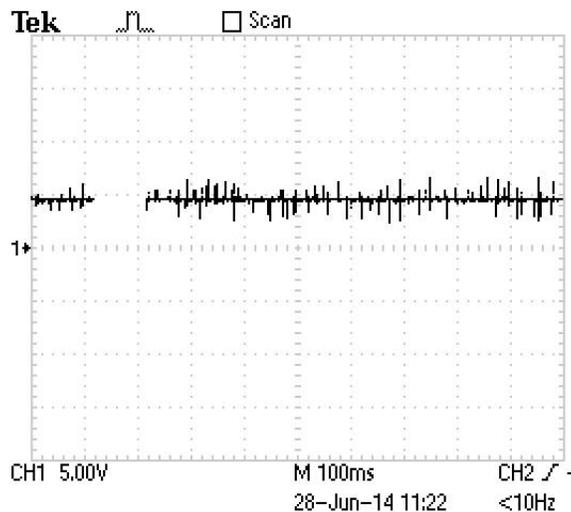


Fig. 3.28 Imágenes de la respuesta con ruido.

La oscilación del voltaje en la salida de voltaje de la fuente conmutada antes de la estabilización era del orden de  $\pm 2$  [v], cuya frecuencia era difícil de identificar.

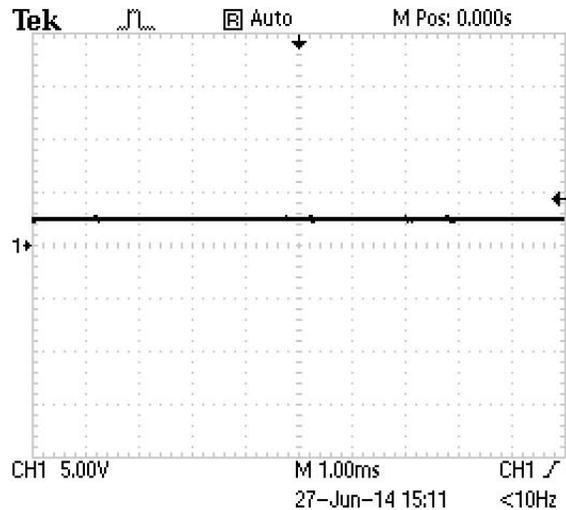


Fig. 3.29 salida de la fuente tras la adición de capacitores de tantalio tras ser implementada en la PCB.

En la figura 3.29 encontramos la respuesta de la fuente conmutada, donde se observa un pequeño rizo. Es necesario decir que este rizo no se presentaba como una oscilación sostenida en la salida de la fuente conmutada pues solo se presenta como una pequeña variación del orden de entre 20 [mv] y 50[mv].

En caso de que se presente ruido a la salida de la fuente que pueda causar problemas en otro subsistema o que este se propague por las líneas de alimentación será necesario añadir un filtrado adicional en las líneas de alimentación, o bien estabilizarlas pues si este ruido no se corrige será un problema en la interacción con los demás subsistemas, lo cual puede traer problemas con la carga útil o los circuitos de RF.

### Respuesta MPPT.

Antes de entrar a detalle en la etapa de implementación cabe señalar que se probó con diferentes periodos de muestreo, desde 125 mil muestras por segundo hasta 1millon de muestras [29] [30] y no hubo una diferencia en la respuesta del controlador ya que la respuesta del conjunto de paneles solares con la fuente conmutada no es tan rápida como se esperaría pues los paneles solares mostraban una respuesta mucho más lenta a la fuente conmutada, y aun si se tomaba como valor de respuesta a la fuente conmutada, este valor se encuentra en el orden de milisegundos según nos muestra la simulación de la sección 3.4.1 con esto en mente cualquiera de estos valores de muestreo queda por encima de la respuesta de la fuente por lo cual se cumple con una condición del teorema de Nyquist que nos menciona que debemos muestrear como mínimo al doble de frecuencia a la cual oscila la planta.

En la imagen observamos que se cuenta con cierta oscilación, la cual se encuentra ligada a los valores del filtro LC a la salida de la conmutación. El trabajo en este punto también tiene que ver con el tipo de material usado en los componentes ya que se notó mayor estabilidad con el uso de capacitores de tantalio que electrolíticos, y con un desempeño muy similar o mejor que los capacitores cerámicos.

Al momento de implementar este controlador dentro del microcontrolador se encontró que este reaccionaba muy rápido con respecto a la respuesta de los paneles solares por lo cual se añadió un delay en el código para dar pie a que el sistema reaccionara.

### Respuesta Control Difuso.

En un principio se usó un la simulación del sistema difuso empleando tanto el error como su variación en el tiempo, lo que podría traducirse en un control PD, pero en pruebas se mostró que solo fue necesaria la acción proporcional del controlador, esto tomando solo en cuenta el error en la lectura, así como el sobrepaso del mismo.

En el apartado de la programación del control difuso un punto importante que se encontró es que el microcontrolador de Texas Instruments TM4C123 no cuenta con un módulo de control difuso [26] [28] [29] [30], por lo que se realizó la programación de las reglas de correspondencia, su ponderación en la entrada, la fuzificación, la implicación y el centroide de las mismas. Esto se comprobó después paso a paso con la ayuda de la herramienta difusa en MatLab.

Un punto importante en la salida de la fuente conmutada es que se mostraban ciertas oscilaciones provocadas por el mismo subsistema, por lo que el uso del controlador en esta aplicación se encarga de la corrección de este tipo de sucesos en el comportamiento del subsistema.

Una vez que realizamos lo anterior se observó una salida mucho más limpia a la salida de la fuente conmutada. Para la aplicación del controlador difuso fue necesario programar las reglas de correspondencia ya que este micro controlador no cuenta con librerías de control difuso, esto se llevó a cabo mediante el cálculo de las pendientes de entrada y de salida del control, donde se implementó también la defuzificación y la implicación de las reglas en base a la simulación realizada en la sección 3.9.2.

Un punto a destacar es que durante la etapa de pruebas se encontró que a la salida de voltaje del subsistema encontramos un ruido con una frecuencia constante, esto podría hacernos suponer que se trata de ruido proveniente de alguno de los componentes de la fuente conmutada. El elemento más propenso a realizar este tipo de ruido es el inductor cuando se encuentra conmutando, ya que al momento de iniciar la conmutación es cuando se presenta este fenómeno.

Este fenómeno es muy delicado, ya que esto puede acarrear problemas en sensores o errores en lecturas de voltaje, este efecto es mitigado en gran parte en este caso particular.

### **Diseño de la PCB.**

Una vez terminada la etapa de diseño se pasó a la integración de las diferentes partes del subsistema, donde se realizó el diseño de la placa PBC para la integración de los IC.



Al notar el efecto anterior optamos por usar transistores MOSFET; estos transistores cuentan, en la mayoría de los casos, con menor capacidad para conducir potencia pero pueden ser usados a mayores frecuencias lo cual es una ventaja para esta aplicación, y presentaron un buen comportamiento en esta aplicación.

La configuración Síncrona presentó mayor eficiencia para esta aplicación con respecto a la configuración asíncrona, ya que cuando intentamos realizar la conmutación de manera asíncrona no encontramos con problemas de pérdida de voltaje en la salida, (aproximadamente 0.5 [V]) por lo que se optó por usar una configuración síncrona para evitar esta pérdida; por lo cual necesitamos una forma de realizar una conmutación de los dos transistores (S1 y S2), por lo que se requirió un driver para poder controlar estos dispositivos.

El proceso para determinar el arreglo de conmutación, permitió generar una investigación sobre la conmutación con diferentes tipos de transistores en diferentes configuraciones, desde variantes en el tipo de tecnología desde TBJ o MOSFET, hasta variaciones en las configuraciones como transistores clase A, clase B o compuestos, donde los resultados de esta investigación permitió elaborar un reporte técnico dentro de la documentación generada en el CAT para desarrollo de sistemas espaciales.

Aunado a esto se realizó un análisis de selección de baterías para la plataforma, así como un reporte de análisis de la plataforma Ulises 1, donde se observaron metodologías de diseño y puntos clave en el mismo que se tomaron en cuenta en este trabajo.

Se realizó el análisis de captación de energía de la plataforma Ulises 1, este análisis es de gran ayuda ya que en base a esto podemos justificar las bases para modificar el área de captación de esta plataforma en caso de que se requiera una disposición similar de paneles de la misma.

Se realizaron diversas pruebas en el prototipo, desde carga de las baterías en puntos críticos de carga (50 %) hasta la carga total de las mismas, donde el comportamiento de la fuente se mantuvo conforme a lo esperado por los controladores, ya que si bien las condiciones de pruebas de la plataforma tienen variaciones con respecto a lo que se espera del modelo final.

En el área del desarrollo del trabajo, como resultado adicional, tuve la oportunidad de llevar a cabo la coordinación del equipo de trabajo de estudiantes de servicio social en el proyecto de Subsistema de Potencia, donde aprendí como ayudar a resolver problemas de diseño, asignar actividades específicas, realizar reportes de resultados entre otros conocimientos, donde se puede hacer notar que es posible la aplicación de herramientas de *Lean y Six Sigma* para hacer más eficiente el proceso de diseño.

Con la implementación del controlador en la carga de las baterías se puede trabajar con un sistema de control que por una parte maximiza la eficiencia de los paneles solares, y por otra controlar el voltaje máximo de carga de las baterías, este punto es posible modificarlo por software en el micro controlador y será uno de los últimos ajustes una vez que se encuentre acoplado el subsistema en la plataforma.

Como se dijo con anterioridad, en la selección del controlador se llevó a cabo investigación para hacer la selección de una opción viable, donde se evaluaron las posibilidades de un controlador adaptativo, control robusto, o control difuso adaptativo. En un principio se había optado por este último, pero debido al comportamiento observado en la carga de las baterías se optó por usar un controlador difuso proporcional donde no se recalculara la ganancia del mismo, ya que al poner un voltaje fijo en la alimentación de las baterías cuando estas se encuentran descargadas, estas intentarían llegar a ese valor de voltaje para equilibrar el potencial en ese punto siguiendo su respectiva curva.

En el rubro de desventajas del prototipo podemos decir que principalmente se debe de cuidar el volumen del subsistema, ya que el espacio de este es de aproximadamente 200 cm<sup>2</sup>, lo cual puede llegar a disminuir con un mejor acomodo de los componentes.

Otro punto que se debe cuidar es el planteamiento que se solicita un área de captación promedio para sacarle el mayor provecho a esta plataforma y a esta configuración del subsistema, pero de no cumplirse con este punto esto no compromete la operación de la plataforma por parte del subsistema de potencia si se requiere otra configuración de paneles solares.

Aunado a lo anterior, se desarrolló un sistema de telemetría el cual puede multiplexar hasta 8 líneas de sensado en la plataforma, lo cual da pie a una ampliación en las capacidades de la plataforma ya que se puede tener una gran cantidad de lecturas de la misma lo que puede generar un posible modelo térmico de la plataforma. Una desventaja de esta configuración es que la ganancia no es variable en este prototipo, pero una posible solución a este punto podría ser un cambio en la ganancia de amplificación mediante un multiplexado de resistencias en los amplificadores operacionales, lo cual se puede traducir en una menor cantidad de componentes.

Por otra parte, si bien la simulación y el modelo real no se comportaron exactamente de la misma forma, es de destacar el comportamiento de la simulación en estado estable, ya que en el modelo real encontramos un comportamiento similar a este, con pequeñas oscilaciones en su respuesta. Esta simulación fue también de gran ayuda para comprobar las reglas de correspondencia del controlador difuso, esto ayudo a realizar una implementación más eficiente con el micro controlador y permite observar su respuesta.

Se desarrolló el esquema general del prototipo de potencia, donde encontramos regulación dinámica en la batería, así como también un método para recuperar la plataforma en caso de que se requiera extraer la máxima eficiencia de la captación solar.

### **3.13 Conclusiones**

Como conclusión de este trabajo son varios puntos, podemos empezar por la topología propuesta para esta misión. Esta topología presentó una mejora en cuestión de disipación de energía con respecto a su contraparte lineal usada en la plataforma Ulises 1, ya que esta topología no mostró un sobrecalentamiento en su operación que pudiera poner en riesgo los componentes.

A su vez, esta topología mostro un comportamiento muy lineal en su desempeño, haciéndola una opción adecuada para esta aplicación. Aunado a esto la principal razón por la cual se optó en este caso por esta configuración es la capacidad de variar el voltaje de carga de las baterías y de los subsistemas por medio de los paneles solares, haciendo que se pueda maximizar la potencia disponible por parte de los paneles solares.

En el caso de la metodología de diseño para la misión se generó un análisis del consumo de los subsistemas aunado al análisis de la misión lo cual es una herramienta muy completa pues esto da un acercamiento a la dinámica de cargas que tendrá la plataforma.

Todo lo presentado en esta tesis es un gran sustento a la escalabilidad de este subsistema ya que esta configuración permite ser empleada en plataformas con mayores demandas energéticas donde se requiera maximizar espacio y eficiencia.

Como punto a destacar es que para configuraciones con niveles de voltaje de alimentación y de salida tan cercanos entre sí, se observó en base a las pruebas que la mejor opción para este tipo de aplicaciones es el uso de transistores con tecnología MOSFET, ya que estos con el uso de los componentes necesarios muestran un desempeño ideal para aplicaciones con estas características.

Si bien debemos tomar en cuenta que existe ruido generado por la regulación conmutada, este es un efecto que es posible mitigar a niveles permisibles con el filtrado mediante capacitores como se mostró en la sección 3.9.

### 3.14 Trabajo a futuro

Como trabajo a futuro tenemos la implementación de un control que tome en cuenta el comportamiento de los paneles solares y las baterías con respecto a la temperatura, un análisis de la relación entre el voltaje de los paneles solares con la fuente conmutada, así como una forma más efectiva para la regulación de voltaje de 3.3 [V] para la alimentación de los microcontroladores.

Aunado a lo anterior, se debe trabajar sobre un modelo matemático que contemple las no linealidades de la fuente conmutada, así como los efectos consecuentes de los elementos que la componen como la resistencia equivalente (ESR) de los capacitores e inductores así como la capacitancia equivalente que se pueda presentar.

Este subsistema no tiene restricciones en velocidad o tasa de datos ya que cualquier tipo de comunicación puede ser viable para la interacción con la computadora, por lo cual como trabajo a futuro se contempla la implementación de un protocolo de comunicación con dicho subsistema (SPI, UART, I<sup>2</sup>C, CAN, ETC).

Finalmente podemos decir que a través de proyectos de este tipo es posible acercar a estudiantes de licenciatura a la investigación en proyectos de desarrollo de tecnología nacional, donde un equipo multidisciplinario es una opción atractiva para el enriquecimiento del proyecto y una herramienta fundamental en la investigación.

### Lista De tablas.

- Tabla 1.1 Subsistemas y su interacción con el subsistema de potencia.
- Tabla 2.1 Propiedades ópticas del aluminio 7075-T6
- Tabla 2.2 Propiedades térmicas del Fr4
- Tabla 2.3 Consumo de energía del subsistema de comunicación
- Tabla 2.4 Parámetros típicos de celdas de ArGa bajo Irradiancia: 100 mW/cm<sup>2</sup> @ 25°C
- Tabla 2.5 características de las baterías en Ulises1.
- Tabla 2.5 Entornos del medioambiente espacial y orbitas donde se presentan
- Tabla 2.6 Algunos efectos del medio ambiente espacial
- Tabla 2.7 Análisis de consumo energético de los subsistemas del satélite
- Tabla 2.8 Consumo de corriente de los dispositivos en la plataforma Ulises 1, en modo de espera
- Tabla 2.9 Consumo de corriente de los dispositivos en la plataforma Ulises 1, en modo de transmisión.
- Tabla 2.10 Tiempo de descarga de las baterías en la misión Ulises 1 a diferentes valores de corriente
- Tabla 3.1 Consumos aproximados a cubrir por cada subsistema de la plataforma.
- Tabla 3.2 El valor de los componentes oscila entre -55°C y 175°C.
- Tabla 3.3 tiempo en operación de los subsistemas
- Tabla 3.4 Modos de operación de la plataforma
- Tabla 3.5 Características de las baterías.

### Lista de Figuras.

- Fig. 1.1 Pasos en el proceso de diseño
- Fig. 1.2 Proceso de diseño de subsistemas en una plataforma satelital

Fig. 1.3 Subsistemas que conforman al satélite.

Fig. 1.4 Disposición de los subsistemas en la plataforma. interorbital systems

Fig. 1.5 Medidas de las placas del satélite Ulises 1

Fig. 2.1 Fuentes de calor en una plataforma satelital.

Fig. 2.2 Periodo de vida del satélite con respecto a la exposición solar

Fig. 2.3 Acercamiento del periodo de vida

Fig. 2.4 grafica de la temperatura del satélite en una parte del periodo de sincronía con el sol

Fig. 2.5. Diagrama de bloques del subsistema de potencia

Fig. 2.6 diagrama de bloques de distribución de energía.

Fig. 2.7. Diagrama básico de construcción de una celda fotovoltaica

Fig. 2.8, grafica de potencia donde se describe el modo de operación de las celdas solares de arseniuro de galio con las que cuenta el Ulises 1, donde se indica el punto de máxima potencia

Fig. 2.9. Diagrama de la incidencia del sol sobre las celdas de la plataforma

Fig. 2.10. Captación solar de los paneles solares

Fig. 2.11 Rotación sobre el eje principal (eje Z). En este caso solo se contempla un grado de libertad, donde es posible que exista un giro o spin sobre este eje

Fig. 2.12 Vista lateral del cilindro donde se observa una rotación en uno de los ejes diferentes al eje Z (eje X o eje Y) En este caso el valor de la frecuencia de rotación juega un papel importante en la captación de energía

Fig.2.13 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = 2\pi \left[ \frac{rad}{s} \right]$

Fig. 2.14 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = \pi \left[ \frac{rad}{s} \right]$

Fig. 2.15 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = \frac{2\pi}{3} \left[ \frac{rad}{s} \right]$

Fig. 2.15 captación de energía con una frecuencia de  $\omega = \frac{\pi}{2} \left[ \frac{rad}{s} \right]$

Fig. 2.16 caso de operación y carga,

Fig. 2.17 Operación con captación de energía y descarga.

Fig. 2.18 Operación sin captación de energía.

Fig. 2.19 diagrama de conexión del regulador LT 3021.

Fig. 2.20 Conexión con paneles.

Fig. 2.21 caso en el que se carga el inductor al mantener cerrado el switch (transistor)

Fig. 2.22. Caso en el que se descarga el inductor al mantener abierto el switch (transistor)

Fig. 2.23 Curva de carga.

Fig. 2.24 Curva de Descarga

Fig. 2.25 En la figura encontramos a relación entre e tipo de orbita y el medio ambiente espacial

Fig. 2.26 Irradiancia.

Fig. 2.27 Anillos de Van Allen

Fig. 2.28 Nivel de dosis total de ionización para el silicio en la órbita.

Fig. 2.29 umbral LET.

Fig. 2.30 periodo de Exposición solar de la misión Ulises 1.

Fig. 2.31 Energía disponible

Fig. 2.32 Porcentaje de Consumo de energía de la plataforma Ulises 1.

Fig.2.33 punto de carga de las baterías con los paneles solares.

Fig. 2.34 Energía disponible en la órbita con respecto al tiempo

Fig. 3.1 esquema general del subsistema de potencia donde se muestran los elementos que lo componen.

Fig. 3.2 Ejemplo de fuente conmutada Asíncrona.

Fig. 3.3 Ejemplo de fuente conmutada Síncrona.

Fig. 3.4 Diagrama general de la fuente conmutada reductora de voltaje (buck).

Fig. 3.5 Circuito equivalente cuando el S2 se encuentra abierto y el S1 cerrado.

Fig. 3.6 Circuito equivalente cuando el S1 se encuentra abierto y el S2 cerrado.

Fig. 3.7 grafica de la variación de la corriente con respecto al tiempo.

Fig. 3.8 Gráfica de voltaje de salida contra tiempo con  $R= 1.5 \Omega$ .

Fig. 3.9 Gráfica de voltaje de salida contra tiempo con  $R= 10 \Omega$ .

Fig. 3.10 Grafica de voltaje de salida contra tiempo con  $R= 38 \Omega$ .

Fig. 3.11 Grafica de descarga a diferentes valores de corriente

Fig. 3.12 Variación de descarga con respecto a la temperatura

Fig. 3.13 diagrama de la distribución de voltajes en la plataforma

Fig. 3.14 Diagrama general de la instrumentación de temperatura para el subsistema de potencia

Fig. 3.15 diagrama general de la telemetría de la temperatura

Fig.3.16 diagrama de la lectura del voltaje de salida de la fuente conmutada  
 Fig. 3.17 Diagrama del sensor de corriente ACS 712  
 Fig. 3.18 grafica de carga de la batería propuesta  
 Fig. 3.19 Respuesta de la planta a la entrada escalón.  
 Fig. 3.20 diagrama de flujo del MPPT  
 Fig 3.21 reglas de correspondencia de entrada del controlador difuso  
 Fig. 3.22 reglas de correspondencia de salida del controlador difuso  
 Fig. 3.23 Configuraciones para la simulación del controlador Difuso  
 Fig. 3.24 Reglas del controlador Difuso  
 Fig. 3.25 Respuesta del controlador difuso a 38  $\Omega$   
 Fig. 3.26 Respuesta del controlador difuso a 10  $\Omega$   
 Fig. 3.27 Respuesta Del controlador difuso a 1.5  $\Omega$   
 Fig. 3.28 Imágenes de la respuesta con ruido  
 Fig. 3.29 salida de la fuente  
 Fig. 3.30 Diagrama general de la PCB del prototipo del Subsistema de potencia

## Referencias.

- [1] *Electrical Power Subsystem for the CubeStar Satellite*, Martin Oredsson, Universidad De Oslo, 2010.
- [2] [http://www.ulises1.mx/Ulises\\_1/Inicio.html](http://www.ulises1.mx/Ulises_1/Inicio.html) & <http://www.interorbital.com/> (1 Junio 2014)
- [3] <http://www.diyspaceexploration.com/ardusat-your-personal-satellite/> (1 Junio 2014)
- [4] <http://www.cubestar.no/> (15 abril 2014)
- [5] *Design and Manufacture of a Nanosatellite for Space Technology Education and Potential Application*, Thu Vu Trong, Tri Dinh Quoc, Anh Nguyen Tuan, Anh Vu Tuan, Tuan Pham Van, Thang Dao Van, Thai Pham Hong, Trung Tran The, Hong Tran Duc, Hung Nguyen Manh, Phuong Vu Viet,:FTP University, 2009.
- [6] *Space Mission Analysis Design*, Ed.Space technology Library, Wiley J. Larson, James I. Wertz, 2005.
- [7] *Tube sat kit assembly*, Interorbital Systems, 2010.
- [8] *SEET: Space environment and effects tool for agi's satellite took kit (stk)*, AGI, 2013.
- [9] *Diseño conceptual del Sistema de regulación térmica para un microsatelite*, Montaudon Otero, Jose Luis, UNAM, 2013.
- [10] *Power system challenges for small satellite missions*, Craig S. Clark, Alejandro Lopez Mazarias, Clyde Space Ltd.
- [11] *Wind and solar Power Systems*, CRC press, Mukund R. Patek. 1999.
- [12] *Solar Activity and earth's climate*, Spinger, Rasmus E. Benestad.
- [13] hoja de datos de celdas solares de SpectroLab, 2011.
- [14] *A Guide to Understanding Battery Specifications*. MIT Electric Vehicle Team, December 2008.
- [15] *Spacecraft Environment Interaction*, Hasting & Garrett, Cambridge University Press, 1996.

- [16] *Spacecraft environments interactions: Space radiation and its effects on electronic Systems*, Howard & Hardage, NASA. 1999.
- [17] *Observation of radiation in the space radiation environment and its effect on COTS electronics in low earth orbit*. Craig I. Underwood, doi: 10.1098/rsta.2002.1122 *Phil. -Trans. R. Soc. Lond. A* 2003 **361**, 193-197
- [18] *Space Craft Systems Engineering*; Peter Fortescue, John stark, Graham Swinerd; ed. Wiley.
- [19] *Loop stability analysis of voltage mode buck regulator with different output capacitor types*, Texas instruments, Abril 2008.
- [20] *Understanding buck power stages in switch mode power supplies*, Texas instruments, marzo 1999.
- [21] *Thermal Study of GaN-Based HEMT*, Ferrer Perez José A. Universidad de Notre Dame, Septiembre 2012.
- [22] *Diseño y construcción del prototipo del Sistema de potencia del satélite Quetzal*, Mario Oscar Cruz Domínguez, UNAM, 2014.
- [23] <http://www.ijser.org/paper/Design-and-Implementation-of-Maximum-Power-Point-Tracking-MPPT-Algorithm.html> ( MPPT Algoritmo,1 junio de 2014)
- [24] *Diseño del controlador para un invernadero usando lógica difusa*, Leopoldo Díaz Álvarez, UNAM, 2014.
- [25] *First Course on Fuzzy Theory and Applications*, Kwang H. Lee, Ed. Springer, 2005.
- [26] <http://enpub.fulton.asu.edu/powerzone/fuzzylogic/chapter%206/frame6.htm>, técnicas de defusificación, (10 abril 2014).
- [27] *Fuzzy Logic = Computing with Words*, Lotfi A. Zadeh, *Life Fellow, IEEE*, IEEE TRANSACTIONS ON FUZZY SYSTEMS, VOL. 4, NO. 2, MAY 1996.
- [28] [http://petro.tanrei.ca/fuzzylogic/fuzzy\\_negnevistky.html](http://petro.tanrei.ca/fuzzylogic/fuzzy_negnevistky.html) (10 abril 2014).
- [29] Hoja de datos del fabricante Texas Instruments, Tiva™ TM4C123GH6PM Microcontroller.
- [30] [http://users.ece.utexas.edu/~valvano/Volume1/E-Book/C14\\_ADCdataAcquisition.htm](http://users.ece.utexas.edu/~valvano/Volume1/E-Book/C14_ADCdataAcquisition.htm) (15 abril 2014)