

Diseño del sistema de fuente de alimentación para el Picosatélite de la universidad APEC en República Dominicana

RESUMEN

El diseño de satélites es un tema de gran actualidad y representa un desafío para el desarrollo de las comunicaciones en países en vía de desarrollo, por lo que es importante iniciarse diseñando a menor escala. En el caso particular de este trabajo se diseña el bloque que corresponde a la alimentación de energía usando celdas solares. El objetivo de este proyecto es diseñar un sistema de fuente de alimentación que permita el suministro óptimo de energía para el funcionamiento de un picosatélite tipo CubeSat. El procedimiento de diseño consistió en realizar los cálculos y las respectivas simulaciones de los reguladores y controladores, además de seleccionar las baterías y los paneles solares más idóneos para operar bajo condiciones extremas en las que debe funcionar la fuente de alimentación del picosatélite. Como resultado de este proceso se logró diseñar un sistema de energía que satisface los requerimientos establecidos para operar en una órbita baja. Estos resultados fueron validados mediante simulaciones realizadas utilizando el *software* LTSPICE.

Palabras clave: picosatélite, CubeSat, reguladores, baterías, celdas fotovoltaicas, controladores.

ABSTRACT

The design of satellites is a very topical issue and a challenge for the development of communications in developing countries, so it is important to start designing on a smaller scale. In this particular case the block that correspond to power supply is designed using solar cells. The objective of this project is to design a power supply system that allows the optimal supply of energy for the operation of a CubeSat type picosatellite. The design procedure consisted of performing the calculations and the respective measurements of the regulators and controllers, as well as selecting the most suitable solar cells and batteries to operate under extreme conditions in which the power supply of the picosatellite must be operated. As a result of this process, it was possible to design an energy system that meets the requirements established to operate in a low orbit. These results were validated by simulations made using the LT SPICE software.

Keywords: picosatellite, CubeSat, regulators, batteries, solar cells, controllers.

1. INTRODUCCIÓN

Una de las líneas de investigación de la Universidad APEC corresponde a las comunicaciones electrónicas. En este sentido, se propone como proyecto de investigación fabricar un satélite tipo CubeSat dotado de sistemas de observación y comunicación con el fin de estudiar cómo los polvos provenientes del desierto del Sahara afectan las condiciones climáticas de la República Dominicana y recolectar información sobre los cambios climáticos en el Caribe. Este trabajo pretende diseñar la fuente de alimentación, que constituye un bloque funcional del sistema de picosatélite, la cual será capaz de suministrar la potencia adecuada para mantener en óptimo funcionamiento el satélite orbitando.

2. OBJETIVO GENERAL.

Diseñar un sistema de fuente de alimentación que permita el suministro óptimo de energía para el funcionamiento del picosatélite UNAPEC.

3. OBJETIVOS ESPECÍFICOS.

- Analizar el consumo energético de cada etapa que será alimentada por la fuente.
- Identificar las diferentes tecnologías usadas para generar energía en las órbitas terrestres.
- Seleccionar la tecnología de fuentes de alimentación que mejor se ajuste a las condiciones y demanda de energía del picosatélite.
- Elaborar la estructura del sistema de la fuente de alimentación.
- Diseñar la fuente de alimentación considerando las condiciones de trabajo en el peor escenario de la órbita que recorre.

4. JUSTIFICACIÓN.

En la República Dominicana se está incursionando de manera acelerada en las comunicaciones satelitales, por lo cual resulta imperioso que exista algún tipo de experiencia en el diseño de

satélite de comunicaciones experimentales y sistemas de sensado remoto para aplicaciones de GIS.

La forma técnico-económica más factible para tener experiencia en este tipo de diseño es la de desarrollo de picosatélite. Este tipo de satélite permite que naciones en vía de desarrollo puedan incursionar en estas tecnologías.

Como el picosatélite pasará su vida útil en el espacio, éste debe ser autosuficiente, tener la capacidad de generar, almacenar y utilizar la energía eléctrica que requiera para su correcta operación. Debido a que el ambiente donde operará el picosatélite es adverso, no permite el uso de fuentes de energías convencionales, por lo que es necesario aprovechar la radiación solar como fuente principal de energía implementando un sistema basado en paneles fotovoltaicos, sistemas reguladores de tensión y sistemas de almacenamiento.

5. MARCO TEÓRICO

Principio básico de operación

La fuente de alimentación está basada en tres etapas principales que son generación, almacenamiento y distribución. En la etapa de generación se usa en la generalidad de picosatélites paneles solares como medio de producción de energía.

El elemento principal que conforma el sistema de almacenamiento de potencia es la batería. Una batería electroquímica consiste en un cátodo, un ánodo y un electrolito que actúa como catalizador. Durante la carga, se forma una acumulación de iones positivos en la interfaz del cátodo/electrolito. Esto lleva a que los electrones se muevan hacia el cátodo, creando una diferencia de potencial entre el cátodo y el ánodo. Esto produce una corriente desde el cátodo positivo a través de una carga externa y de vuelta al ánodo negativo. En el proceso de carga, la corriente fluye en la otra dirección. Cuando se habla de baterías es importante conocer los siguientes conceptos:

Capacidad: representa la corriente que una batería puede entregar a lo largo del tiempo y se expresa en amperios-hora (Ah).

Energía específica: expresa la capacidad de la batería en potencia por unidad de masa (Wh/Kg).

Potencia específica: La potencia específica indica capacidad de carga.

Profundidad de descarga o DOD (*Depth of Discharge*): expresa qué tanto de la capacidad total de las baterías se ha drenado. Se define como el cociente entre la capacidad drenada y la capacidad total.

La distribución de energía en un picosatélite tipo CubeSat se usa fuentes de poder conmutadas tipo convertidores DC – DC. Rashid nos dice “Se puede considerar que un convertidor DC

es el equivalente en DC de un transformador de AC, con una relación de vueltas que varía en forma continua. Al igual que un transformador, se puede usar para subir o bajar el voltaje de una fuente.” [1]. Partiendo del criterio que plantea Rashid los convertidores DC se pueden clasificar como reguladores reductores, reguladores elevadores, reductores-elevadores y tipo Cúk.

Para la distribución de la energía se utilizarán tres convertidores, dos de estos serán reguladores elevadores debido a que su voltaje de salida supera el voltaje máximo que se recibirá en la entrada y el otro será un reductor-elevador debido a que su tensión de salida se encuentra en el umbral del voltaje que entregan los paneles solares.

Los reguladores elevadores tienen el propósito de entregar a su salida un voltaje superior al que se encuentra en la entrada del circuito ($V_a > V_s$). La topología que lo identifica es la siguiente:

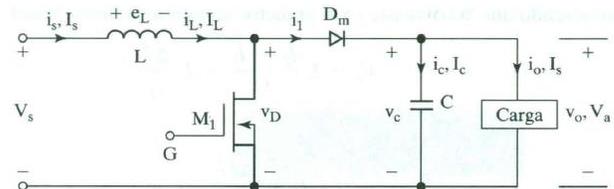


Figura 1. Diagrama de un circuito regulador elevador. Muhammad H. Rashid [3].

Al igual que el reductor este opera en dos modos. El modo 1 comienza cuando se cierra M1 cuando $t = 0$. En este momento la corriente que entra al circuito aumenta y se pasa a través de L y Q. El modo 2 es cuando $t = t_1$ y M1 se abre. En este momento la corriente de entrada baja pero la corriente que circulaba por el transistor comienza a conducir por el resto del circuito.

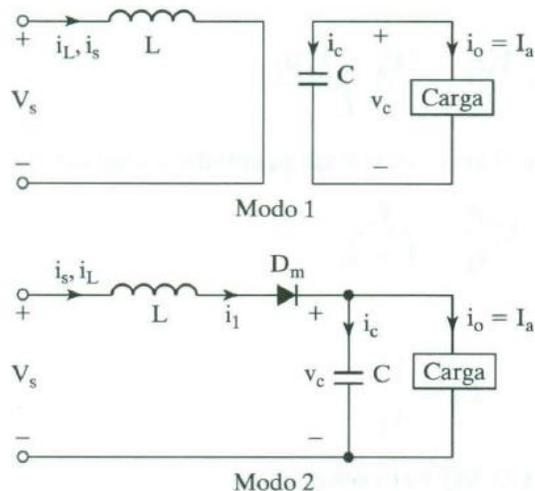


Figura 2. Modos de un circuito regulador elevador.

Los reguladores reductores-elevadores a diferencia de los dos expuestos anteriormente pueden entregar un voltaje tanto mayor como menor que su voltaje de entrada. Como consecuencia de esto tenemos que la polaridad del voltaje de salida será contraria al voltaje de entrada del regulador (debido a esto también son llamados reguladores inversores). La topología que identifica estos reguladores es la siguiente:

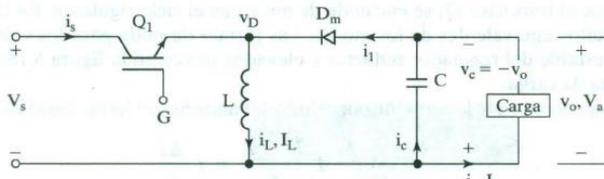


Figura 3. Diagrama de un circuito regulador reductor-elevador. Muhammad H. Rashid [3].

Al igual que los reguladores previamente mostrados, este se divide en dos modos. Durante el modo 1 el transistor Q1 está encendido y el diodo Dm tiene polarización inversa. La corriente de entrada aumentada pasa por el inductor L y Q1. Durante el modo 2, el transistor Q1 se apaga por lo que la corriente que pasaba por L ahora pasará a través de L, C, Dm y la carga. De esta forma la energía que se encontraba almacenada en L se transferirá a la carga y se reinicia el ciclo.

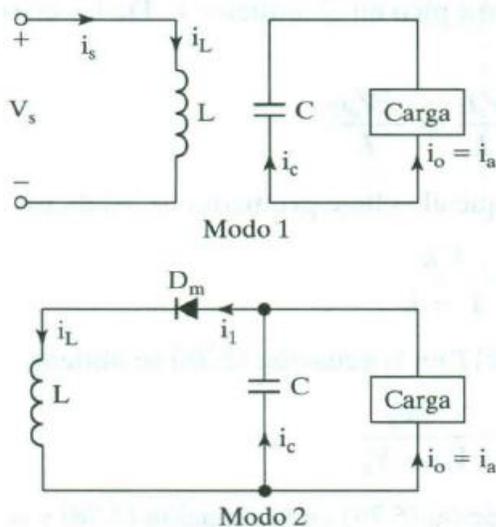


Figura 4. Modos de un circuito regulador reductor-elevador. Muhammad H. Rashid [3].

6. PROCESO DE DISEÑO

6.1 Selección de los elementos

El tipo de celda fotovoltaica seleccionada fue la de triple juntura GaInP/GaAs/Ge que suelen utilizarse en aplicaciones espaciales, su composición es la siguiente:

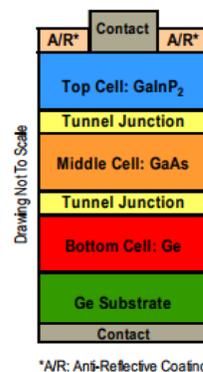


Figura 5. Composición de triple juntura GaInP/GaAs/Ge

La siguiente tabla contiene los datos de la celda seleccionada

Tabla 1. Características de las celdas.

Average Open Circuit Voc [mV]	2667
Average Short Circuit Isc [mA]	506.0
Voltage at max. Power Vmp [mV]	2371
Current at max. Power Imp [mA]	487.0
Average Efficiency η_{bare} (1367 W/m ²)	[%] 28.0
Average Efficiency η_{bare} (1353 W/m ²)	[%] 28.3
Dimensions	40 x 80 mm \pm 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	\leq 86 mg/cm ²



Figura 6. Celda solar del fabricante AzurSpace

La selección de este tipo de batería se hizo teniendo en cuenta los criterios pertinentes a este proyecto. Este proyecto contará con varios módulos y subsistemas que demandarán la energía eléctrica necesaria para su funcionamiento. A continuación se muestran los requerimientos de consumo energético de los subsistemas contemplados.

Tabla 2. Requerimientos de potencia de los subsistemas.

Usuario	Voltaje de Operación (V)	Max. corriente (mAh)	Potencia requerida (Wh)
OBC	3.3	60.6	0.2
Cámara	5	350	1.8
Actuadores	3.3	545.4	1.8
Comunicaciones	7.2	621.6	4.48
Payload	3.3	400	1.32
Total			9.6

Es importante destacar que en el proyecto picosatelite tipo CubeSat las baterías deben ser livianas, compactas, con comportamiento estable, que requieran poco mantenimiento y que su vida útil sea larga. Se determinó que las más convenientes para este caso son las baterías de iones de litio ya que cumplen con las características requeridas para este tipo de aplicación. Algunas de sus ventajas son [2]:

- Alta energía específica y elevadas capacidades de carga.
- Larga vida útil, libre de mantenimiento
- Alta capacidad, baja resistencia, interna, buena eficiencia coulombica.
- Algoritmo de carga simple y tiempos de carga razonablemente cortos.
- Baja autodescarga.

Sin embargo, este tipo de baterías tienen ciertas limitaciones, entre las que se destacan:

- Requieren circuitos de protección.
- Se degradan a altas temperaturas y cuando se almacena alto voltaje.
- No es posible carga rápida a temperaturas muy bajas (<0° C).

6.2 Procedimiento de cálculo

El comportamiento no lineal de las celdas producido por el cambio a su entorno puede ser obtenido por el *fill factor* [FF] definido:

$$FF = \frac{(V_{mmp})(I_{mmp})}{(V_{oc})(I_{sc})} = \frac{P_{mx}}{P_{th}}$$

dónde:

V_{oc} , es la tensión en circuito abierto.

I_{sc} , es la corriente en cortocircuito.

P_{mx} , es la potencia máxima.

P_{th} , es la potencia teórica.

Según González Lorenzo [1] la potencia real bajo ciertas condiciones puede ser calculada según la siguiente expresión.

$$P = \sum_{i=1}^N P_i = \sum_{i=1}^N c * \psi_i * S_i$$

Donde:

P , es la potencia recibida por los paneles

P_i , es la potencia recibida por el panel i

ψ_i , es el flujo recibido por el panel i

c , es el coeficiente de eficacia de los paneles

S_i , es el área del panel.

Teniendo en cuenta lo demostrado la formula final será:

$$P = n * S * \Psi(d) * c * \alpha$$

dónde:

n , es el número de paneles

α , coeficiente de inclinación.

El consumo de potencia sería de 9.6 Wh, y sabiendo que las baterías trabajan con un voltaje nominal de 3.7 V, utilizando la ley de Ohm obtenemos:

$$9.6Wh / 3.7V = 2.5946Ah = 2,594.6mAh$$

Es necesario tener en cuenta que la capacidad de las baterías de Litio disminuye ligeramente con cada ciclo de carga y descarga. Esto puede limitarse logrando una baja profundidad de descarga (DoD).

Dado que la batería debe tener una capacidad mínima de 2,600mAh y que para mantener su capacidad es necesario una DoD baja, si elegimos una DoD de 30%, obtendremos que nuestro módulo de baterías debería tener una capacidad de $2,600mAh * 3.33 = 8,667mAh$, utilizando la ley de potencia obtenemos

$$8,667mAh * 3.7V = 32Wh.$$

Utilizando uno de los peores casos de energía específica para baterías de litio, tenemos

$$32Wh * 150 Wh/Kg = 0.21Kg;$$

y si se utiliza una DoD de 40% tendremos una capacidad de 6,500mAh o 24Wh que equivale a 0.16Kg, lo que implica una reducción de peso de alrededor de 24%.

6.3 Procedimiento de diseño de distribución

Para el presente diseño se definieron los parámetros de voltaje de entrada, voltaje de salida, corriente de salida y el ciclo de trabajo de dichos reguladores. Se tomó en consideración estudios realizados por la universidad de AALBORG para calcular la corriente de rizo del inductor (I) diciendo que este será un 10% de la corriente de entrada y el voltaje rizo del capacitor (Vc) el cual será el 1% del voltaje de salida.

Tomando en cuenta los criterios expresados anteriormente para realizar los cálculos de las fuentes se utilizaron algunas de las fórmulas que Muhammad H. Rashid expone en su libro de electrónica de potencia [3]. Las mismas están elaboradas teniendo como referencia modelos ideales, por lo cual, a la fórmula para obtener el ciclo de trabajo se le agregó un elemento que compensa las pérdidas asociadas al diodo rectificador, ya que con la fórmula original se obtenía una tensión más baja que la esperada a la salida.

Para el caso de los reguladores elevadores se tomaron en cuenta las siguientes fórmulas:

$$\begin{aligned} &\text{Ciclo de trabajo} \\ &k = 1 - VsVa + VD \\ &\text{Corriente promedio de entrada} \\ &Is = Ia(1 - k) \\ &\text{Valor crítico del inductor} \\ &L = VskfI \\ &\text{Valor crítico del capacitor} \\ &C = IakfVc \end{aligned}$$

Para el caso del regulador reductor-elevador se tomaron en cuenta las siguientes fórmulas:

$$\begin{aligned} &\text{Ciclo de trabajo} \\ &k = 1 + Vs(Va + VD) - Vs \\ &\text{Corriente promedio de entrada} \\ &Is = Iak(1 - k) \\ &\text{Valor crítico del inductor} \\ &L = VskfI \\ &\text{Valor crítico del capacitor} \\ &C = IakfVc \end{aligned}$$

6.4 Cálculo del diseño de generación de voltaje por las celdas seleccionadas

Tabla 3. Área que abarca las celdas solares.

Área de la celda	Caras del CubeSat a usar	Cantidad de celdas	Área total
30.18cm ²	5	10	301.80cm ²

Según los datos mostrados por el fabricante la potencia lineal de cada celda:

Tabla 4. Potencia de celdas solares.

Potencia de circuito abierto	Potencia Máxima
1.3510W	1.1547W

Tabla 5. Potencia suministrada por las celdas solares.

Voltaje	Corriente	Potencia
4.80	2.43A	11.66W

6.5 Cálculo de la capacidad de almacenamiento

De acuerdo a los datos obtenidos la batería seleccionada es la BA01/S de la compañía Cubesatshop. Las especificaciones de esta batería se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 6. Características de la batería BA01/S de CubesatShop

Modelo	Masa	# de Celdas	Voltaje	Capacidad Max.	Potencia Max.
BA01/S	85g	8	3.7V	7200mAh	26.6Whr

De acuerdo con los cálculos ya realizados, con esta batería se obtendría una DoD=36.11% que es un valor que cabe dentro del rango recomendable.

6.6 Cálculos para regulador elevador a 5V

A continuación, se muestran los resultados del comportamiento de las variables en los diferentes escenarios para el regulador de 5 V.

Tabla 7. Cálculos para regulador de 5V

Variables	Calculos en varios escenarios		
V _s	Min. 3.0V	Nom. 3.7V	Max. 4.2
V _a	5V	5V	5V
f	100KHz	100KHz	100KHz
k	47.37%	35.09%	26.32%
I _a	351.75mA	351.75mA	351.75mA
I _s	668.33mA	541.89mA	477.38mA
ΔI_L	66.833mA	54.189mA	47.738mA
ΔV_C	50mV	50mV	50mV
L _c	212.63uH	239.58uH	231.53uH
C _c	33.32uF	24.68uF	18.51uF

Tabla 9. Cálculos para regulador de 3.3V

Variables	Calculos en varios escenarios		
V _s	Min. 3.0V	Nom. 3.7V	Max. 4.2
V _a	3.3V	3.3v	3.3V
f	100KHz	100KHz	100KHz
k	57.14%	51.95%	48.78%
I _a	1.006A	1.006A	1.006A
I _s	1.3413 A	1.0876A	958.1mA
ΔI_L	134.13mA	108.76mA	95.81mA
ΔV_C	33mV	33mV	33mV
L _c	127.8uH	176.73uH	213.84uH
C _c	174.2uF	158.4uF	148.7uF

6.7 Cálculos para regulador elevador a 7.2V

A continuación se muestran los resultados del comportamiento de las variables en los diferentes escenarios para el regulador de 7.2 V.

Tabla 8. Cálculos para regulador de 7.2V

Variables	Calculos en varios escenarios		
V _s	Min. 3.0V	Nom. 3.7V	Max. 4.2
V _a	7.2V	7.2V	7.2V
f	100KHz	100KHz	100KHz
k	62.03%	53.16%	46.84%
I _a	621.6mA	621.6mA	621.6mA
I _s	1.637A	1.327A	1.169A
ΔI_L	163.7mA	132.7mA	116.9mA
ΔV_C	72mV	72mV	72mV
L _c	113.68uH	148.21uH	168.24uH
C _c	53.55uF	45.9uF	40.43uF

6.8 Cálculos para regulador reductor-elevador a 3.3V

A continuación se muestran los resultados del comportamiento de las variables en los diferentes escenarios para el regulador de 3.3 V.

7. VALIDACIÓN DEL DISEÑO

Para validar el correcto funcionamiento de los reguladores calculados se procedió a utilizar el software de simulación LT SPICE. A continuación se muestran los resultados de las simulaciones:

Regulador de 5V

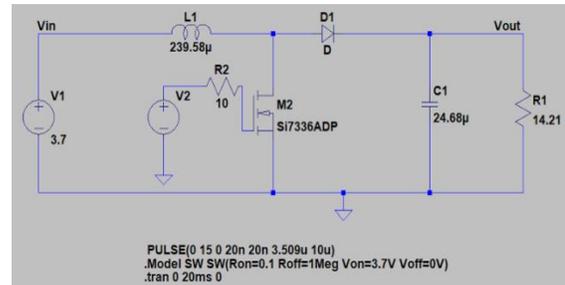


Figura 7. Regulador 5V con Vin nom.

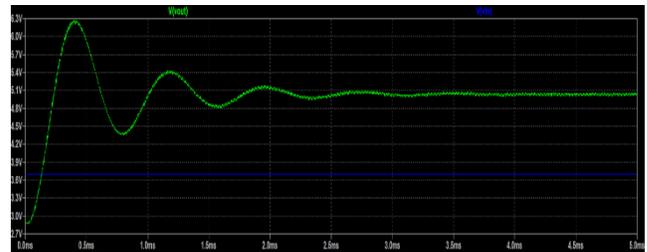


Figura 8. Regulador 5V - Vin vs Vout.

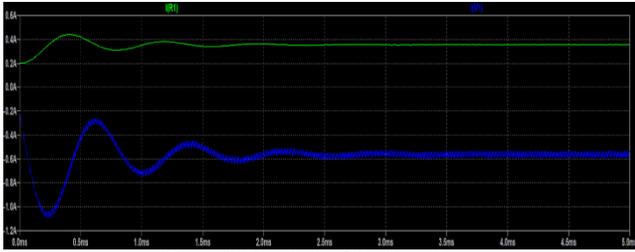


Figura 9. Regulador 5V - Iin vs Iout.

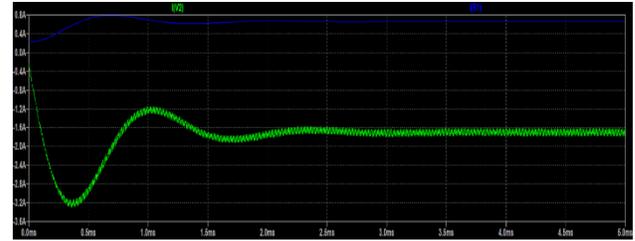


Figura 13. Regulador 7.2V - Iin vs Iout.

En las figuras anteriormente mostradas se puede ver el comportamiento de las salidas controlando de manera manual dicho circuito. Al agregarle un controlador como se muestra en la figura 12 se puede ver cómo será el comportamiento a través de la siguiente simulación.

En las figuras anteriormente mostradas se puede ver el comportamiento de las salidas controlando de manera manual el circuito. Al agregar un controlador se puede observar en la figura 14 el comportamiento a la salida del convertidor al ser simulado. Este presenta un rizo un poco más elevado que en los cálculos previamente mostrados.

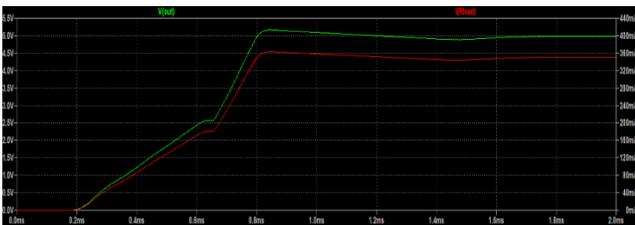


Figura 10. Salida real del regulador 5V con un controlador.

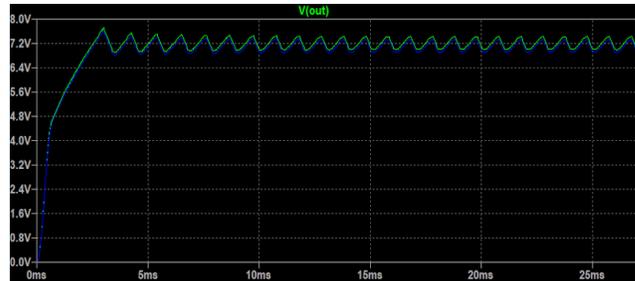


Figura 14. Salida real del regulador 7.2V con un controlador.

Regulador de 7.2V

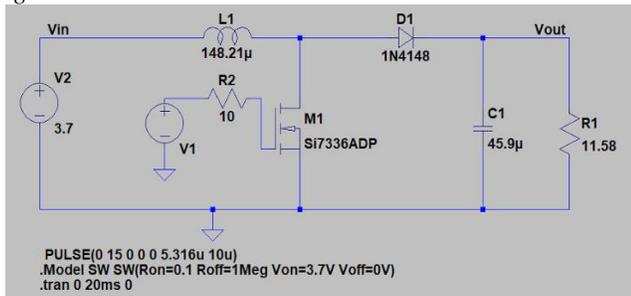


Figura 11. Regulador 7.2V con Vin nom.

Regulador de 3.3V

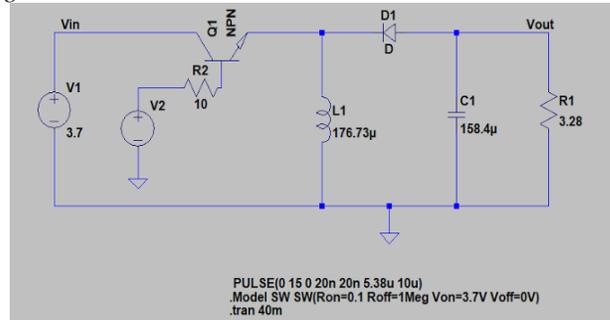


Figura 15. Regulador 3.3V con Vin nominal.



Figura 12. Regulador 7.2V - Vin vs Vout.

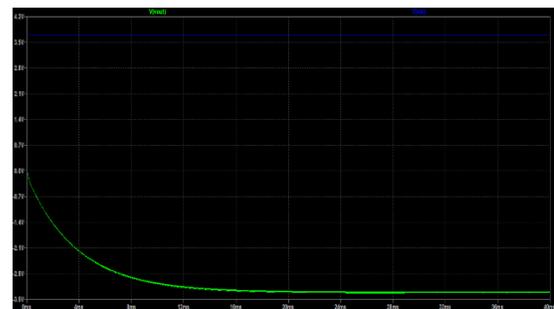


Figura 16. Regulador 3.3V - Vin vs Vout.

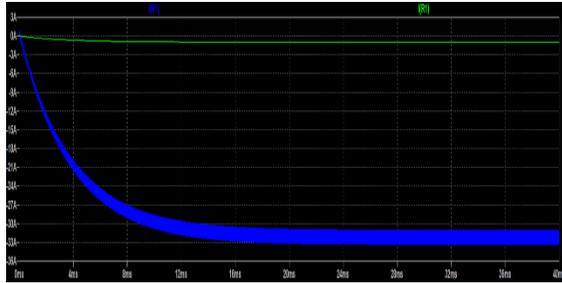


Figura 17. Regulador 3.3V - Iin vs Iout.

En las figuras anteriormente mostradas se puede ver el comportamiento de la salida del regulador de 3.3V controlando de manera manual la retroalimentación de dicho circuito. Al agregarle un controlador se puede ver en la figura 18 cómo es el comportamiento a la salida del convertidor al ser simulado.

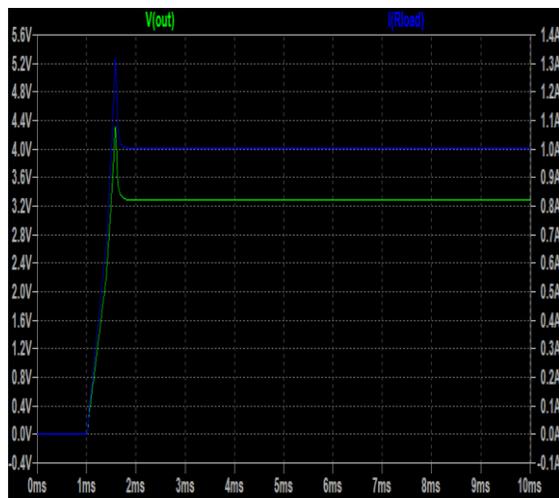


Figura 18. Salida real del regulador 3.3V con un controlador.

8. CONCLUSIÓN

En este artículo de investigación se trabajó el sistema de suministro de energía para el CubeSat de la Universidad APEC, cuyo objetivo es recolectar información sobre los cambios climáticos en el Caribe. El enfoque fue diseñar una fuente de poder capaz de suministrar la energía requerida por el picosatélite, teniendo en cuenta las condiciones severas del entorno de la órbita de baja altura donde será colocado.

El diseño del sistema de alimentación del picosatélite incluye los bloques *switching power*. De acuerdo a las investigaciones y experiencias este tipo de fuente se adecúa mejor a las necesidades del picosatélite, como son eficiencia, ganancia, entre otras. La batería de ion de litio fue la seleccionada luego de conocer los tipos de baterías disponibles en el mercado. Esta es liviana, compacta, con comportamiento estable, requiere poco mantenimiento y su vida útil es larga, características que se adecúan a los requerimientos del proyecto. La celda solar seleccionada es de triple juntura (GaInP/GaAs/Ge), debido a su

estructura de tres capas que presenta buen desempeño en condiciones de temperaturas extremas y las condiciones de exposición en las que se encontrará. También se identificó que este tipo de celdas suele ser utilizado en satélites tipo CubeSat debido a sus excelentes características y comportamiento.

La simulación de los circuitos reguladores con diferentes voltajes valida el resultado de los cálculos que garantizan un buen funcionamiento de los reguladores y de los controladores acoplados.

8. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] Marta Carolina González Lorenzo. "Concepción del suministro energético para un CubeSat". Tesis. Universidad pontificia Comillas, Julio 2015.
- [2] Battery University. "Learn About Batteries". <http://batteryuniversity.com/learn/>. [Accedido: Nov-2017]
- [3] Muhammad H. Rashid. "Electrónica de potencia, circuitos, dispositivos y aplicaciones". Florida, Estados Unidos: Universidad de Florida, Sep. 2003.