

Diseño y Simulación de un Sistema de Energía Basado en COTS para Globos de Gran Altitud

Tesis de grado

 **Josué Romeo Aldana Aguilar**

Escuela de Ingeniería Eléctrica
Universidad Don Bosco
El Salvador



Enero 2024



Tabla de Contenidos

Introducción

Requerimientos

Arquitectura

Diseño e Implementación

Integración

Verificación

Conclusiones

Q&A

Planteamiento del Problema

Los *High Altitude Balloons* (HAB) son herramientas de bajo costo y eficaces para la exploración espacial inicial [1], ampliamente utilizados por instituciones educativas y agencias como la NASA [2] y NOAA para obtener datos atmosféricos y realizar investigaciones científicas [3]. Ver Fig. 1 y 2.

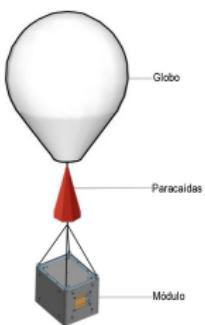


Fig. 1: Configuración de un HAB.



Fig. 2: Globo meteorológico de NOAA [4]

Planteamiento del Problema

El proyecto StratoBalloon, una misión de HAB desarrollándose en el Observatorio Micro-Macro de la Universidad Don Bosco, requiere un sistema de energía eficiente y fiable para sus instrumentos (Fig. 3). Este trabajo, enfocado en el diseño y simulación del sistema, propone soluciones basadas en software libre y componentes comerciales (*Commercial Off-The-Shelf*, COTS).

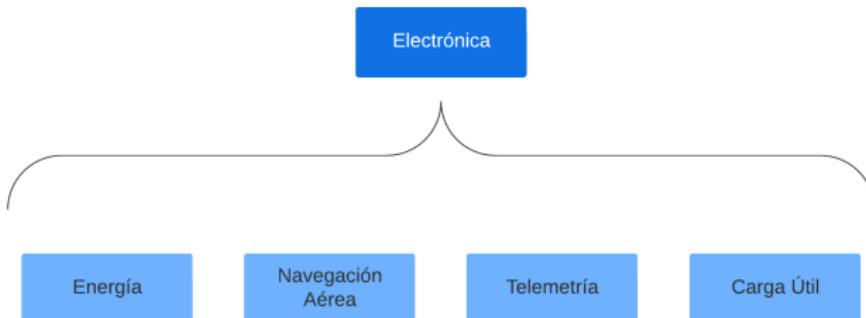


Fig. 3: Subsistemas electrónicos de misión StratoBalloon

Objetivo General

Diseñar un Sistema Eléctrico de Potencia (EPS, por sus siglas en inglés de *Electrical Power System*) eficiente y confiable para misiones de corta duración en HABs, haciendo uso de componentes electrónicos COTS y software de código abierto.

Objetivos Específicos

- ▶ Determinar las condiciones ambientales aproximadas que caracterizan las misiones de HAB a la estratosfera, a una altitud de 30 kilómetros.
- ▶ Establecer los requisitos eléctricos y energéticos necesarios para la misión, teniendo en cuenta los sistemas de navegación, telemetría y carga útil de la misión StratoBalloon.
- ▶ Diseñar tanto la arquitectura lógica como la física del EPS, con el propósito de identificar y seleccionar los componentes electrónicos y baterías más apropiados, considerando las condiciones de operación específicas de las misiones de HAB.
- ▶ Elaborar un plan de pruebas completo destinado a la verificación y validación del EPS de una sonda HAB, asegurando su correcto funcionamiento y confiabilidad en el entorno de la misión.

Metodología: Modelo V

Este trabajo toma como Metodología el ciclo de proyectos de la NASA, concretamente 6 de las 7 fases, exceptuando la operación, exemplificados en el Modelo en V (Fig. 4).

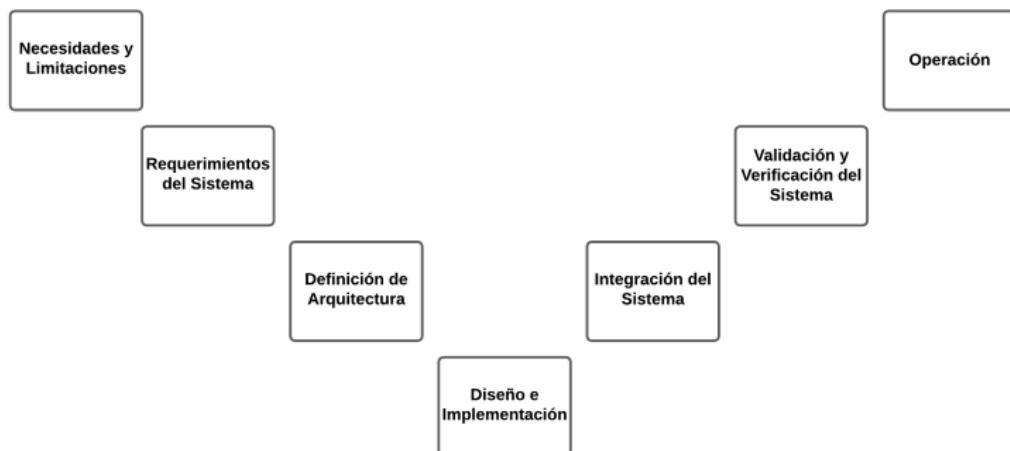


Fig. 4: Modelo en V basado en el NASA Systems Engineering Handbook [5].

Trayectoria de un HAB

Para analizar la trayectoria, empleamos el software de la Universidad de Cambridge, CUSF, que proporciona datos detallados de latitud, longitud y altitud con marcas de tiempo minuto a minuto (ver Fig. 5).

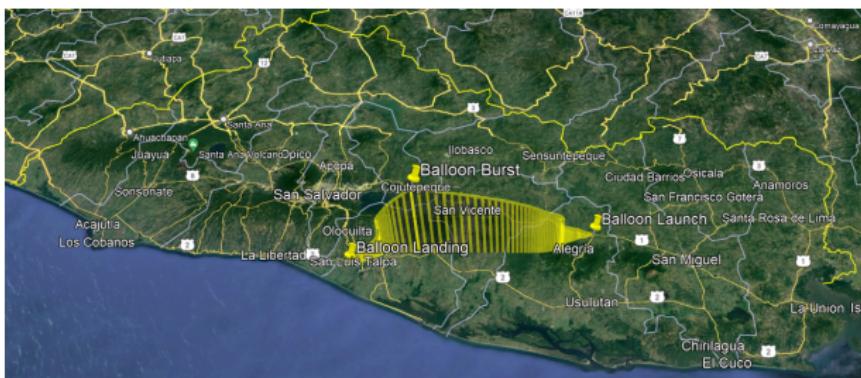


Fig. 5: Simulación de Trayectoria

Condiciones Ambientales

Integrando el estándar ISA con datos del CUSF mejora el análisis de variables como temperatura y presión, permitiendo predecir valores límite y tasas de cambio (ver Fig. 6).

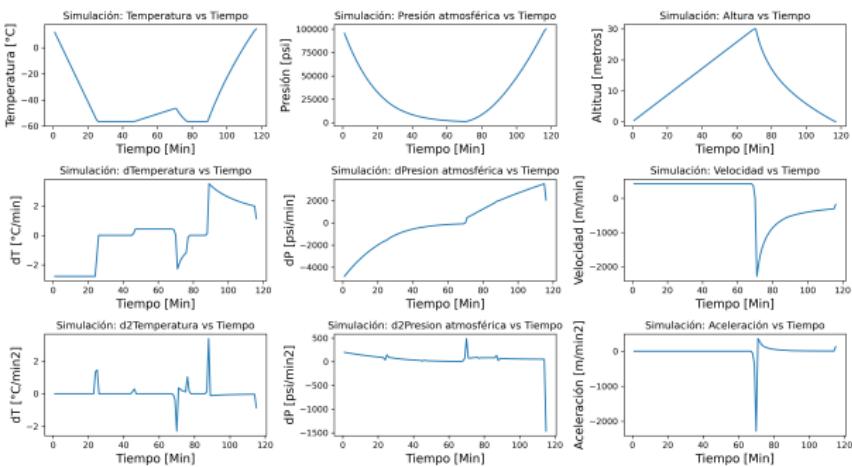


Fig. 6: Variables atmosféricas en trayectoria de HAB

Condiciones Ambientales

Las condiciones extremas en la estratosfera pueden alcanzar -56.50°C y 1.20 % de la presión atmosférica estándar. Se observaron razones de cambio máximas de -2.78°C por minuto y una pérdida de presión atmosférica del 4.74 % por minuto.

Estudios como el experimento TASEC-Lab [6] no solo validan estos datos, sino que también identifican una franja crítica alrededor de los 11 km de altitud, cerca de la tropopausa, con notables variaciones térmicas, un aspecto crucial para la selección de componentes y sistemas de control térmico.

Presupuesto Energético

Tabla

Cuadro de cargas para bus 3.3v

Descripción	Cantidad	Subsistema	I [mA]	P [W]	t [h]	E [Wh]	Q [mAh]
MCU 1	1 unidad	Telemetría	93.00	0.31	6.00	1.84	558
LoRa	1 unidad	Telemetría	630.00	2.08	6.00	12.47	3780
MCU 2	1 unidad	Navegación	61.00	0.20	6.00	1.21	366.00
GNSS	1 unidad	Navegación	100.00	0.33	6.00	1.98	600.00
RTD	1 unidad	Navegación	3.50	0.01	6.00	0.07	21.00
IMU	1 unidad	Navegación	0.60	0.00	6.00	0.01	3.60
MCU 3	1 unidad	Carga útil	70.00	0.23	2.00	0.46	140.00
Cámara IR	1 unidad	Carga útil	25.00	0.08	2.00	0.17	50.00
I Total			983.10				5518.6

Presupuesto Energético

Tabla

Cuadro de cargas para bus 5.0v

Descripción	Cantidad	Subsistema	I [mA]	P [W]	t [h]	E [Wh]	Q [mAh]
RTC	1 unidad	Navegación	0.30	0.00	6.00	0.01	1.80
Buzzer	1 unidad	Navegación	24.00	0.12	6.00	0.72	144
Barómetro	1 unidad	Navegación	0.00	0.00	6.00	0.00	0.00
MUX	1 unidad	Navegación	100.00	0.50	6.00	3.00	600
Datalogger 1	1 unidad	Navegación	6.00	0.03	6.00	0.18	36
Cámara	1 unidad	Carga útil	260.00	1.30	2.00	2.60	520
Datalogger 2	1 unidad	Carga útil	12.00	0.06	2.00	0.12	24
I Total			402.30				1325.8

Limitaciones en Masa y Volumen

En la misión *StratoBalloon*, el módulo de impresión 3D destina dos niveles al EPS (Fig. 7), a 2.54 cm de distancia, según la Fig. 8 [7]. El peso máximo para el EPS es 600 gramos.

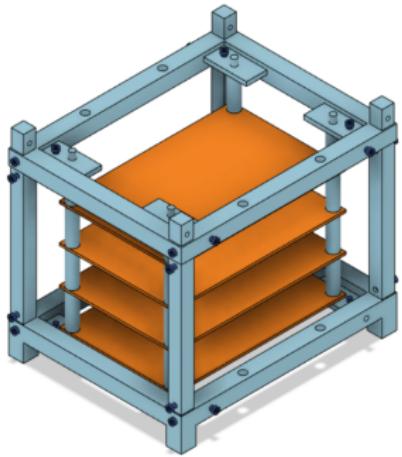


Fig. 7: Vista 1

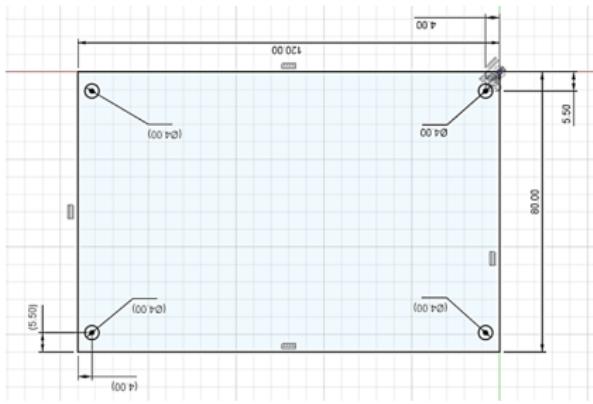


Fig. 8: Vista 2

Resumen de Requerimientos

Tabla

Requerimientos del EPS - Parte 1

ID	Descripción	Justificación	Mecanismo de verificación
R1	Resistencia al vacío térmico, temperatura mínima de hasta -56.50°C y 1.20 % de presión atmosférica.	Resultados en simulaciones.	Ensayos en cámara de vacío térmico
R2	El EPS debe proveer una línea de alimentación de $3.3\text{ V} \pm 1\%$ con una corriente mínima de $983.1\text{ mA} \pm 1\%$.	Bus de alimentación.	Medición de V y I.
R3	El EPS debe proveer una línea de alimentación de $5.0\text{ V} \pm 1\%$ con una corriente mínima de $402.30\text{ mA} \pm 1\%$	Bus de alimentación.	Medición de V y I.

Resumen de Requerimientos

Tabla

Requerimientos del EPS - Parte 2

ID	Descripción	Justificación	Mecanismo de verificación
R4	No debe exceder una masa de 600 g.	Limitación de masa.	Medición de masa.
R5	2 PCB de 12x8 cm con 2.5 cm de altura.	Limitación de espacio.	Medición de longitud.
R6	Registro de V [v] y I [mA].	Función deseable.	Ensayo de registro de datos.
R7	Registro de T [°C] y P [atm].	Función deseable.	Ensayo de registro de datos.
R8	Comunicación I2C. Recepción desde Navegación de la señal de control ON/OFF de carga útil. Transmisión de SoC a telemetría.	Integración de subsistemas.	Ensayo de comunicación.

Resumen de Requerimientos

Tabla

Requerimientos del EPS - Parte 3

ID	Descripción	Justificación	Mecanismo de verificación
R9	Control ON-OFF: carga útil.	Ahorro de energía.	Ensayo de control ON-OFF.
R10	Interruptor RBF (Remove before flight, retirar antes del vuelo) para encendido y apagado del EPS.	Seguridad de la Misión, útil para prevenir accidentes.	Medición de continuidad.
R11	Cargador de baterías con fuente de alimentación VDC externa	Carga del banco de baterías	Medición de voltaje.

Arquitectura del Sistema

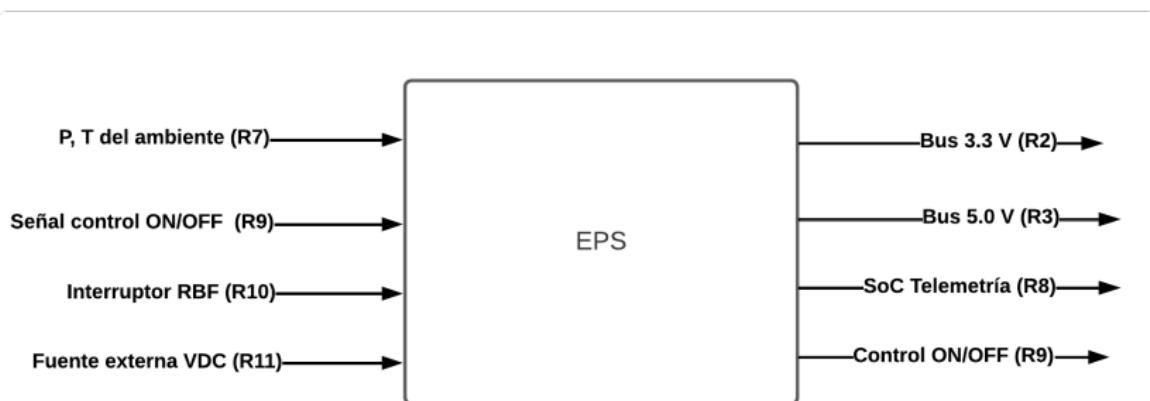


Fig. 9: Diagrama funcional nivel 0

Arquitectura del Sistema

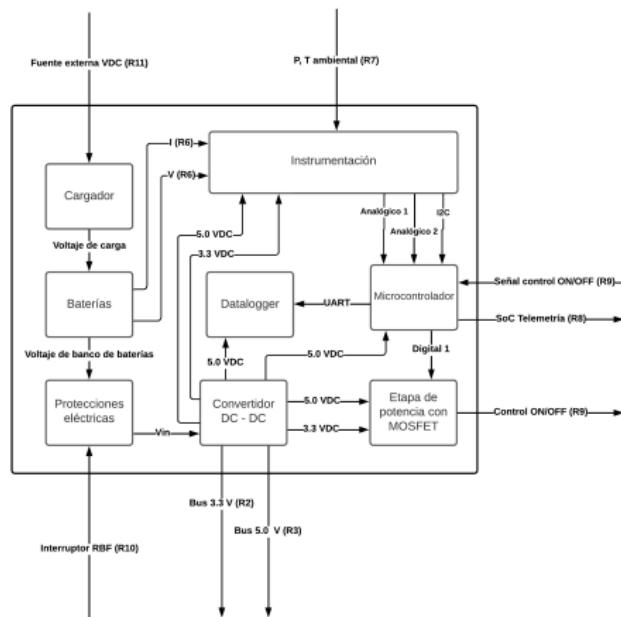


Fig. 10: Diagrama funcional nivel 1

Arquitectura del Sistema

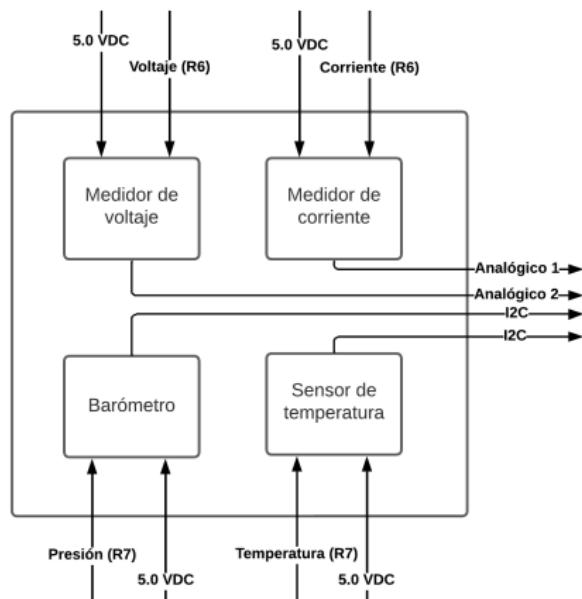


Fig. 11: Diagrama funcional nivel 2

Diseño e Implementación

Electrónica Digital

Componentes de electrónica digital utilizados:

- ▶ Microcontrolador: Arduino Nano.
- ▶ Datalogger: Openlog Sparkfun.
- ▶ Sensor barométrico y de temperatura: MS5611.
- ▶ Sensor de corriente por efecto Hall: ACS723.

Diseño e Implementación

Etapa de potencia para carga útil

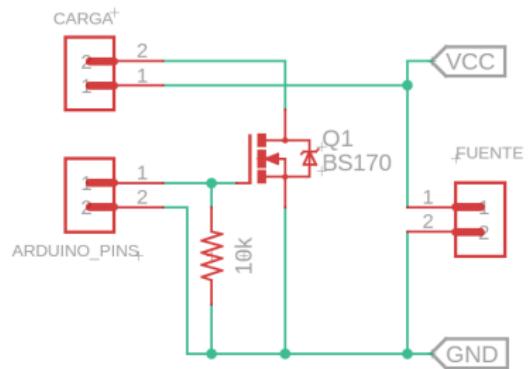


Fig. 12: Esquemático de estapa con MOSFET BS170

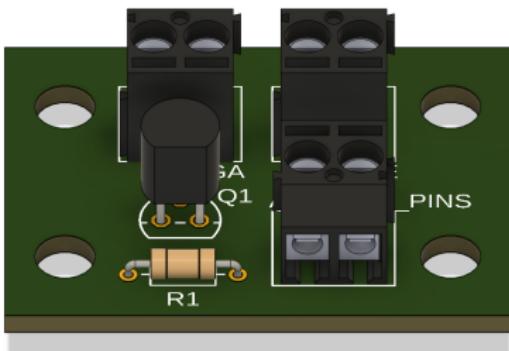
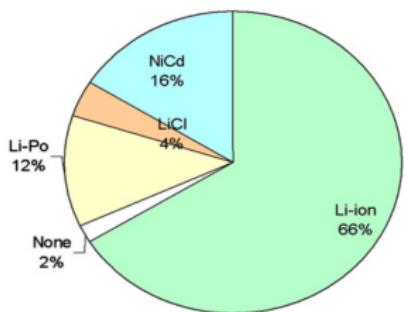


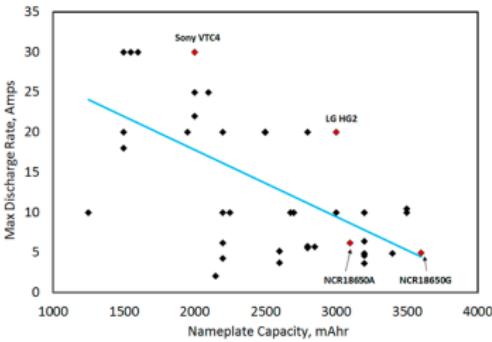
Fig. 13: PCB de estapa con MOSFET BS170

Diseño e Implementación

Baterías



(a)



(b)

Fig. 14: (a) Battery types used in pico- and nano-satellites[41]. (b) Summary of maximum discharge rate capabilities versus nameplate capacity of some representative COTS 18650 Li-ion cells [8]

Diseño e Implementación

Baterías

Se seleccionó el modelo Panasonic NCR18650B por su corriente máxima de descarga de 4.9 A y capacidad nominal de 3400 mAh. Basándose en el presupuesto energético, se optó por un arreglo de 4 baterías. Para examinar la operatividad de etapas subsiguientes, como los convertidores DC-DC, se consideraron tres configuraciones:

- ▶ 4s1p
- ▶ 2s2p
- ▶ 1s4p

Diseño e Implementación

Convertidores DC-DC

Aunque los convertidores lineales son baratos y simples, su eficiencia limitada, dada por $E = \frac{V_{\text{out}}}{V_{\text{in}}} \times 100\%$, conduce a una caída notable de eficiencia, como se ilustra en la Fig.15.

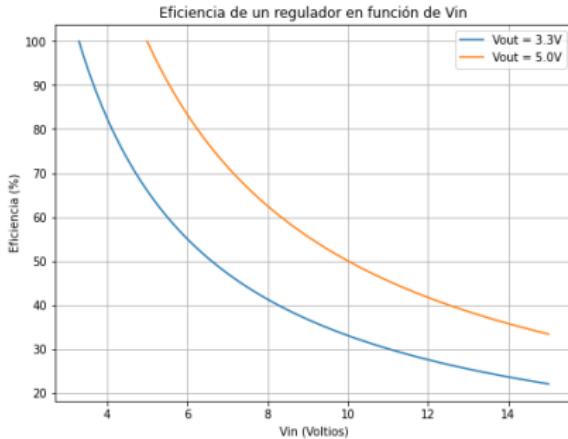
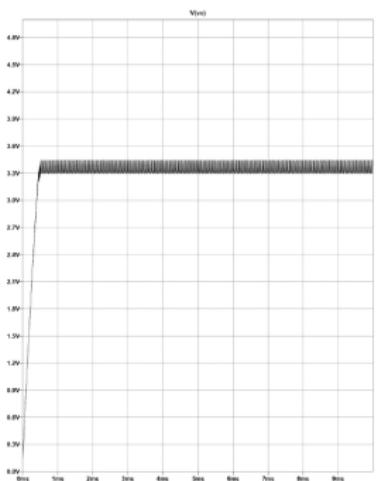


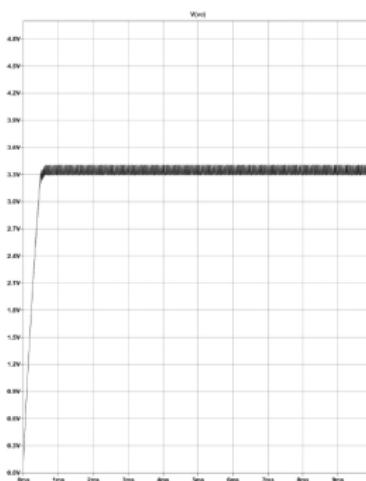
Fig. 15: Eficiencia del regulador LT1117 en función del Vin

Diseño e Implementación

Convertidores DC-DC: Arreglo 4s1p



(a) Salida de voltaje a 3.3 voltios. Vin máximo (16.8 V). Inductancia ajustada a 30 uH.



(b) Salida de voltaje a 3.3 voltios. Vin mínimo (10.0 V). Inductancia ajustada a 30 uH.

Fig. 16: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 4s1p, bus de 3.3 V a 750 mA.

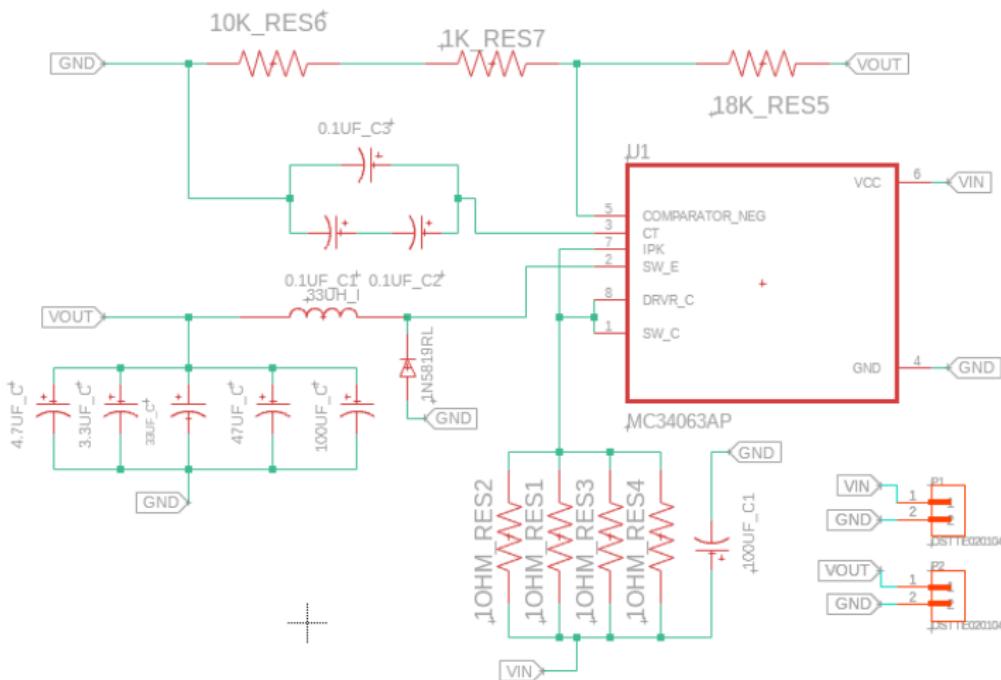
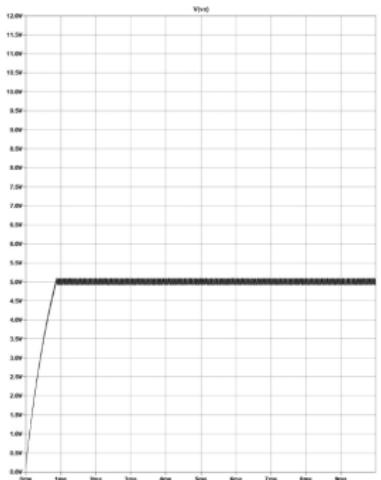


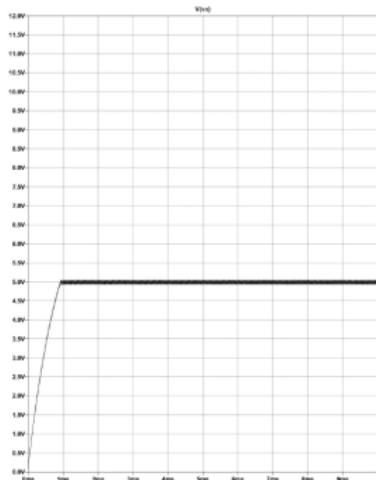
Fig. 17: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 4s1p, bus de 3.3 V a 750 mA.

Diseño e Implementación

Convertidores DC-DC: Arreglo 4s1p



(a) Salida de voltaje a 5.0 voltios. Vin máximo (16.8 V)



(b) Salida de voltaje a 5.0 voltios. Vin mínimo (10.0 V)

Fig. 18: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 4s1p, bus de 5.0 V a 750 mA.

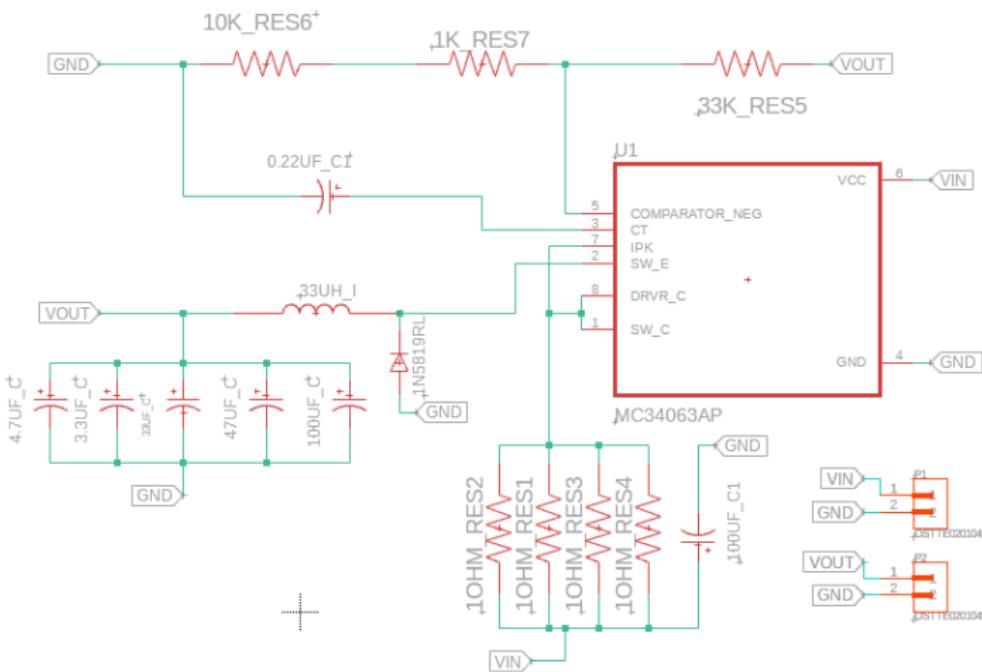


Fig. 19: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 4s1p, bus de 5.0 V a 750 mA.

Diseño e Implementación

Circuito de Protección: Limitador de corriente

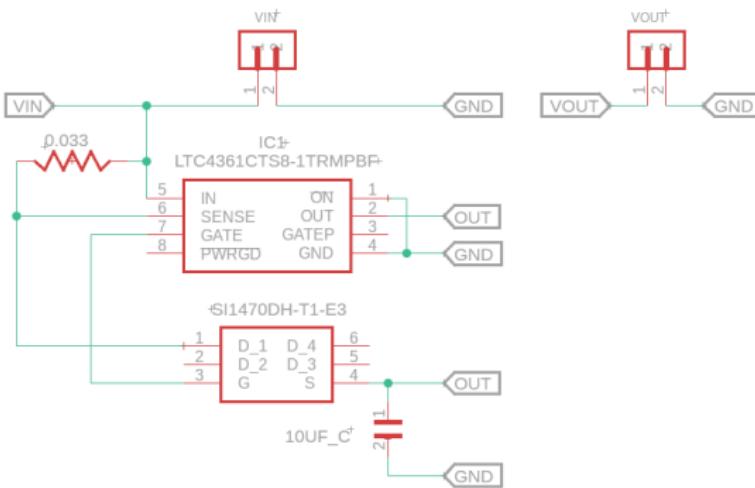


Fig. 20: Circuito de protección LTC4361. $R_{sense} = 0,033\ \Omega$ para $I_{trip} = 1,5\text{ A}$. PCB de material FR-4 (0.762 mm), $I_{máx} = 2\text{ A}$ [9][10].

Integración del Sistema: Hardware

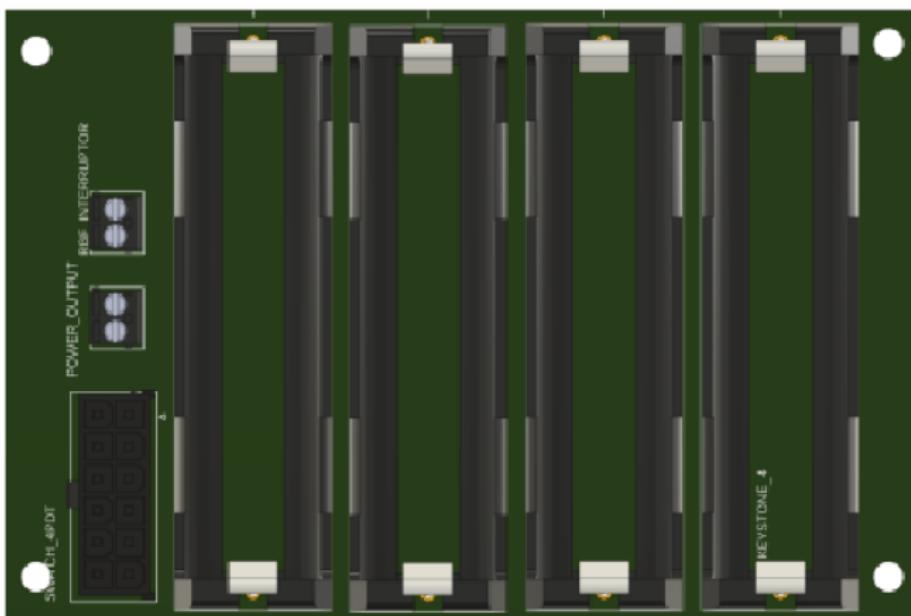


Fig. 21: PCB 1 del EPS

Integración del Sistema: Hardware

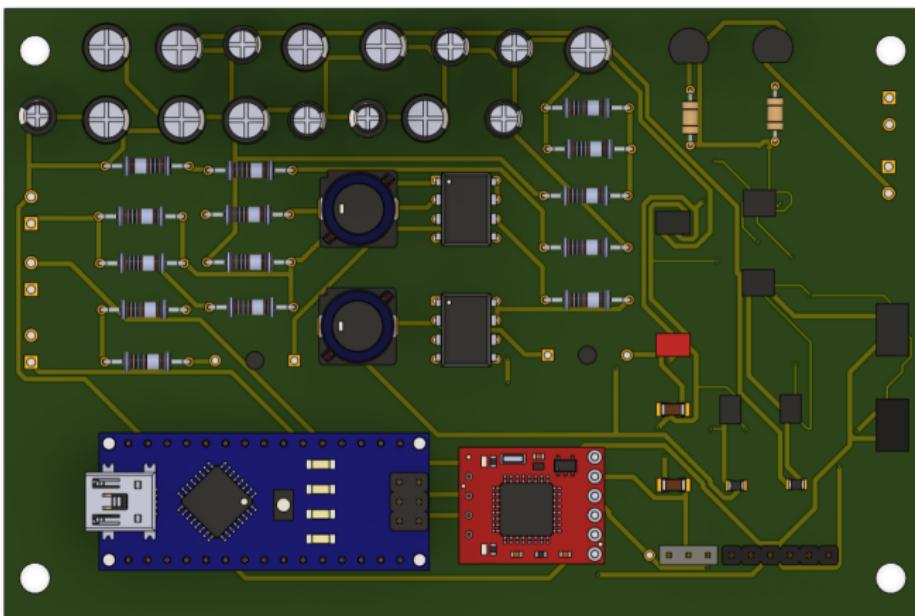


Fig. 22: PCB 2 del EPS

Integración del Sistema: Software

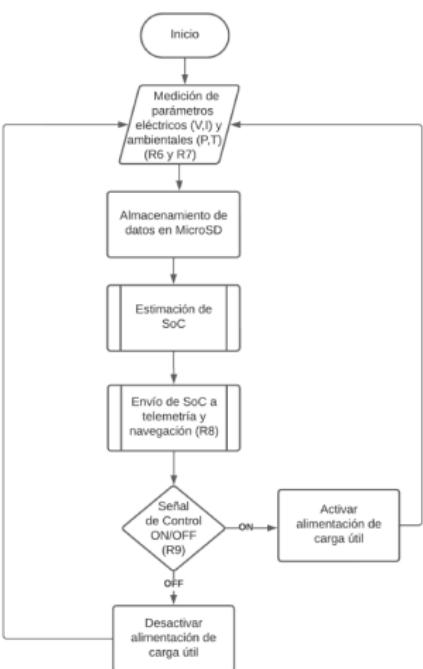


Fig. 23: Flujograma de algoritmo de EPS.

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción
R1	Ensayo de vacío térmico. Se somete la estructura a un test de vacío térmico (ver Anexo B) y se toman mediciones de temperatura y presión al interior de la estructura que protege al EPS.
Mediciones a realizar	
Variable medida	Valor medido
Temperatura Mínima alcanzada [°C] (De -20 °C hasta 60 °C)	
Temperatura Máxima alcanzada [°C] (De -20 °C hasta 60 °C)	
Tiempo de autonomía a una descarga de 1C [h] (1 hora a 3.4 A) ± 5 %	

Fig. 24: Prueba ambiental.

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción
R2 y R3	Medición de voltaje y corriente en Bus de 5.0 V y 3.3 V para corroborar una tensión estable a 750 mA de demanda.
Mediciones a realizar	
Variable medida	Valor medido
Voltaje [V] (3.3V ± 1 % a 750 mA)	
Voltaje [V] (3.3V ± 1 % a 250 mA)	
Voltaje [V] (3.3V ± 1 % a 500 mA)	
Voltaje [V] (5.0V ± 1 % a 750 mA)	
Voltaje [V] (5.0V ± 1 % a 500 mA)	
Voltaje [V] (5.0V ± 1 % a 250 mA)	

Fig. 25: Prueba de parámetros eléctricos del EPS.

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción
R4	Medición de masa del EPS completo.
Mediciones a realizar	
Variable medida	Valor medido
Masa [g] (Menor a 600 gramos)	

Fig. 26: Prueba de masa

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción
R5	Medición de longitud de EPS.
Mediciones a realizar	
Variable medida	Valor medido
Cantidad (Máx. 2 PCB)	
Dimensiones (12 cm x 8 cm x 2.5 cm)	

Fig. 27: Prueba de longitud de PCBs.

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción
R8	Pruebas de comunicación con otros subsistemas electrónicos
Mediciones a realizar	
Enlace	Validación de envío (SI/NO)
Subsistema de Telemetría	
Subsistema de Navegación	

Fig. 28: Pruebas de comunicación.

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción
R9	Control ON/OFF de carga útil
Mediciones a realizar	
Enlace	Validación de activación (SI/NO)
Carga a 3.3 V	
Carga a 5.0 V	

Fig. 29: Prueba de control ON/OFF de carga útil

Validación del Sistema

ID de Prueba	Descripción	Área
R10	Prueba de funcionamiento	Protecciones eléctricas
Mediciones a realizar		
Falla	Validación de activación (SI/NO)	Validación de desactivación (SI/NO)
Sobrecorriente ($\geq 1,5A$)		
Interruptor RBF		
Interruptor de 4 polos		
R11	Prueba de funcionamiento	Cargador de baterías
Mediciones a realizar		
Variable Medida	Valor medido	Validación (SI/NO)
Voltaje de carga (4.2 V)		
Tiempo de carga (4 h)		

Fig. 30: Pruebas de protecciones eléctricas y cargador.

Conclusiones

En resumen, esta investigación ha aportado al campo de sistemas de energía para sondas de HAB, aplicando la metodología de proyectos de la NASA.

Al cumplir con los objetivos específicos, hemos avanzado en la comprensión de las condiciones ambientales para la misión, establecido requisitos eléctricos precisos, diseñado una arquitectura lógica y física para el sistema de energía, y desarrollado un plan de pruebas.

Este enfoque de investigación, centrado en el uso de tecnología comercial, software libre y complejidad controlada, abre nuevas perspectivas en la exploración de la región Near-Space.

Preguntas y Respuestas

Anexo 1

Limitaciones: EPS

- ▶ Recursos financieros: Se recurrió a software libre debido al alto costo de las licencias de software de pago.
- ▶ Tiempo: El proyecto estaba programado para desarrollarse en un periodo limitado de aproximadamente 16 semanas.
- ▶ Pruebas en laboratorio: La ausencia de equipo especializado, en particular una cámara de vacío térmico, limitó la realización de pruebas experimentales.
- ▶ Simulaciones: El uso del modelo GFS y el estándar atmosférico ISA, aunque valiosos, tienen limitaciones que pueden afectar la precisión de los resultados.

Anexo 2

Antecedentes: EPS

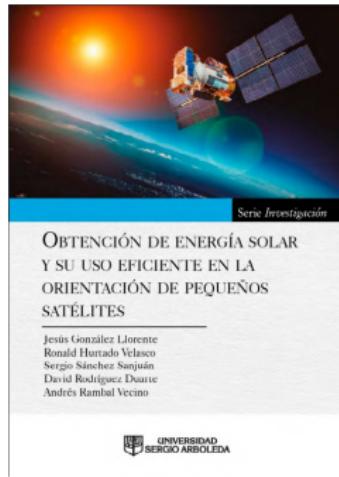


Fig. 31: Libro "Obtención de Energía Solar y su Uso Eficiente en la Orientación de Pequeños Satélites" [11]



Fig. 32: Proyecto Birds del Kyushu Institute of Technology [12]

Anexo 2

Antecedentes: EPS

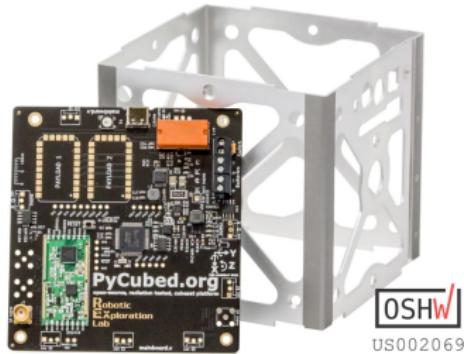


Fig. 33: Proyecto Pycubed de la Universidad de Stanford [13]



Fig. 34: Proyecto TASEC-Lab de la Universidad Politécnica de Madrid [6]

Anexo 3

Diseño: Relé, BJT, MOSFET

Se seleccionó un MOSFET, específicamente el modelo BS170, para el circuito de potencia, descartando relés debido a su alta disipación energética. Los MOSFET, siendo dispositivos de coeficiente térmico positivo (PTC) y controlados por voltaje, ofrecen una eficiencia superior a los BJT.

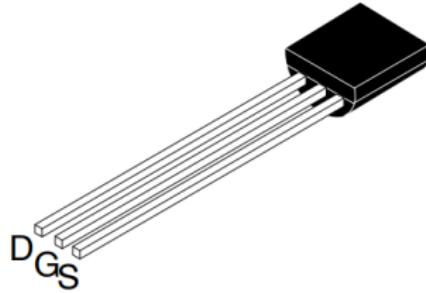


Fig. 35: MOSFET modelo BS170

Anexo 3

Diseño: Relé, BJT, MOSFET

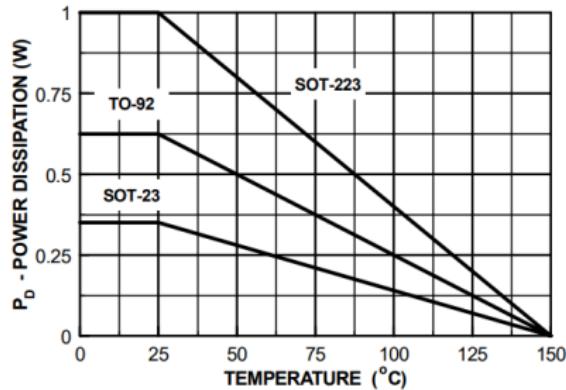


Fig. 36: Variación de potencia disipada en el 2N2222A en función de la temperatura ambiente

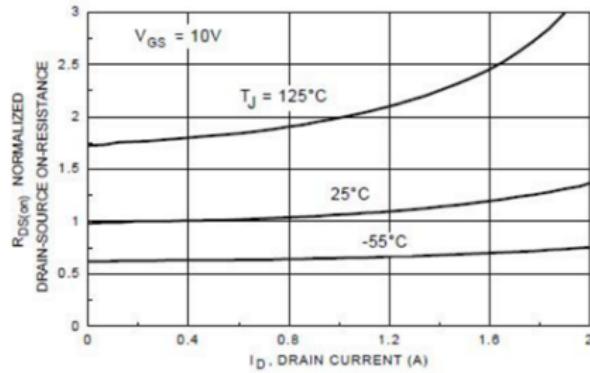


Fig. 37: Variación de la resistencia interna en función de la corriente a distintas temperaturas ambiente.

Anexo 4

Diseño: Simulación 4s1p, bus 3.3V

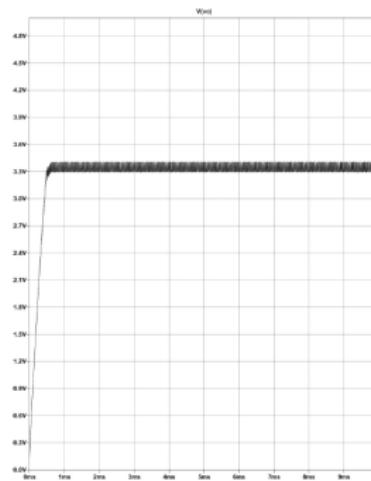
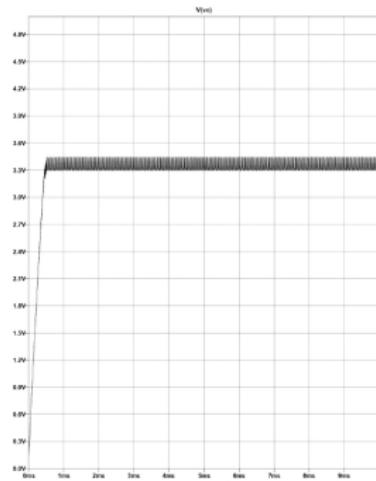
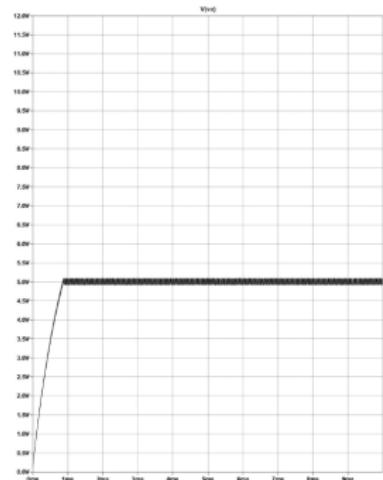


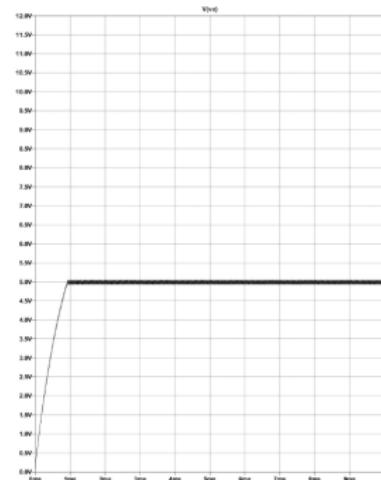
Fig. 38: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 4s1p, bus de 3.3 V a 750 mA.

Anexo 4

Diseño: Simulación 4s1p, bus 5.0V



(a) Salida de voltaje a 5.0 voltios. Vin máximo (16.8 V)



(b) Salida de voltaje a 5.0 voltios. Vin mínimo (10.0 V)

Fig. 39: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 4s1p, bus de 5.0 V a 750 mA.

Anexo 4

Diseño: Simulación 2s2p, bus 3.3V

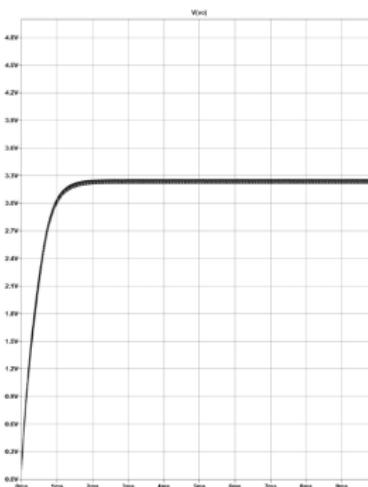
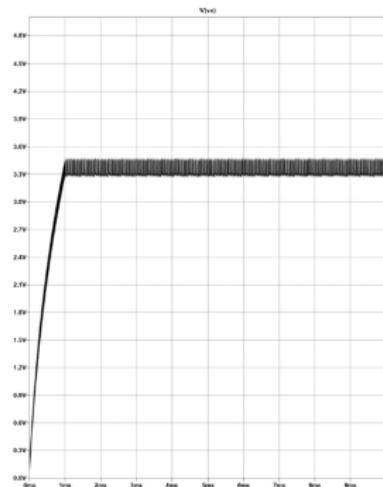
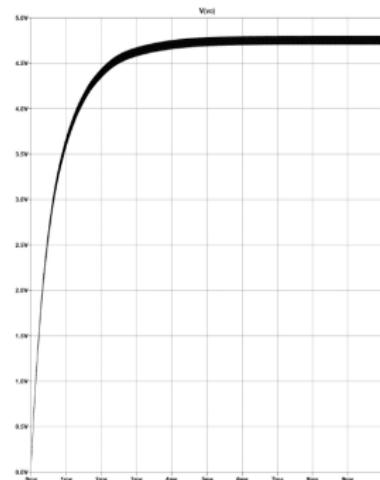


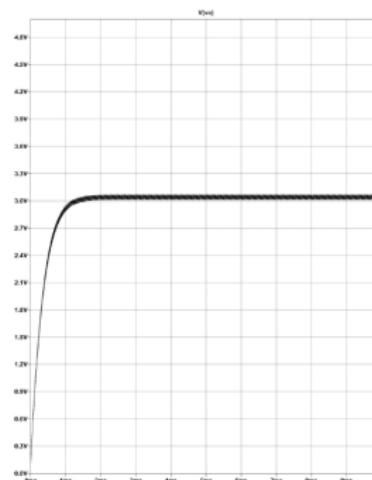
Fig. 40: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 2s2p, bus de 3.3 V a 750 mA.

Anexo 4

Diseño: Simulación 2s2p, bus 5.0V



(a) Salida de voltaje a 5.0 voltios. Vin máximo (8.4 V).



(b) Salida de voltaje a 5.0 voltios. Vin mínimo operativo (5.5 V).

Fig. 41: Convertidor DC-DC MC34063A, arreglo 2s2p, bus de 5.0 V a 750 mA.

Anexo 4

Diseño: Simulación 1s4p

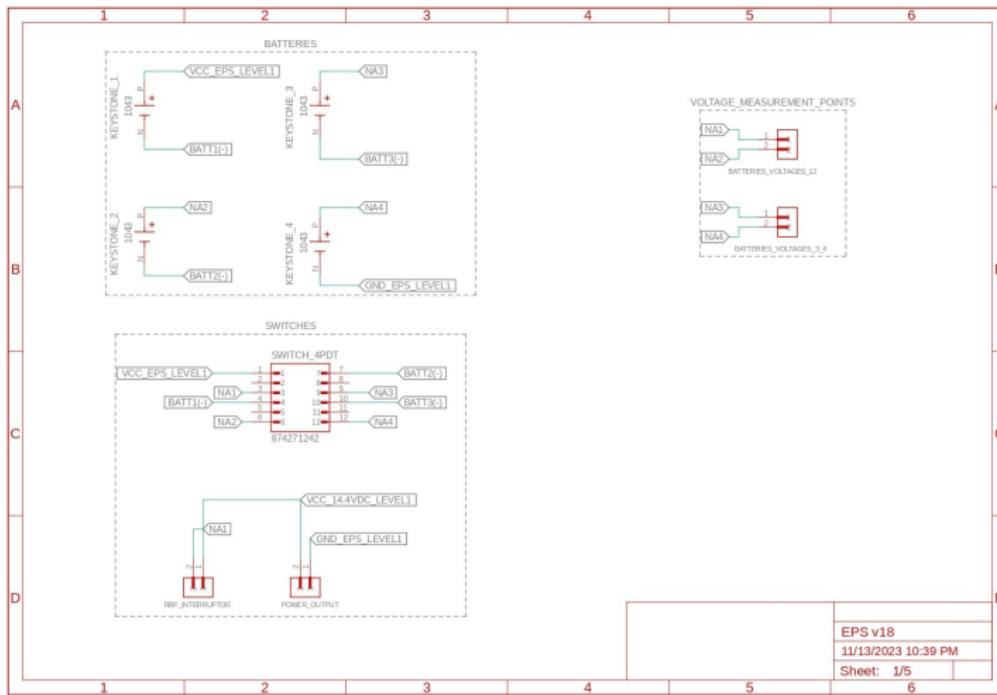
La configuración 1s4p presenta un desafío: el voltaje de entrada al convertidor DC-DC a veces es mayor o menor que el voltaje de salida deseado. El MC34063A, que no ajusta automáticamente entre modos Buck y Boost, limita esta configuración.

Futuras investigaciones podrían abordar esta limitación para aprovechar mejor el arreglo 1s4p. Dados los resultados, se ha elegido la configuración 4s1p para alcanzar de manera óptima los voltajes de salida requeridos de 3.3 V y 5.0 V.



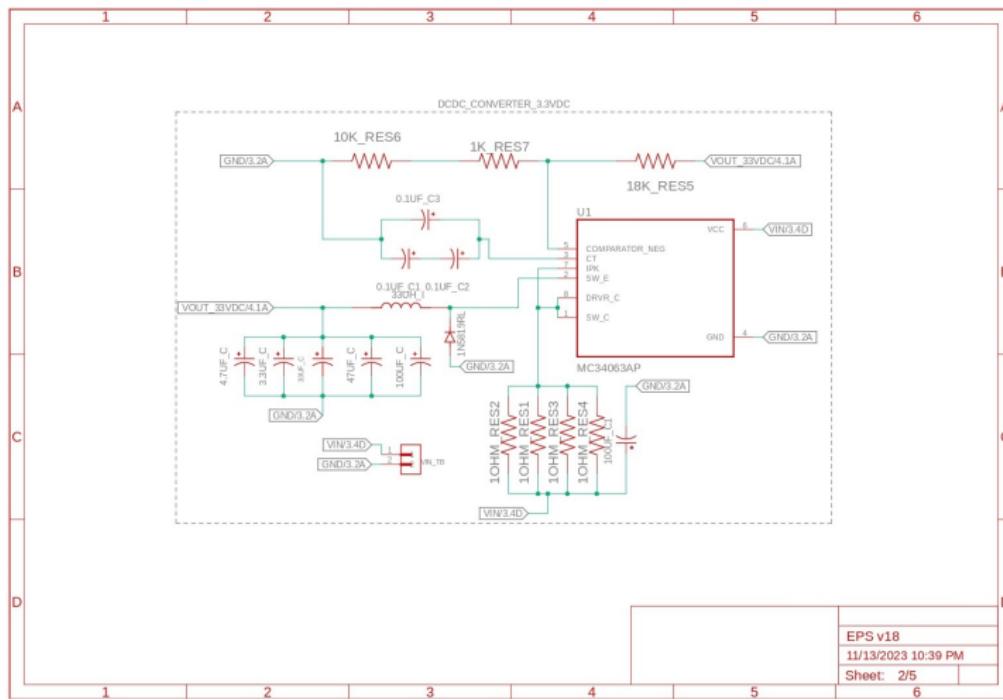
Anexo 5

Integración del Sistema: Hardware



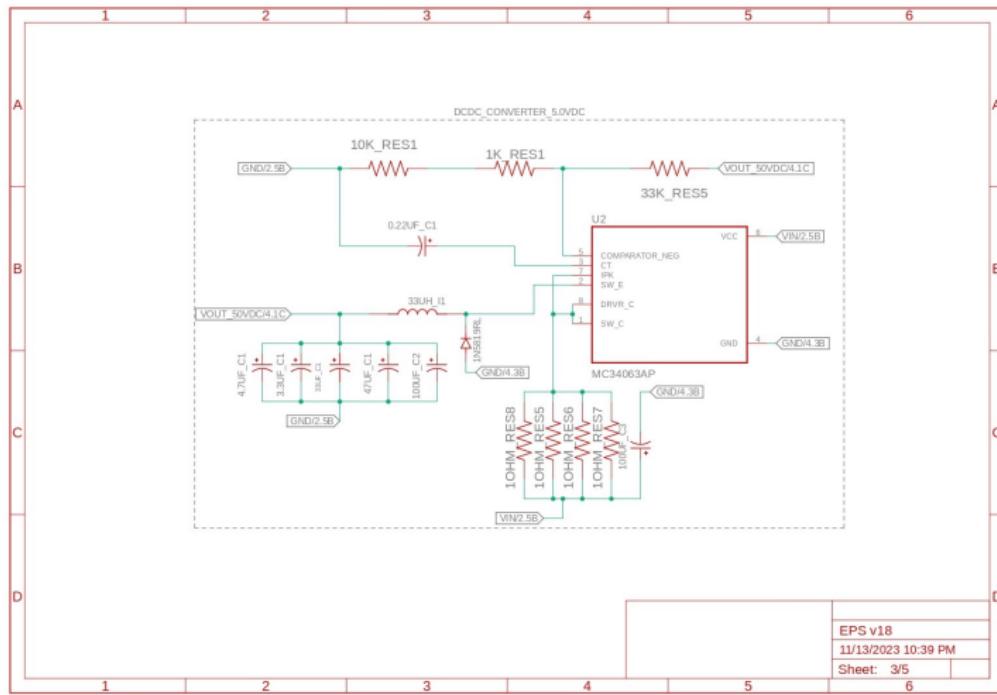
Anexo 5

Integración del Sistema: Hardware



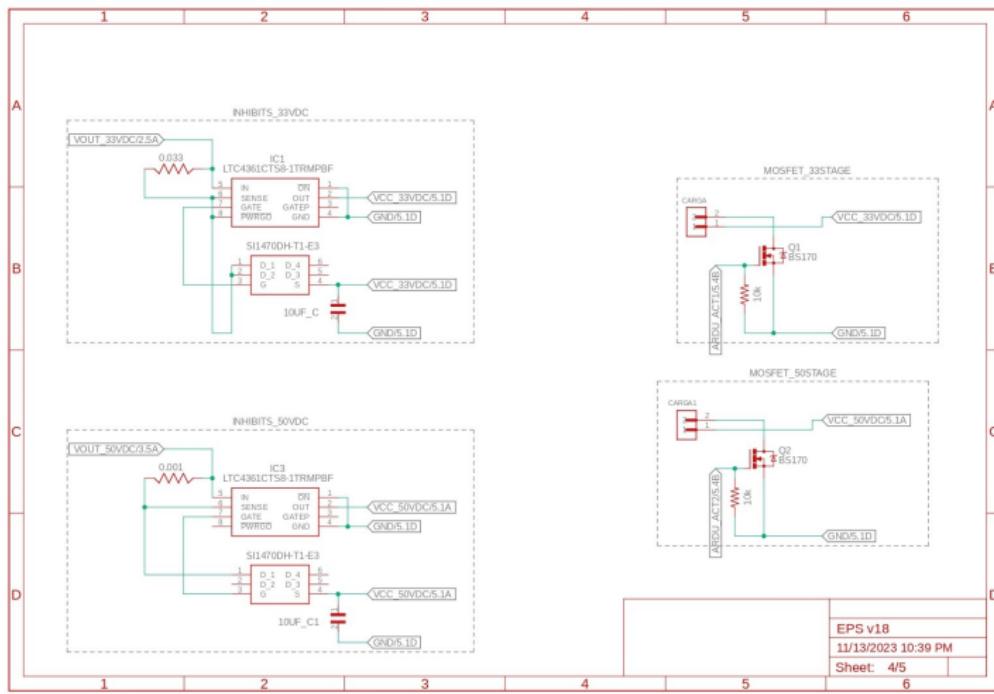
Anexo 5

Integración del Sistema: Hardware



Anexo 5

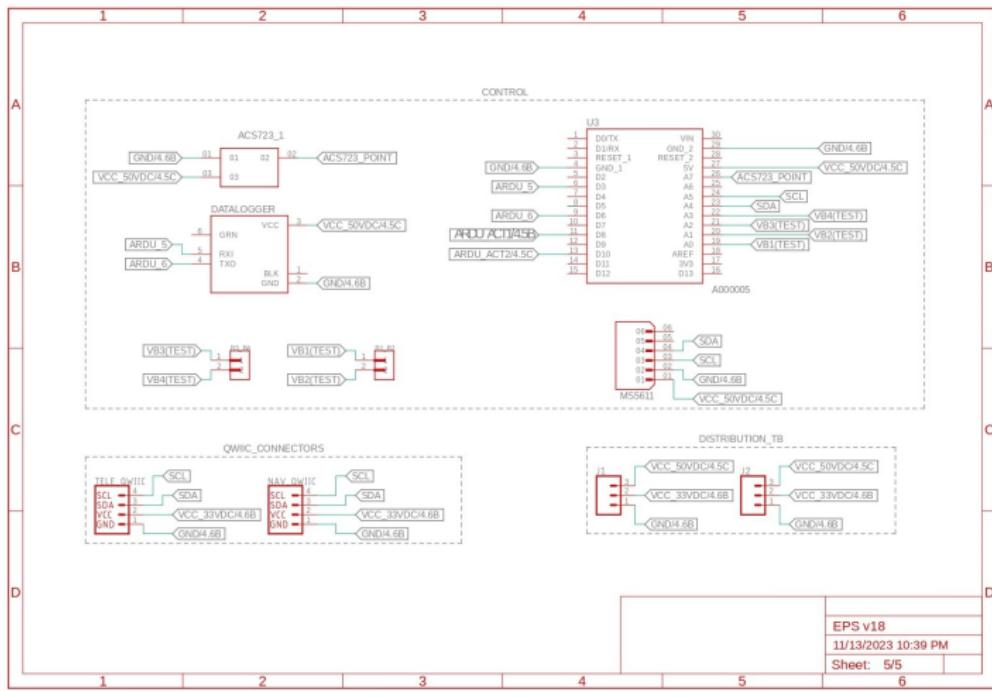
Integración del Sistema: Hardware





Anexo 5

Integración del Sistema: Hardware



Anexo 6

Contribuciones de la Tesis

- ▶ Aplicación de Metodología de la NASA: Adaptación y aplicación en el diseño y desarrollo de un EPS para HAB.
- ▶ Desarrollo Integral del EPS: Incluye documentación detallada sobre desarrollo con software libre y electrónica COTS.
- ▶ Caracterización ambiental a lo largo de la trayectoria de un HAB: análisis del comportamiento de variables ambientales, como temperatura y presión, basado en datos provenientes de simulaciones de la trayectoria.
Véase el Anexo B del documento de la Tesis.

Anexo 7

Trabajos Futuros

- ▶ Cargador de baterías a bordo.
- ▶ Cámara de Vacío Térmico de Bajo Costo.
- ▶ Convertidor DC-DC para Arreglo de Baterías 1s4p.
- ▶ Diseño de Circuito de Descarga a Corriente Constante para Baterías de Iones de Litio.

Anexo 8

Presupuesto: EPS

Presupuesto de Compras

Local	\$64.59
Internacional	\$220.696
Total	\$285.286

Tabla

Resumen del Presupuesto de Compras

- [1] M. Saad, "The North Dakota Space Grant Consortium provides middle and high schools in North Dakota with a student launch competition, which reinforces hands-on STEM education with a real-world, inquiry-based, and NASA-relevant research project. The Near-Space Balloon Competition Handbook," 2015.
- [2] *Radiosondes*, Accedido el 14 de noviembre de 2023 a las 23:28 CST desde El Salvador, NOAA, nov. de 2023. dirección: <https://www.noaa.gov/jetstream/upperair/radiosondes>.
- [3] A. Jarrell, "THE ECLIPSE BALLOONING PROJECT AT VANDERBILT UNIVERSITY AND THE CONSTRUCTION OF CUSTOM EQUIPMENT," 2017.
- [4] *Weather Balloon / Upper Air Observations*, Accedido el 14 de noviembre de 2023 a las 23:27 CST desde El

Salvador, NOAA, nov. de 2023. dirección:
<https://www.weather.gov/chs/upperair>.

- [5] NASA, "NASA Systems Engineering HandBook," , 2016.
- [6] D. González-Bárcena, L. Peinado-Pérez,
A. Fernández-Soler et al., "TASEC-Lab: A COTS-based
CubeSat-like university experiment for characterizing the
convective heat transfer in stratospheric balloon
missions," *Acta Astronautica*, vol. 196, págs. 244-258,
jul. de 2022, ISSN: 00945765. DOI:
[10.1016/j.actaastro.2022.04.028](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.04.028).
- [7] A. Reyes y M. Pleites, "@Preliminary Design and
Analysis of an FDM Payload Unit for HAB Missions," en
*2023 IEEE Central America and Panama Student
Conference (CONESCAPAN)*, sep. de 2023. DOI:
[10.1109/CONESCAPAN60431.2023.10328426](https://doi.org/10.1109/CONESCAPAN60431.2023.10328426).

- [8] K. Chin et al., "Energy Storage Technologies for Small Satellite Applications," *Proceedings of the IEEE*, vol. 106, págs. 419-428, 2018.
- [9] L. Technology, "LTC4361/LTC4361-1 Overvoltage/Overcurrent Protection Controller," Linear Technology, inf. téc., 2023. dirección:
<https://www.analog.com/media/en/technical-documentation/data-sheets/LTC4361-1-4361-2.pdf>.
- [10] A. Resources, *Características del FR4 para placas de circuitos impresos*,
<https://resources.altium.com/es/p/fr4>, 2023.
- [11] J. G. Llorente, *Obtención de energía solar y su uso eficiente en la orientación de pequeños satélites*, ISBN: 9789588866949.

- [12] A. Jara, P. Lepcha, S. Kim et al., “On-orbit electrical power system dataset of 1U CubeSat constellation,” *Data in Brief*, vol. 45, pág. 108697, dic. de 2022. DOI: 10.1016/j.dib.2022.108697.
- [13] A. R. M. Holliday, T. T. C. Settle y Z. M. D. Senesky, “PyCubed: An Open-Source, Radiation-Tested CubeSat Platform Programmable Entirely in Python,” (2018), dirección: <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2019/all2019/65/>.