

Universidad Nacional de Ingeniería

Facultad de Ciencias



TESIS

Diseño e implementación de una carga útil (*payload*) para estudiar el comportamiento de celdas solares de perovskita (PSC) en condiciones estratosféricas

Para obtener el Título Profesional de Ingeniero Físico.

Elaborado por

Gaus Abdul Gonzales Saenz

 [0000-0001-8697-0726](https://orcid.org/0000-0001-8697-0726)

Asesora

Dra. Mónica Marcela Gómez León

 [0000-0003-0990-0593](https://orcid.org/0000-0003-0990-0593)

LIMA – PERÚ

2025

Citar/How to cite	Gonzales Saenz [1]
Referencia/Reference	[1] G. Gonzales Saenz, " <i>Diseño e implementación de una carga útil (payload) para estudiar el comportamiento de las celdas solares de perovskita (PSC) en condiciones estratosféricas</i> " [Tesis de pregrado]. Lima (Perú): Universidad Nacional de Ingeniería, 2025.
Estilo/Style: IEEE	

Citar/How to cite	(Gonzales, 2025)
Referencia/Reference	Gonzales, G. (2025). <i>Diseño e implementación de una carga útil (payload) para estudiar el comportamiento de las celdas solares de perovskita (PSC) en condiciones estratosféricas</i> . [Tesis de pregrado, Universidad Nacional de Ingeniería]. Repositorio Institucional UNI.
Estilo/Style: APA (7ma ed.)	

Dedicatoria

A mis padres Yenny y Danny, por su amor, paciencia y ejemplo inquebrantable

A mis abuelos por su apoyo incondicional en cada etapa de mi vida

La entrañable Francisca Sáenz quien desde mi niñez me ha regalado historias

El legado de Abelardo Grados, marcado por su integridad y disciplina

Agradecimientos

Quisiera agradecer a la Dra. Mónica Marcela Gómez León, por su asesoría constante en la realización de este trabajo.

A la Dra. Mónica Lira Cantú y el estudiante de doctorado Kenedy Tabah Tanko del Instituto Catalán de Nanociencia y Nanotecnología (ICN2) de España, por su colaboración en el presente trabajo de investigación.

A mis compañeros Bryan Reyes, Fidel De Paz, Giancarlo Patiño y Renzo Aira, quienes fueron parte fundamental del equipo durante nuestra participación en el programa HASP y cuyo compromiso fueron clave para el desarrollo del proyecto.

Al Centro de Energías Renovables y Uso Racional de la Energía (CER-UNI) de la Universidad Nacional de Ingeniería, por el apoyo para el uso de los equipos de laboratorio para la manufactura del *payload*.

Al programa *High Altitude Student Platform* (HASP), quienes permitieron realizar el experimento en la estratósfera.

El desarrollo de esta tesis fue posible gracias al financiamiento recibido por el Vicerrectorado de Investigación de la Universidad Nacional de Ingeniería (FC-PFR-28-2024).

Resumen

El presente trabajo desarrolló el diseño e implementación de una carga útil (*payload*) la cual se expuso a condiciones estratosféricas a una altura de 36 km en New Mexico - Texas ($34^{\circ}46,73\text{N}$; $108^{\circ}9,83\text{W}$). El lanzamiento se realizó en un globo estratosférico realizado por el programa de vuelo *High Altitude Student Platform* (HASP) que cuenta con el respaldo de *NASA Balloon Program Office* (BPO) y *Louisiana Space Consortium* (LaSPACE).

Se realizó el diseño mecánico y electrónico del *payload* con la finalidad de estudiar la influencia en la eficiencia de las celdas solares de perovskita (PSCs, del inglés *perovskite solar cells*) de 1 y 2 píxeles expuestas a condiciones estratosféricas por un periodo de 10,5 h. Estas PSCs fueron fabricadas en los laboratorios del Instituto Catalán de Nanociencia y Nanotecnología (ICN2) de España.

Para esto, durante el vuelo a la estratósfera se expusieron las PSCs y además se realizó la medición de parámetros atmosféricos (temperatura, humedad, presión e irradiancia); además de la medición de la eficiencia de las PSCs, antes y después del lanzamiento cuyas mediciones se realizaron en el laboratorio del ICN2.

Este trabajo de investigación contribuye a la investigación de una nueva tecnología para energizar dispositivos espaciales que, además de tener un costo mucho menor comparado con la tecnología de Si y trijuntura de In, Ga y As, tienen métodos de fabricación menos sofisticados que permitiría que los mismos dispositivos espaciales puedan fabricar las PSCs.

En la medición de los parámetros atmosféricos se obtuvo una irradiancia máxima de $1238,94 \text{ W/m}^2$; además los datos registrados coinciden con los datos teóricos calculados cuando estos no son afectados por sombras u objetos aledaños al *payload*. La medición de la temperatura de las PSCs se registraron valores entre $-32,12^{\circ}\text{C}$ a $32,19^{\circ}\text{C}$, registrándose los valores más bajos en la tropopausa. Asimismo, en la estratósfera se obtuvo una medición de la humedad relativa de 4,79 %.

Con respecto a las PSC, se obtuvo que 10 celdas se deterioraron debido a que su encapsulamiento fue dañado antes del lanzamiento mientras que las 5 celdas restantes tuvieron una retención del 67,56% su eficiencia, para la PSC de 1 píxel (ubicada en la cara frontal del *payload*), retenciones del 75,91 % y 81,53 % de la eficiencia para las PSCs de 2 píxeles (ubicadas en la cara izquierda), y retenciones de 87,39 % y 79,53 % de la eficiencia para las PSCs de 2 píxeles (ubicadas en la cara derecha del *payload*). Por lo que se determinó que la tecnología de las PSCs posee condiciones promisorias como dispositivos energizantes a ser empleados en condiciones estratosféricas.

Palabras clave — Celdas de Perovskita, PSC, Irradiancia, Temperatura, Estratósfera, HASP, *Payload*.

Abstract

This work involved designing and implementing a payload exposed to stratospheric conditions at an altitude of 36 km in New Mexico - Texas (34°46,73N; 108°9,83W). The launch was performed on a stratospheric balloon by the High Altitude Student Platform (HASP) flight program supported by NASA Balloon Program Office (BPO) and Louisiana Space Consortium (LaSPACE).

The mechanical and electronic design of the payload was performed to study the influence on the efficiency of 1- and 2-pixel perovskite solar cells (PSCs) exposed to stratospheric conditions for 10,5 h. These PSCs were manufactured in the Catalan Institute of Nanoscience and Nanotechnology (ICN2) laboratories in Spain. To this end, the PSCs were exposed during the flight to the stratosphere, and atmospheric parameters (temperature, humidity, pressure and irradiance) were measured. The efficiency of the PSCs was also measured before and after the launch, measurements taken in the ICN2 laboratory.

This research work contributes to the investigation of a new technology for powering space devices. In addition to being much cheaper than Si and In, Ga, and As trijunction technology, this technology also uses less sophisticated manufacturing methods that would allow the same space devices to manufacture PSCs

Atmospheric parameters measurements yielded a maximum irradiance of 1238,94W/m². Furthermore, the recorded data coincides with the theoretical data calculated when they are not affected by shadows or objects surrounding the payload. Temperature measurement of the PSCs range from -32,12 °C to 32,19 °C, with the lowest values in the tropopause. Likewise, a relative humidity measurement of 4,79% was obtained in the stratosphere.

Regarding the PSCs, it was obtained that 10 cells deteriorated due to their encapsulation was damaged prior to launch while the remaining 5 cells retained 67,56% efficiency for the 1-pixel PSC (located on the front face of the payload), 75,91 %, 81,53 % efficiency retentions for the 2-pixel PSCs (located on the left face), and 87,39 % and 79,53%

efficiency retentions for the 2-pixel PSCs (located on the right face of the payload). Therefore, it was determined that the PSCs technology has promising potential as an energizing device for use in stratospheric conditions.

Tabla de Contenido

Resumen	v
Abstract	vii
Prefacio	xvii
I. Introducción	1
A. Planteamiento del problema.....	1
B. Objetivos del estudio.....	2
1) Objetivo general	2
2) Objetivos específicos.....	3
C. Antecedentes.....	3
1) Evolución de las celdas solares de perovskita (PSCs)	3
2) Las PSCs para aplicaciones espaciales	4
a) Bajo radiación de alta energía	9
b) En condiciones estratosféricas	12
c) En condiciones de órbita terrestre baja (LEO)	12
II. Fundamento teórico	16
A. Espectro de la radiación solar	16
B. Fundamento del funcionamiento de una PSC	17
C. Arquitecturas de la PSC.....	20
1) Sustrato conductor	21
2) Capa compacta	21
3) Capa transportadora de electrones (ETL).....	21
4) Material absorbente o capa activa: Perovskita.....	22
5) Capa transportadora de huecos (HTL)	22
6) Contraelectrodo.....	23
D. Factores que afectan a la eficiencia de las PSCs.....	23
1) Humedad.....	23
2) Temperatura.....	24
E. Programa de vuelo Hight Altitude Student Platform (HASP)	24
III. Desarrollo experimental	27
A. Diseño de la PSC.....	27

B. Diseño mecánico y control térmico del payload	33
1) Dimensiones del payload.....	33
2) Dimensiones de las PSCs	35
C. Diseño del sistema electrónico del payload.....	38
D. Control térmico del payload	45
1) Control térmico pasivo.....	46
2) Control térmico activo.....	51
IV. Resultados	55
A. Irradiancia solar a AM0	55
B. Humedad y temperatura interna del payload.....	64
C. Temperatura de las PSCs	64
D. Caracterización de las PSCs antes y después del lanzamiento	66
V. Conclusiones	70
VI. Recomendaciones	71
VII. Referencias bibliográficas	72
ANEXOS.....	82

Lista de tablas

Pág.

TABLA I. Comparación con el método JPL utilizando resultados de la instalación SPENVIS, donde JPL reduce los resultados a una fluencia equivalente de electrones de 1MeV, los resultados actuales muestran diferentes fluencias dependiendo de la propiedad eléctrica comparada [46].	9
TABLA II. Nomenclatura para las PSCs instaladas en el <i>payload</i> .	31
TABLA III. Parámetros y resultados de las mediciones de conductividad térmica.	47
TABLA IV. Consumo de corriente de los <i>heating pads</i> .	52
TABLA V. Factores de corrección para los sensores de irradiancia SRS6450	59
TABLA VI. Temperatura máximas y mínimas de las PSCs expuestas desde Tierra hasta la estratósfera el día 04/09/2024.	65
TABLA VII. Resultados de las PSCs de 1 píxel.	67
TABLA VIII. Resultados de las PSCs de 2 píxeles.	68

Lista de Figuras

Figura I.	Primer satélite en utilizar celdas solares de silicio monocristalino - Vanguard I. Modificado de D. Williams [37].	5
Figura II.	Satélite Explorer 6. Modificado de D. Williams [39].	6
Figura III.	Satélites Telstar 1. Modificado de Raffaele R. et al. [36].	7
Figura IV.	Voltaje de circuito abierto y densidad de corriente de corto circuito antes y después de la irradiación a 1 MeV (superior) y 5 MeV (inferior) con una fluencia de 1×10^{11} p/cm ² [24].	10
Figura V.	Voltaje de circuito abierto y densidad de corriente de corto circuito antes y después de exponerse a radiación de 10 MeV con una fluencia de 1×10^{11} p/cm ² para celdas con HTL de Spiro-OMETAD (superior) y P3HT (inferior) [24].	11
Figura VI.	Records de eficiencias de celdas solares al 2025 reportado por la NREL. A) Record de todas las tecnologías reportadas. B) Record reportados de las PSC [41].	14
Figura VII.	Espectro solar AM0 para aplicaciones espaciales y el espectro promedio para aplicaciones terrestres AM1.5 [38].	16
Figura VIII.	Estructura cristalina de una perovskita [65].	17
Figura IX.	Principio del funcionamiento de las PSCs [63].	18
Figura X.	Densidad de corriente vs. voltaje (ilustración del factor de forma y los puntos de la curva IV) [66].	19
Figura XI.	Circuito equivalente del modelo mono diodo para una celda solar [67].	20
Figura XII.	Diagramas de las (a) DSSC, (b) estructura mesoporosa (mesoestructura), (c) estructura mesoporosa sin HTL, (d) estructura planar n-i-p, y (e) estructuras planares p-i-n [68].	21
Figura XIII.	Esquema de niveles de energía de los materiales de perovskita, ETL, HTL y electrodos comúnmente utilizados [68].	22

Figura XIV.	Vista superior de las posiciones de los payloads de los participantes del programa HASP [76]	25
Figura XV.	Configuración de la celda solar de perovskita [80].	27
Figura XVI.	Diagrama del procedimiento para la fabricación de las PSCs.....	30
Figura XVII.	Posicionamiento para nomenclatura de las PSCs y sensores de irradiancia.....	32
Figura XVIII.	Carcasa del payload o conjunto estructural del payload-base en 3D (a) Carcasa del payload solo con aluminio 6061, (b) Carcasa del payload después de aplicar la pintura electrostática blanca al aluminio 6061.	33
Figura XIX.	Disposición de la PSCs y radiómetros SRS 6450 en las cara del payload.....	34
Figura XX.	Celdas solares de perovskita de 1 píxel. Las dimensiones mostradas se encuentran en mm. La PSC tenía un espesor de 3,55 mm.....	35
Figura XXI.	Celda solar de perovskita de 2 píxeles. Las dimensiones mostradas se encuentran en mm. La PSC tenía un espesor de 3,55 mm.....	36
Figura XXII.	(a) Celda solar de perovskita de 15 x 25 mm ² (1 píxel) y (b) Celda solar de perovskita de 16 x 25 mm ² (2 píxeles).	37
Figura XXIII.	Posicionamiento de las PSCs en el payload con estructuras de soporte para la PCB de las PSCs.....	37
Figura XXIV.	Diagrama de bloques de los componentes y su suministro de voltaje.	38
Figura XXV.	Diagrama esquemático para reguladores de voltaje de 5 V.....	39
Figura XXVI.	PCB principal.....	40
Figura XXVII.	Diagrama esquemático de las conexiones del microcontrolador.....	41
Figura XXVIII.	Sensor de humedad y temperatura SHT41 con comunicación I2C.	41
Figura XXIX.	Diagrama esquemático del ADC y DAC externo.....	42
Figura XXX.	Diagrama esquemático de los conectores RJ11 de la PCB principal....	43
Figura XXXI.	Diagrama esquemático de la conexión del MAX31856 y mini SD Card conectados por comunicación SPI al microcontrolador.....	44

Figura XXXII.	Diagrama esquemático de la PCB para las PSCs.	45
Figura XXXIII.	Temperatura típica durante el vuelo [84].	46
Figura XXXIV.	Descripción del equipo THERMTEST HFM v2.	47
Figura XXXV.	Temperatura y flujo para prueba 1 a una temperatura media de 30°C..	48
Figura XXXVI.	Temperatura y flujo para prueba 2 a una temperatura media de 0°C....	49
Figura XXXVII.	Espuma de poliestireno extruido cortado.	50
Figura XXXVIII.	Espuma de poliestireno extruido con mantas térmicas y cinta BGA de alta temperatura.	51
Figura XXXIX.	Diagrama esquemático del circuito para el control del heating pad.....	53
Figura XL.	Diagrama esquemático del amplificador MAX31856.....	54
Figura XLI.	Geometría de la esfera celeste para determinar el ángulo cenital a una altura de 36 km. Modificado de M. Iqbal [86].....	56
Figura XLII.	Descomposición de la irradiancia a la que se expone el payload en sus caras laterales y superior.....	57
Figura XLIII.	Diagrama de conexiones del sensor SRS6450. Modificado de Davis Instrument DS6450 [87]	58
Figura XLIV.	Irradiancia medida por los sensores SRS6450 expuestos a la estratósfera el 04/09/2024. A) Cara derecha, B) Cara izquierda, C) Cara frontal, D) Cara posterior, E) Cara superior.	62
Figura XLV.	Temperatura y humedad en la parte interna del payload el 04/09/2024.	64
Figura XLVI.	Temperatura y altura de las PSCs expuestas a la estratósfera.....	65
Figura XLVII.	Celdas solares de perovskitas luego del vuelo.	66
Figura XLVIII.	Resultado de las curvas IV de las PSCs. A) PSC 3 de 1 píxel en la cara frontal. B) PSC 4 de 2 píxeles - A en la cara izquierda. C) PSC 5 de 2 píxeles - B en la cara izquierda. D) PSC 13 de 2 píxeles – A en la cara derecha. E) PSC 14 de 2 píxeles B en la cara derecha. F) PSC de control 2 píxeles – A. G) PSC de control de 2 píxeles.	69

Lista de símbolos, siglas y unidades

SÍMBOLOS

I_{sc}	Corriente de corto circuito (del inglés <i>short circuit</i>)
J_{sc}	Densidad de corriente de corto circuito (del inglés <i>short circuit</i>)
n	Eficiencia de celda solar
FF	Factor de forma (del inglés, <i>Fill Factor</i>)
IV	Intensidad de corriente - Voltaje
V_{oc}	Voltaje de circuito abierto (del inglés <i>open source</i>)

SIGLAS

BPO	<i>Ballon Program Office</i> (de NASA)
CIGS	Seleniuro de cobre indio y galio (de los términos en inglés (<i>Copper Indium Gallium Selenide</i>))
CNC	Control numérico por computadora (de los términos en inglés <i>Computerized Numerical Control</i>)
ETL	Capa transportadora de electrones (de los términos en inglés <i>Electron transport layer</i>)
FET	Transistor de efecto de campo (de los términos en inglés <i>Field Effect Transistor</i>)
GRC	Laboratorio Gleen Research Center (de los términos en inglés (<i>Gleen Research Center</i>) de la NASA
HASP	<i>High Altitude Student Platform</i>
HTL	Capa transportadora de huecos (de los términos en inglés <i>Hole transport layer</i>)
IEC	Comisión Electrotécnica Internacional (de los términos en inglés <i>International Electrotechnical Commission</i>)
ISS	Estación Espacial Internacional (<i>International Space Station Experiment</i>)
LaSPACE	<i>Louisiana Space Consortium</i>
LEO	Órbita terrestre baja (de los términos en inglés (<i>Low Earth Orbit</i>))
MAPI	Triyoduro de plomo y metilamonio
MISSE	Experimento de materiales de la Estación Espacial Internacional (de los términos en inglés <i>Materials International Space Station Experiment</i>)
NASA	Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio (de los términos en inglés (<i>National Aeronautics and Space Administration</i>))
NREL	Laboratorio Nacional de Energías Renovables (de los términos en inglés <i>National Renewable Energy Laboratory</i>)

P3HT	Politiopeno 3-hexiltiofeno (Poly(3-hexylthiophene))
PCB	<i>Printed circuit board</i>
PCE	Eficiencia de conversión de energía (de los términos en inglés <i>Power Conversion Efficiency</i>)
PSC	Celdas solares de perovskita (de los términos en inglés <i>Perovskite Solar Cells</i>)
PWM	Modulación por ancho de banda (de los términos en inglés (<i>Pulse Width Modulation</i>))
SCAPS	Simulador de capacitancia de celdas solares (de los términos en inglés <i>Solar Cell Capacitance Simulator</i>)
Spiro-OMETAD	Spiro(9,9'-bifluorene)-2,2',7,7'-tetra(N,N-di-p-methoxyphenylamine)
TCO	Óxido conductor transparente (de los términos en inglés <i>Transparent conductive oxide</i>)
θ_z	Ángulo cenital

UNIDADES

AM0	Coeficiente de masa de aire en el espacio exterior
TW/yr	Energía en terawatts por año
e ⁻ /cm ²	Flujo de electrones por centímetro cuadrado
p ⁺ /cm ²	Flujo de protones por centímetro cuadrado
W/m ²	Irradiancia expresada en potencia por unidad de área (metro cuadrado)
MeV	Mega electronvoltio
W _{DC}	Watts de corriente continua

Prefacio

Desde la Universidad Nacional de Ingeniería (UNI) se han desarrollado trabajos relacionados con el estudio de PSCs que se encuentran como una alternativa prometedora para la industria fotovoltaica.

Entre estos trabajos de investigación se encuentran las siguientes tesis:

- Estudio de los efectos de Temperatura y Humedad durante la Cristalización de Perovskita Híbrida ($\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbI}_3$) para aplicaciones en Celdas Solares, realizado por C. Cristobal en el 2017 [1].
- Fabricación y caracterización de celdas solares de $\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbI}_3$ obtenidas por el tratamiento antisolvente, realizado por C. Vinatea en el 2018 [2].
- Evaluación energética de celdas solares de perovskita: Caracterización estructural, morfológica y eléctrica, realizado por V. Martinez en el 2020 [3].
- Fabricación y caracterización de celdas solares de perovskita de arquitectura invertida usando óxido de níquel dopado con plata como material transportador de huecos, realizado por M. Saavedra en el 2025 [4].

Adicionalmente con respecto a proyectos espaciales se tienen los siguientes trabajos entre los que incluyen tesis y trabajos de investigación:

- Diseño y manufactura de la estructura mecánica del primer nanosatélite peruano Chasqui I, realizado por R. Montes en el 2011 [5].
- Diseño y desarrollo de una interfaz de radiocomunicaciones en la banda de UHF para su uso en el satélite del proyecto “Chasqui I”, realizado por J. Sánchez en el 2011 [6].
- Diseño e implementación de un sistema de adquisición de imágenes para el nanosatélite Chasqui – I, realizado por A. Espinoza en el 2011 [7].
- Diseño, simulación e implementación del módulo de control central y monitoreo de información de nanosatélite de investigación Chasqui-I de la Universidad Nacional de Ingeniería, realizado por E. Jara en el 2012 [8].

- Control magnético de actitud para satélites bajo el estándar cubesat: Diseño, implementación y validación, realizado por R. Miyagusuku en el 2013 [9].
- Diseño y construcción de un generador de vibraciones aleatorias para las pruebas del nanosatélite Chasqui I, realizado por G. Quino en el 2013 [10].
- Análisis térmico de un satélite del tipo Cube-Sat, realizado por R. Adriano en el 2015[11].
- Diseño e implementación de un sistema de adquisición embebido para su uso en la determinación de actitud del nanosatélite del proyecto Chasqui I, realizado por J. Rojas en el 2015 [12].
- Diseño e implementación de un robot autónomo de exploración estándar Rover Back Cansat para la recolección de datos atmosféricos como plataforma de formación de capacidades en tecnología satelital, realizado por L. Hilasaca en el 2020 [13].
- Diseño de *payload* para el estudio del crecimiento y producción de bacterias *E. coli* y *P. aeruginosas* bajo condiciones de microgravedad en la estación espacial China realizado por el equipo IRMA en el 2020 [14].

La UNI, también ha participado anteriormente en el programa *High Altitud Student Platform* (HASP):

- Participación del equipo Wanka I en el 2021 cuyo objetivo fue realizar la medición de aerosoles estratosféricos *in-situ* usando sensores comerciales de bajo costo participando en el programa “HASP”, en donde se presentó los resultados en el IAC 2022 [15], [16].
- Participación del equipo Wanka II en el 2022 con la misma misión que el Wanka I pero utilizando un mejor diseño del *payload* y cambiando el sensor de partículas al PMS5003 [17].

I. Introducción

En este capítulo se mencionan el planteamiento del problema, objetivos y justificación del presente trabajo de investigación, así como los antecedentes del estudio de celdas solares de perovskita (PCS de los términos en inglés *perovskite solar cell*) para aplicaciones espaciales.

A. Planteamiento del problema

Actualmente se tienen distintas tecnologías de celdas solares para aplicaciones espaciales siendo las celdas solares basadas en semiconductores compuestos del grupo III-V las que presentan mayor eficiencia, alcanzando un valor de hasta 47,6 % [18]; sin embargo, estas tienen un costo elevado entre 40 a 100 \$/W_{DC} [19].

Uno de los principales problemas que se tiene que abordar para utilizar celdas solares en aplicaciones espaciales es su resistencia a la radiación de partículas cargadas de alta energía (de electrones y protones) que se encuentran en el cinturón de Van Allen,¹ en este contexto algunos trabajos de investigación se han demostrado que las PSCs presentan una alta resistencia a radiación de partículas cargadas [20], [21], [22], hasta incluso muestran un carácter curativo (aumento de su eficiencia) [23], [24]; además de tener un bajo costo [19], [25], por lo que las PSCs son una tecnología atractiva para aplicaciones aeroespaciales [26].

Sin embargo, estos trabajos de investigación que se han indicado anteriormente se han desarrollado a nivel de laboratorio por lo que es necesario realizar experimentos *in-situ*.

¹ Los cinturones de Van Allen son zonas en forma de anillo alrededor de la Tierra, formadas por partículas cargadas atrapadas por el campo magnético. Se dividen en dos: el cinturón interior que se extiende de 1000km a 12000 km y está compuesto principalmente por protones, y el cinturón exterior que abarca desde los 13000km a 60000 km y contiene con electrones de alta energía.

A la fecha se tienen cuatro proyectos desarrollados *in-situ* de la evaluación de las PSC:

- Lanzamiento a la estratósfera (32 km) en Suecia, como parte del proyecto OSCAR (Optical Sensor Base don CARbon materials), realizado en el 2016 [27].
- Lanzamiento a la estratósfera en Mongolia China (35 km) por un tiempo de 2 h en el 2018 [28].
- Lanzamiento desarrollado en Suecia en el cohete MAPHEUS-8 alcanzando hasta una altura de 240 km en el 2019 [29].
- Lanzamiento de celdas de perovskita a bordo del SpaceX CRS-20 enviado a la estación espacial internacional (ISS, del inglés *International Space Station*), a órbita terrestre baja (LEO del inglés Low Earth Orbit) para exponerlas externamente en la estación espacial internacional, como parte del experimento MISSE-13, desarrollado por *Gleen Research Center* (GRC) en el 2020 con el objetivo de evaluar estabilidad estructural y óptica [30].

Por lo que es necesario realizar mayor investigación en el comportamiento de las PSCs *in-situ*, por este motivo el presente trabajo de investigación se aborda la influencia de la eficiencia de este tipo de celdas al ser expuestas a condiciones estratosféricas.

B. Objetivos del estudio

Se presentan los objetivos del presente trabajo de investigación.

1) Objetivo general

Diseño e implementación de un *payload* acondicionado para estudiar parámetros ambientales y el comportamiento de celdas solares de perovskita (PSCs) de 1 y 2 píxeles, en condiciones estratosféricas (~36 km) alcanzadas por medio del programa de vuelo *High Altitude Student Platform* (HASP) que cuenta con el respaldo de *NASA Balloon Program Office* (BPO) y *Louisiana Space Consortium* (LaSPACE).

2) Objetivos específicos

- Diseño e implementación de un *payload*, en el que se coloquen las PSCs y que, paralelamente, se hagan registros continuos de parámetros ambientales a condiciones estratosféricas (~36 km).
- Evaluación de la influencia en la eficiencia de PSCs de 1 y 2 píxeles, luego ser expuestas a condiciones estratosféricas.

C. Antecedentes

En esta sección se presenta la evolución de celdas solares, su aplicación al sector aeroespacial y experimentos realizados hasta la fecha.

1) Evolución de las celdas solares de perovskita (PSCs)

La perovskita fue descubierta en 1839 por Gustav Rose quien identificó el mineral CaTiO_3 [31] y lo nombró en honor al mineralogista ruso Lev Perovski; sin embargo, fue en 2009 cuando Miyasaka incorporó por primera vez la perovskita ($\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbBr}_3$ y $\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbI}_3$) en una celda solar obteniendo una eficiencia de 3,8 % [32], a partir de esta fecha hasta a la actualidad se tiene un gran interés en las PSCs, debido a sus propiedades ópticas, electrónicas y bajo costo de fabricación, llegando a alcanzar una eficiencia de hasta 33,7 % (Figura VI) en una celda tándem, con 2 capas de material semiconductor de Perovskita/Si.

El interés en la industrialización de las PSCs ha sido limitado debido a las dificultades relacionadas con su estabilidad a causa de la exposición de oxígeno y humedad en condiciones terrestres que acelera su degradación; sin embargo, las altas eficiencias alcanzadas por las PSCs han sido desarrolladas en entornos de laboratorio por lo que se sugiere que la caracterización de las PSCs se desarrollen *in-situ* [26].

Estas limitaciones en la industria están empezando a superarse ya que en el 2023 se anunció producción comercial de paneles solares de perovskita, con eficiencia de 18,04%, para una producción de energía a escala de GW en China [33]; y en el 2024 la empresa RenShine anunció la instalación de una central eléctrica distribuida de paneles solares de perovskita de 1,2 MW conectada a la red [34].

2) Las PSCs para aplicaciones espaciales

El descubrimiento experimental del efecto fotovoltaico por Alexandre Edmund Becquerel quien observó la generación de corriente eléctrica y voltaje mediante la iluminación en células electroquímicas de dos placas de platino u oro sumergidas en una solución ácida, neutra o alcalina [35]. Sin embargo, el interés en la aplicación del efecto fotovoltaico en celdas solares se intensificó en el siglo XX con la era de la mecánica cuántica con la cual se pudo comprender propiedades ópticas, eléctricas y termo mecánica de los sólidos y así entender el funcionamiento de las celdas solares.

Uno de los primeros retos con las primeras celdas solares fue conseguir una alta pureza de los semiconductores y controlar los dopantes o impurezas, lo cual se pudo conseguir y patentar en 1946 por *Russel Ohl de Bell Labs* utilizando silicio con dopantes en zonas P y N [36].

En el sector espacial la primera misión que utilizó una celda solar fue el Vanguard I (Figura I), en el lanzamiento de US en 1958 utilizando 6 paneles solares, cada uno con 18 celdas solares de silicio monocristalino con dimensiones de $2,0 \times 0,5 \text{ cm}^2$ con un cristal cubierto de cuarzo de 1,6 mm de espesor que producía en total 1 W con una eficiencia de 10 % a 28 °C [36], [37].



FIGURA I. Primer satélite en utilizar celdas solares de silicio monocristalino - Vanguard I. Modificado de D. Williams [37].

El satélite Explorer 6 lanzado en 1959 (ver Figura II) fue el segundo satélite que utilizó paneles solares, el cual utilizó 4 paneles externos de 51 cm^2 y fue el que evidenció la degradación de las celdas debido a la radiación proveniente del cinturón de Van Allen[38].

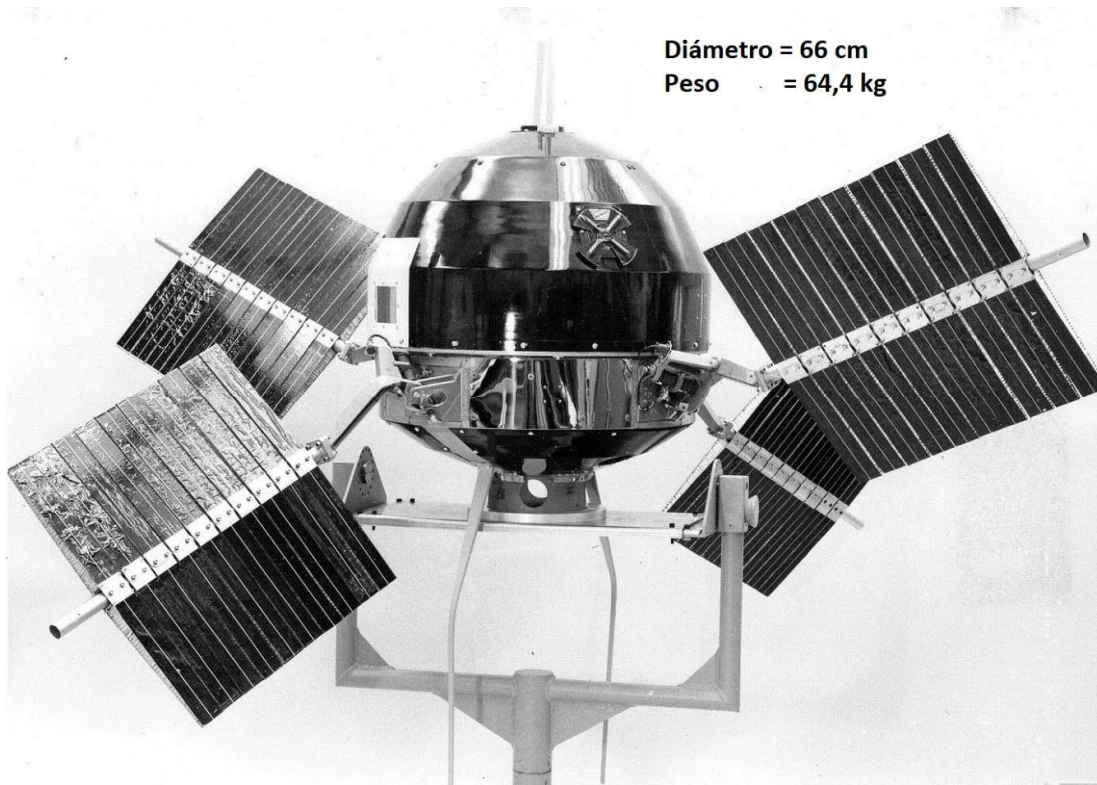


FIGURA II. Satélite Explorer 6. Modificado de D. Williams [39].

En el sector de las telecomunicaciones se inició el lanzamiento de satélites en 1962 con el Telstar 1 el cual contenía paneles solares con 3600 celdas solares que fueron capaces de producir 14 W de potencia eléctrica, estos satélites fueron los encargados de realizar las primeras imágenes de televisión, llamadas telefónicas e imágenes de telégrafo (ver Figura III) [36].



FIGURA III. Satélites Telstar 1. Modificado de Raffaele R. et al. [36].

Posterior a esto en 1962, durante la prueba nuclear por parte del Starfish Prime, se liberaron 10^{25} electrones de fisión a 400 km de altura que quedaron atrapados en el cinturón de Van Allen [40], lo que provocó una disminución de la producción de energía solar en los satélites en órbitas incluyendo el Telstar 1. Por lo que con las lecciones aprendidas con los satélites Telstar 1 y Explorer I, este último por haber sido el primero en detectar la existencia del cinturón de Van Allen en 1958, se tuvo la necesidad e interés en mejorar la protección contra la radiación en las celdas solares para aplicaciones espaciales. Esto significó un nuevo reto en el diseño y fabricación de las celdas solares ya que requerían una mejor resistencia a la radiación [36].

La primera estación espacial Skylab lanzada en 1973 contenía paneles solares con celdas a base de Si que proporcionaba hasta 6 kW de potencia en paneles con 73920 celdas solares de $2 \times 4 \text{ cm}^2$ para el sistema del taller orbital y 10 kW para el telescopio Apolo con paneles de 41040 celdas de $2 \times 6 \text{ cm}^2$ [36]. Actualmente la Estación Espacial Internacional (ISS, del inglés *International Space Station*) cuenta con paneles solares de 262400 celdas solares y alcanzan una potencia eléctrica de 240 kW con un sistema desmontable Roll-Out Solar Array (ROSA) para realizar cambio de paneles cuando su rendimiento disminuya con el tiempo [36].

Entre 1970 y 1980 se fabricaron celdas solares con semiconductores compuestos del grupo III-V para aplicaciones en órbita LEO; esta nueva tecnología debido a su mayor eficiencia y resistencia a la radiación emergieron como una alternativa competitiva a las celdas solares de silicio [36]. Actualmente se vienen desarrollando la tecnología de semiconductores compuestos del grupo III-V con multijunturas para incrementar su eficiencia, siendo la máxima eficiencia reportada de 47,6 % (GaInP/GaInAs; GaInAsP/GaInAs enlazados) [18] desarrollada por el *Fraunhofer Institute for Solar Energy Systems ISE* [41].

Las PSCs al exponerse a un ambiente sin presencia de oxígeno y humedad, tendrían una degradación más lenta. Sin embargo, en la órbita LEO, entre 200 km a 1600km [42] presenta radiación de protones y electrones provenientes del cinturón de Van Allen con altas energías [36] y fluctuaciones bruscas de temperatura de 60 °C a -150 °C cuando se presentan sombras [43].

A la fecha se han realizado simulaciones del comportamiento de las PSCs en condiciones de irradiación de electrones y protones en LEO, así mismo dos experimentos en condiciones estratosféricas y un experimento en LEO en la ISS, las cuales se mencionarán a continuación.

a) *Bajo radiación de alta energía*

Las PSCs han demostrado una gran resistencia a la irradiación de alta energía provenientes del cinturón de Van Allen.

El *Jet Propulsion Laboratory* (JPL) de NASA desarrolló un método para determinar la fluencia y energía de la irradiación de electrones y protones realizando una equivalencia de energía de 1 MeV de electrones por cm^2 para celdas de Si y GaAs, con una fluencia que varía entre $10^{13} - 10^{14} \text{ e}^-/\text{cm}^2$, utilizando el software EQFRUX [44]. En Argentina el Departamento de Materiales del Centro Atómico Constituyentes (CAC) realizó una comparación con el método del JPL para caracterizar la degradación eléctrica de celdas de silicio cristalino (Tabla 1). Además, el Centro Atómico Constituyentes (CAC) también ha desarrollado la instalación de Ensayos de daño por radiación y ambiente (EDRA) el cual utiliza un acelerador Tandem de Van Graff de 20 MeV con una presión de 10^{-7} mbar el cual tiene una cámara de irradiación para realizar simulaciones en condiciones de órbita terrestre baja [45].

TABLA I. Comparación con el método JPL utilizando resultados de la instalación SPENVIS, donde JPL reduce los resultados a una fluencia equivalente de electrones de 1MeV, los resultados actuales muestran diferentes fluencias dependiendo de la propiedad eléctrica comparada [46].

Grosor del vidrio ($\mu \text{ m}$)	Método	Fluencia equivalente (p/cm^2)	Comentarios
70	JPL	$2,4 - 4,9 \times 10^{10}$	La fluencia depende del material
	CAC	$6,9 \times 10^{10}$	Irradiación frontal a 10 MeV
	CAC	$2,3 \times 10^{10}$	Irradiación posterior a 6 MeV
150	JPL	$1,6 - 2,8 \times 10^{10}$	La fluencia depende del material
	CAC	$3,5 \times 10^{10}$	Irradiación frontal a 10 MeV
	CAC	$2,5 \times 10^{10}$	Irradiación posterior a 8 MeV

Con este equipo EDRA se han realizado estudios de las PSCs de yoduro de plomo y metilamonio (MAPI, del inglés *methyllumonium lead iodide*) las cuales han sido irradiadas con una energía de 10 MeV y una fluencia total de $1 \times 10^{11} \text{ p}/\text{cm}^2$. Donde en su primer estudio de PSCs para aplicaciones espaciales se confirma la dureza de las PSCs frente a la radiación de protones de alta energía en donde por espectroscopía micro-Raman se observó que MAPbI_3 es inerte a la irradiación de protones de alta energía siempre que

no entre en contacto con sustancias oxidantes [47]. Posterior a este estudio se realizó un experimento [24] utilizando PSCs con capa transportadora de huecos (HTL, del inglés *hole transport layer*) de Spiro(9,9'-bifluorene)-2,2',7,7'-tetra(N,N-di-p-methoxyphenylamine), también llamado Spiro-OMeTAD, y politiopeno 3-hexiltiofeno (P3HT), además de ir variando la energía de irradiación de protones en valores de 1 MeV, 5 MeV y 10 MeV, donde se concluye que cuando la radiación es de 1 MeV y 5 MeV se presenta una ligera disminución del rendimiento de las PSCs con HTL de Spiro-OMeTAD (ver Figura IV).

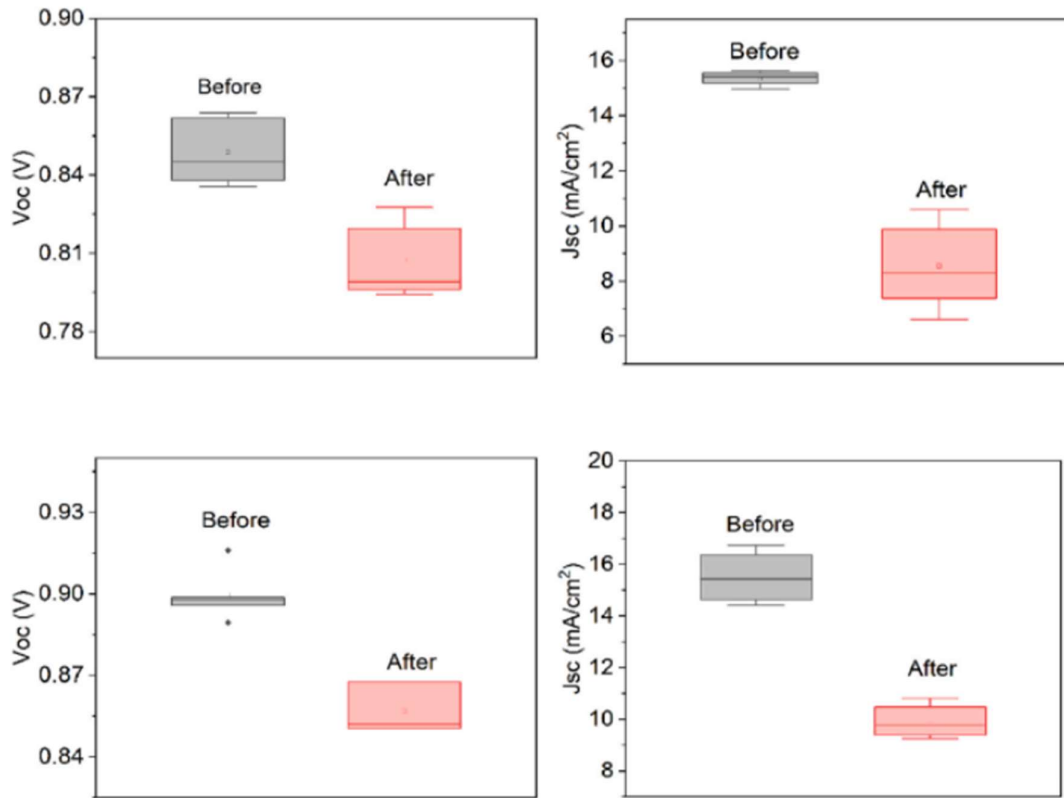


FIGURA IV. Voltaje de circuito abierto y densidad de corriente de corto circuito antes y después de la irradiación a 1 MeV (superior) y 5 MeV (inferior) con una fluencia de $1 \times 10^{11} \text{ p}/\text{cm}^2$ [24].

Además, se observó un incremento en la eficiencia de conversión de potencia (PCE del inglés *power conversion efficiency*) de ambas PSCs tras la irradiación con 10 MeV, notándose que las PSCs con HTL de P3HT muestran un efecto curativo (aumento de su PCE) más pronunciado que el de las PSCs con HTL de Spiro-OMeTAD (ver Figura V) [24].

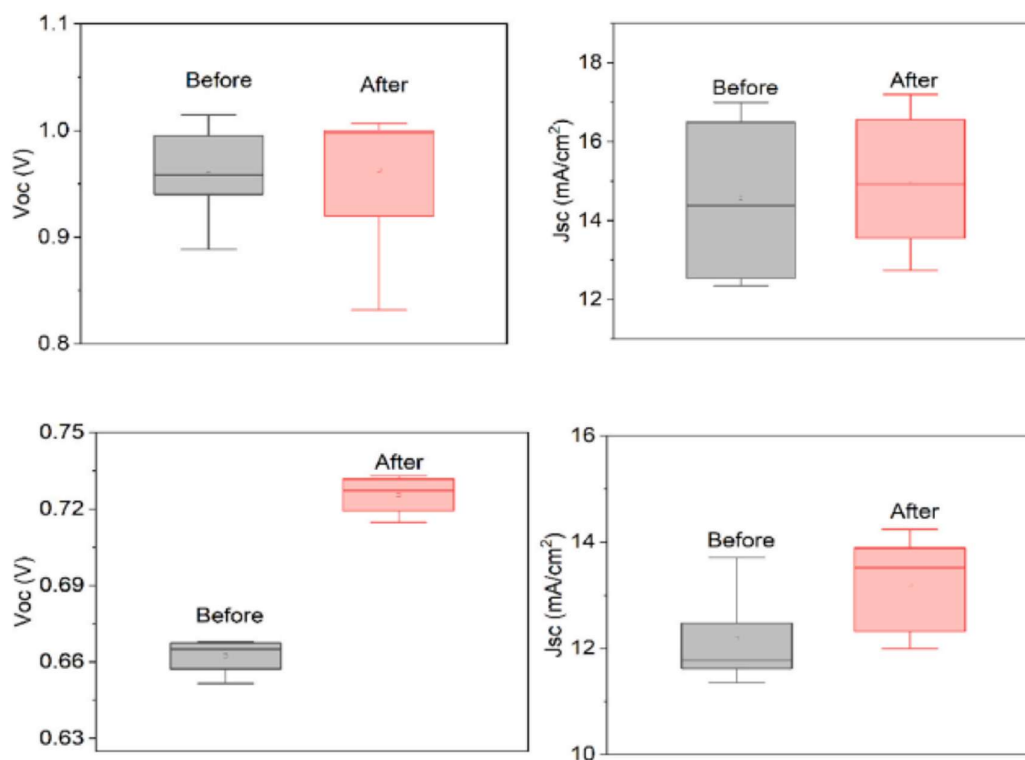


FIGURA V. Voltaje de circuito abierto y densidad de corriente de corto circuito antes y después de exponerse a radiación de 10 MeV con una fluencia de 1×10^{11} p/cm² para celdas con HTL de Spiro-OMETAD (superior) y P3HT (inferior) [24].

En aplicaciones espaciales las PSCs de haluro metálico han alcanzado gran interés debido a su bajo costo de producción, las propiedades optoelectrónicas, su potencia específica, compatibilidad con sustratos flexibles y excelente resistencia a la radiación alcanzando una eficiencia de hasta 19,2 % [48].

Las PSCs tándem¹ también son una alternativa para aplicaciones espaciales, en las celdas tándem de perovskita/Si se ha alcanzado una eficiencia mayor al 29 % [49]; también se tiene las celdas tándem de perovskita/CIGS, con una eficiencia de 24,2 % la cual además de dejar una huella de carbono menor por kW producido, presenta mayor dureza contra la radiación ionizante por lo que sería una buena opción para aplicaciones espaciales [22].

¹ Las celdas solares en tándem son dispositivos fotovoltaicos que combinan dos o más subceldas, permitiendo convertir una mayor proporción de la luz solar en electricidad y minimizando las pérdidas espectrales.

b) En condiciones estratosféricas

La estratósfera es considerada como un “laboratorio natural” [50] por distintas agencias espaciales como NASA, debido a sus condiciones extremas similares a las del espacio, lo que permite el desarrollo de experimentos espaciales; por ello existe un interés particular en estudiar las PSCs en condiciones estratosféricas *in-situ*.

El proyecto OSCAR (*Optical Sensor based on CARbon materials*), organizado por *European Space Agency* (ESA), realizó un lanzamiento a la estratósfera (32 km) de celdas solares orgánicas y PSCs de MAPI en octubre de 2016 desde *Esrangle Space Center*. Sin embargo, no ofreció una evidencia concluyente debido a que la operación no tuvo una exposición prolongada en condiciones más duras, por lo que se propone mayor investigación [27].

En China se realizó un experimento en el 2018 sobre celdas solares de perovskita basadas en $\text{FA}_{0.81}\text{MA}_{0.10}\text{Cs}_{0.04}\text{PbI}_{2.55}\text{Br}_{0.40}$ utilizando filtros de poliimida que mejoraron la radiación ultravioleta además que las celdas mantenían el 95,19 % de su eficiencia inicial [28].

En junio del 2019 el experimento “*Organic and Hybrid Solar Cells In Space* (OHSCIS)” lanzó el cohete MARPHEUS-8, en *Esrangle Space Center*, Suecia alcanzando a una altura de 239 km, teniendo como carga útil celdas solares orgánicas (PTB7-Th:PC BM y PBDB-T:ITIC) y de perovskita (plana y mesoscópica basadas en SnO_2 y TiO_2), en donde las PSCs mantuvieron su factor forma (FF) constante mientras que su voltaje de circuito abierto (V_{oc}) disminuye ligeramente. En este experimento se concluye que las cuatro (04) celdas solares lanzadas tienen potencial para aplicaciones espaciales [29].

En el 2021, China envió celdas solares orgánicas flexibles a la estratósfera por un tiempo de 3 h observando que su eficiencia solo disminuyó un 10 % tras su exposición [51].

c) En condiciones de órbita terrestre baja (LEO)

El CubeSat MOVE II (de las siglas en inglés *Munich Orbital Verification Experiment*) lanzado en la Base de la Fuerza Aérea de Vandenberg en 2018 tenía como objetivo enviar una celda solar de unión de 4-6 junturas fabricada por AZUR SPACE para aplicaciones espaciales, para esto en su electrónica utilizó una resistencia shunt, sensor de temperatura,

1 mosfet , 1 adc y dac de los cuales se consideró su resistencia contra la radiación de estos componentes; para verificar que estas celdas no sean afectadas por las fluctuaciones térmicas se realizaron simulaciones térmicas en donde se recomienda considerar la conductancia y contactos adhesivos de los materiales [52]. Sin embargo, el sistema de comunicación de MOVE II no pudo funcionar con normalidad cuando fue lanzado.

Hasta la fecha el único experimento *in-situ* en órbita LEO ha sido realizada en MISSE-13 y MISSE-15 del *Gleen Research Center* (GRC) de la NASA desarrollado en la *International Space Station* (ISS) durante 10 meses (marzo 2020 - enero-2021) demostrando que las PSCs de MAPI son termoquímicamente estables con una temperatura de transición de fase estructural suprimida², es decir no sufre daño en su estructura cristalina, en casi 65 K permitiendo que tenga un mayor rango de temperatura de operación [30].

Actualmente, *Brown University* está desarrollando en la misión *Perovskite Visuals and Degradation eXperiment* (PVDX) un experimento para el estudio de PSCs de MAPI a bordo de un CubeSat¹ 3U con un lanzamiento programado entre 2022 y 2025 [53]. De la misma manera el proyecto RHOK-SAT de *Rhodes College University* en colaboración con *The University of Oklahoma* vienen desarrollando una misión estudiantil para probar la resistencia espacial de dispositivos fotovoltaicos de perovskitas [54].

Estos serían el inicio del estudio de PSCs para aplicaciones espaciales esperando que, en un futuro no muy lejano, las PSCs puedan fabricarse en el espacio como fuente de energía de proyectos como Artemis [26].

¹ Un CubeSat es un tipo de satélite miniaturizado estandarizado, desarrollado originalmente por la NASA y universidades, que mide típicamente 10×10×10 cm por unidad (1U) y se utiliza para misiones científicas, tecnológicas o educativas en el espacio.

² Fase cristalina que no llega a formarse debido a modificaciones como dopaje o control de tamaño de grano, manteniendo el material en una fase metaestable resistente. En celdas termoquímicas, esta supresión evita daños estructurales por cambios de fase bajo condiciones térmicas o químicas extremas.

A) Best Research-Cell Efficiencies

This chart displays the historical and projected best research-cell efficiencies for various photovoltaic technologies from 1975 to 2025. The y-axis represents Cell Efficiency (%) from 0 to 52. The x-axis represents years from 1975 to 2025.

- BV Multijunction Cells:** Includes 2-terminal, monolithic; LM-voltage matched; MM = metamorphic; NMM = n-narated, metamorphic. Technologies include Two, three-, and four-junction (concentrator); Three-junction or more (non-concentrator); Two-junction (non-concentrator).
- Thin-Film Technologies:** Includes CISG (concentrator), CIGS, CdTe, Amorphous Si/H (stabilized).
- Hybrid Tandems (2-terminal):** Includes Perovskite/Si, Perovskite/organic, Perovskite/CISG, Bi-VIS.
- Emerging PV:** Includes Dye-sensitized cells, Organic cells, Organic tandem cells, CZTSSe cells, Quantum dot cells, Perovskite tandem cells.
- Single-Junction GaAs:** Includes Single crystal, Concentrator, Thin-film crystal.
- Crystalline Si Cells:** Includes Single crystal (concentrator), Single crystal (non-concentrator), Multicrystalline, Silicon heterostructures (HIT), Thin-film crystal.

B)

This chart provides a detailed view of the mono-Si cell efficiency record from 2010 to 2025. It tracks the progress of various manufacturers and institutions, showing a steady increase in efficiency over time. Key milestones include the achievement of 26.1% by JinkoSolar in 2016 and the current record of 30.8% by Nanjing Univ/Renshine in 2023.

Year	Efficiency (%)	Institution/Manufacturer
2010	~18.0	Mitsubishi
2011	~18.5	NIMS
2012	~19.0	Sharp
2013	~19.5	KRICT
2014	~20.0	First Solar
2015	~20.5	SolarFron
2016	26.1	JinkoSolar
2017	~26.5	EPFL
2018	~27.0	UNIST
2019	~27.5	Bayenergy Tek of Taiwan
2020	~28.0	ICCAS
2021	~28.5	SCUT-CSU
2022	~29.0	SJTU-BUAA
2023	30.8	Nanjing Univ/Renshine
2024	~30.5	IoP/CAS
2025	~30.0	IoP/CAS

El sector aeroespacial desempeña un rol importante en la observación de la Tierra [56] con un enfoque preventivo para la gestión del riesgo de catástrofes [57], la industria de las telecomunicaciones, tecnología para defensa militar [58], misiones científicas astronómicas [59], turismo espacial [60], entre otros; por tal motivo se necesitan alternativas como fuentes de energías eficientes siendo las PSC una alternativa eficiente, económica y su fabricación simplificada.

II. Fundamento teórico

En este capítulo se describirá el fundamento teórico.

A. Espectro de la radiación solar

El Sol es una estrella enorme, compuesta principalmente de hidrógeno y helio. En su núcleo, donde las temperaturas alcanzan un valor de hasta 2×10^7 K, se llevan a cabo reacciones de fusión nuclear que transforman el hidrógeno en helio liberando una gran cantidad de energía, aproximadamente de 26,731 MeV equivalente a $2,58 \times 10^9$ J/mol [61], que se manifiesta como radiación solar.

La radiación solar promedio anual se conoce como la constante solar, el cual según varios experimentos oscilan entre 1322 a 1430 W/m² [38]. Entre las referencias más confiables se tienen los estudios de Wehrli, ASTM, y Gueymard (ver Figura VII); en donde según la ISO 15387 la constante solar tiene un valor de 1361,1 W/m² para el espacio exterior, es decir AM0 [62].

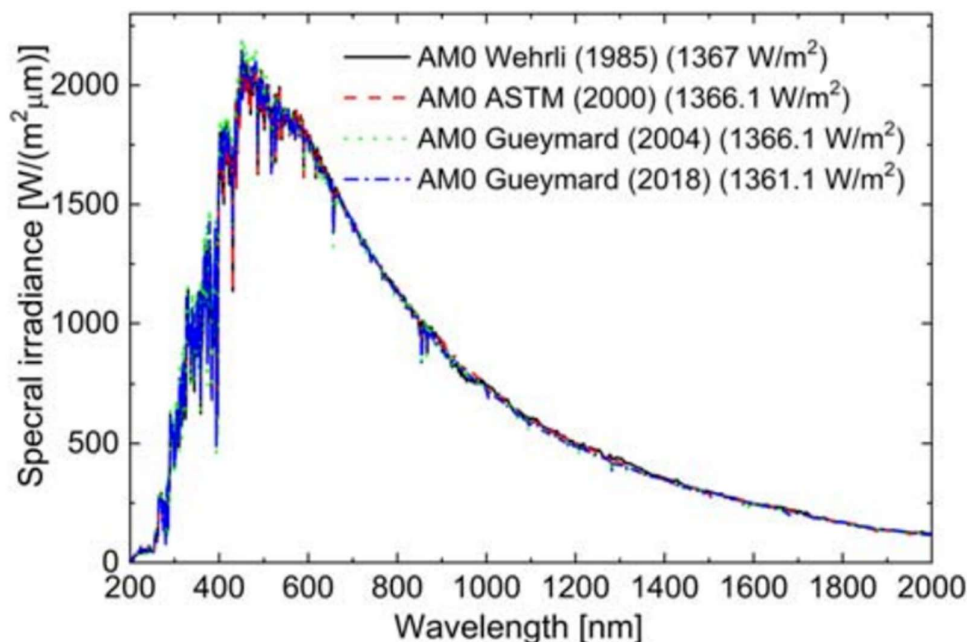


FIGURA VII. Espectro solar AM0 para aplicaciones espaciales y el espectro promedio para aplicaciones terrestres AM1.5 [38].

B. Fundamento del funcionamiento de una PSC

El principio de funcionamiento de las PSCs es similar a las de las celdas solares sensibilizadas por colorante (DSSC, del inglés *dye-sensitized solar cell*) o las células solares orgánicas (OSC, del inglés *organic solar cell*), el cual se basa en el efecto fotovoltaico, es decir la conversión de luz solar (fotones) en electricidad. estos fotones pueden ser reflejados, absorbidos o transmitidos a través del material, siendo en la absorción de la luz solar en la que la perovskita produce pares electrón hueco por medio de radiación directa [63], [64].

La estructura cristalina de la perovskita tiene como formula química ABX_3 (Figura VIII), donde A y B son cationes y X es un anión; las cuales forman una estructura octaédrica de metal-halógeno conectados entre sí con una disposición regular y simétrica, lo que le proporciona estabilidad frente a deformaciones o transiciones estructurales bajo condiciones normales.

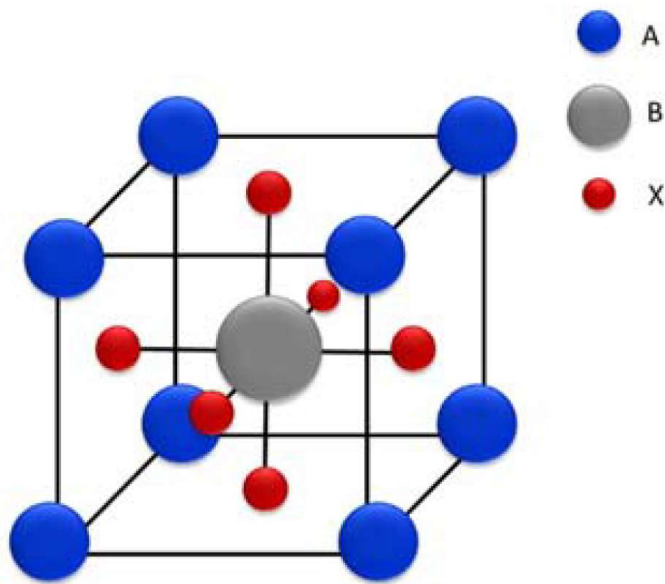


FIGURA VIII. Estructura cristalina de una perovskita [65].

La arquitectura de las celdas solares de perovskita consiste en la presencia de un ánodo, capa transportadora de huecos (HTL, del inglés *hole transport layer*), material absorbente

de perovskita, portador de electrones (ETL, del inglés *electron transport layer*), cátodo (Figura IX).

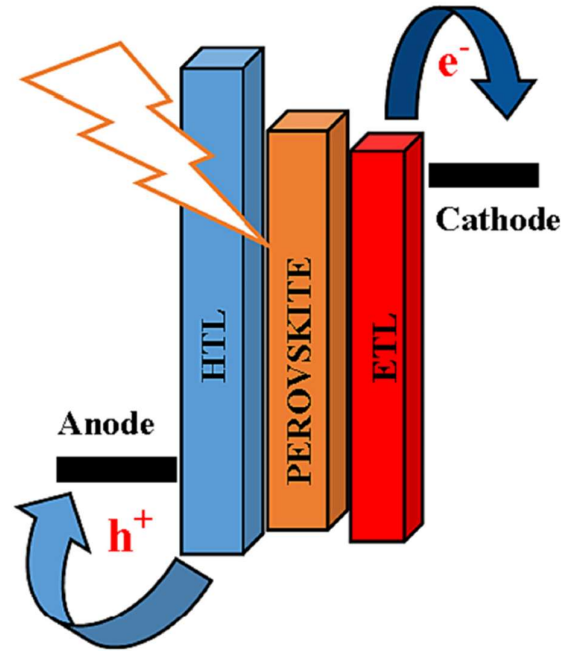


FIGURA IX. Principio del funcionamiento de las PSCs [63].

La eficiencia de una celda indica la capacidad de un dispositivo fotovoltaico para convertir la energía solar en electricidad, expresando el porcentaje de la potencia radiante incidente que se transforma en potencia eléctrica. Esta eficiencia se determina a través del cociente entre el punto máximo de potencia (*MPP*, del inglés *maximum power point*) que genera la celda y la irradiancia que recibe la celda (P_{in}).

$$\eta = \frac{MPP}{P_{in}} * 100\% \quad (1)$$

El *MPP* es el punto en el que la celda su máxima potencia eléctrica y esta se determina por medio de su curva IV característica (Figura X).

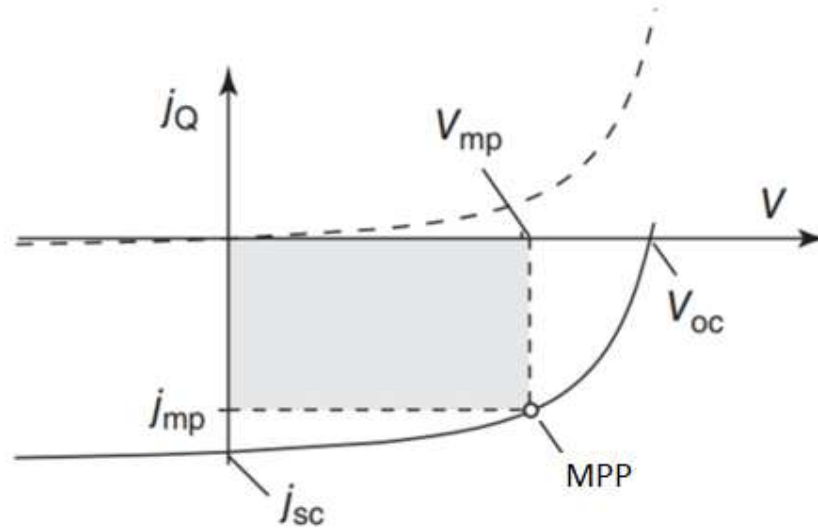


FIGURA X. Densidad de corriente vs. voltaje (ilustración del factor de forma y los puntos de la curva IV) [66].

La ecuación de la curva IV característica de una celda se puede expresar como una adaptación de la ecuación del diodo agregando la corriente fotogenerada (Figura XI), tal como se muestra en la siguiente ecuación:

$$i_{pv} = i_{ph} - i_s \left[e^{\frac{q(V_{pv} + R_s i_{pv})}{k T_c A_n}} - 1 \right] - \frac{V_{pv} + R_s i_{pv}}{R_h} \quad (2)$$

Donde:

- i_{pv} : Corriente de salida de la celda.
- V_{pv} : Voltaje de salida de la celda.
- i_{ph} : Fotocorriente.
- i_s : Corriente de saturación de polarización inversa del diodo
- R_s : Resistencia en serie
- R_h : Resistencia shunt del modelo
- A_n : Factor de idealidad del diodo
- q : Carga del electrón ($1,6 \times 10^{-19}$ C).
- k : Constante de Boltzmann ($1,38 \times 10^{-23}$ J/K).
- T_c : Temperatura de la celda fotovoltaica en kelvin (K).

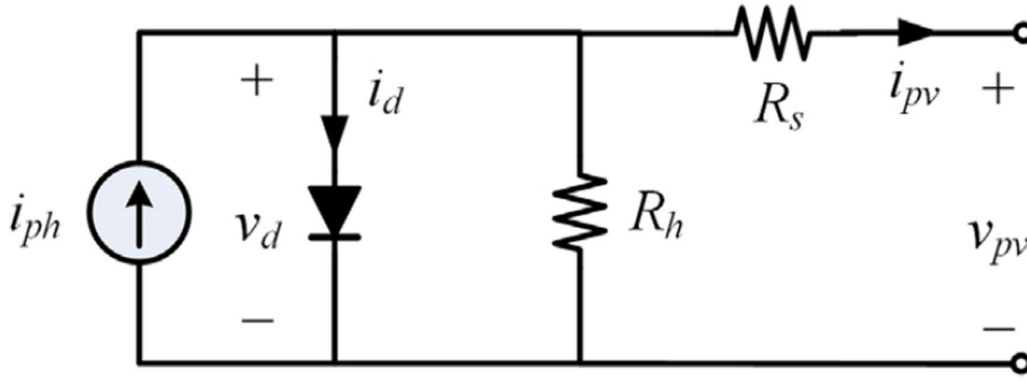


FIGURA XI. Circuito equivalente del modelo mono diodo para una celda solar [67].

C. Arquitecturas de la PSC

Las celdas solares de perovskita presentan diversas arquitecturas que impactan su rendimiento y estabilidad a largo plazo. En la Figura XII se muestran cinco (05) arquitecturas más utilizadas de las PSCs; en **(a) DSSCs** representa las celdas solares sensibilizadas por colorante, precursoras de las celdas de perovskita, que utilizan una estructura de $\text{TiO}_2/\text{Al}_2\text{O}_3$ mesoporoso como andamio, junto con una capa de transporte de huecos (HTL) y un electrodo metálico (Ag o Au). En **(b) estructura mesoporosa** incluye la infiltración de perovskita en $\text{TiO}_2/\text{Al}_2\text{O}_3$, manteniendo la HTL para mejorar la extracción de cargas. En **(c) estructura mesoporosa sin HTL** reemplaza el HTL por una capa de carbono (C), simplificando la arquitectura y aumentando la estabilidad. Las estructuras **(d) n-i-p planar** y **(e) p-i-n planar** presentan capas compactas de transporte de carga y perovskita, siendo la primera basada en TiO_2 o SnO_2 como capa de tipo n y spiro-OMeTAD como HTL, mientras que la segunda invierte la disposición, utilizando PEDOT:PSS como capa tipo p y otra capa ETL, favoreciendo la eficiencia, flexibilidad y procesos de fabricación a bajas temperaturas. La optimización de estas arquitecturas ha mejorado la durabilidad de las celdas bajo condiciones ambientales exigentes, impulsando su viabilidad comercial [68].

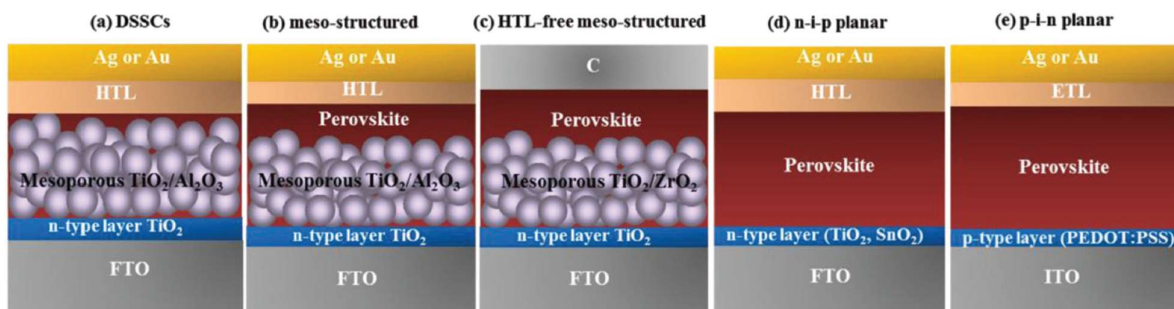


Figura XII. Diagramas de las (a) DSSC, (b) estructura mesoporosa (mesoestructura), (c) estructura mesoporosa sin HTL, (d) estructura planar n-i-p, y (e) estructuras planares p-i-n [68].

Dentro de estas arquitecturas se tienen las siguientes capas:

1) *Sustrato conductor*

Se utiliza como soporte estructural sobre el cual se depositan las capas de las celdas solares; además al estar recubierto de óxidos conductores transparentes (TCO, del inglés *transparent conducting oxide*) como el óxido de indio y estaño (ITO, del inglés *indium tin oxide*) o el óxido dopado con flúor (FTO, del inglés *flour doped tin oxide*) que permiten el paso de la luz solar hacia la capa activa de perovskita, para facilitar la recolección y transporte de electrones.

2) *Capa compacta*

También conocida como *blocking layer (BL)*, es una capa delgada uniforme de material semiconductor tipo n que se deposita sobre el TCO y tiene como función principal facilitar la extracción de electrones desde la perovskita hacia la capa transportadora de electrones y así evitar bloquear la recombinación y así mejorar la eficiencia de conversión. El material más utilizado es el TiO_2 o SnO_2 , debido a su alta transparencia, estabilidad química y adecuada alineación de bandas con la perovskita.

3) *Capa transportadora de electrones (ETL)*

La ETL es la capa que recolecta y transporta los electrones provenientes del material absorbente hacia el material conductor, minimizando las pérdidas por recombinación los materiales más usados se encuentran en la Figura XIII.

4) Material absorbente o capa activa: Perovskita

El material absorbente es el encargado de la absorción de los fotones y de la formación de los portadores de carga (par electrón-hueco), el material de estudio en el presente trabajo de investigación es la estructura de perovskita de MAPbI_3 . En la Figura XIII se muestra los niveles de energía de los materiales de la perovskita junto con su HTL, ETL y electrodos.

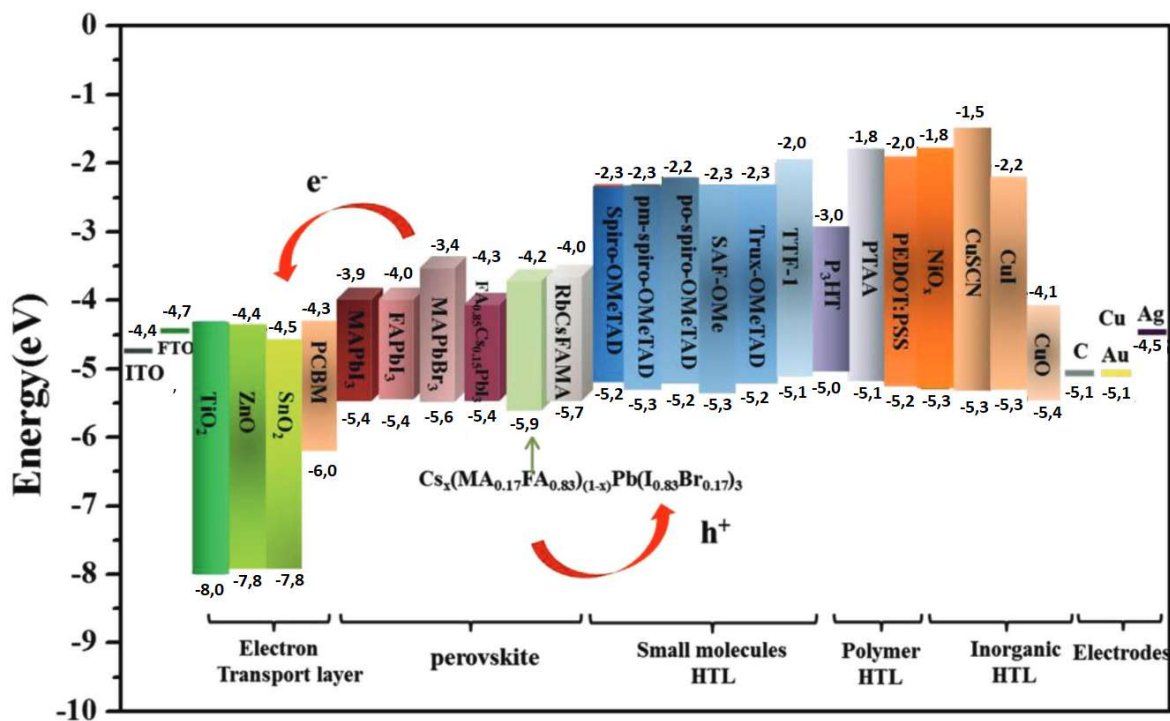


Figura XIII. Esquema de niveles de energía de los materiales de perovskita, ETL, HTL y electrodos comúnmente utilizados [68].

5) Capa transportadora de huecos (HTL)

La capa transportadora de huecos se encarga de transportar los huecos generados por la perovskita hacia el contraelectrodo, para tener una alta movilidad de los huecos se debe tener un nivel de energía que facilite el transporte de huecos desde la perovskita hacia el electrodo posterior para esto el nivel de energía de la banda de valencia del HTL debe alinearse al nivel de energía de la banda de valencia de la perovskita. En la Figura XIII se muestran los niveles de energía de los HTL que son más compatibles con el material absorbente de la perovskita.

6) Contraelectrodo

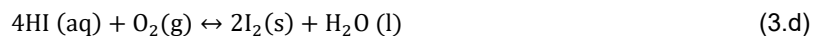
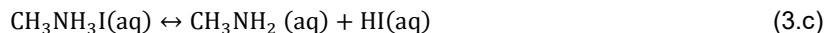
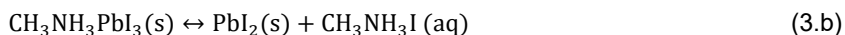
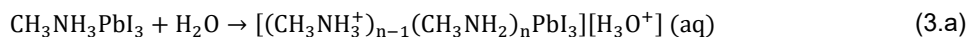
El contraelectrodo tiene una buena conducción eléctrica y es el encargado de recolectar las cargas (huecos transportados) que han sido transportadas a través de las capas ETL o HTL y así cerrar el circuito eléctrico. Los materiales usualmente utilizados son el oro, plata, aluminio, grafeno o el ITO; además se viene explorando otras alternativas como electrodos de carbono para reducir los costos [69].

D. Factores que afectan a la eficiencia de las PSCs

La estabilidad de las PSCs depende de algunos factores como la humedad, temperatura, el oxígeno, la luz ultravioleta y la polarización eléctrica que pueden generar segregación de fases, migración de iones, cristalización y degradación de las interfaces de las PSCs lo que conlleva a una disminución de su eficiencia. Siendo un reto incluso para su fabricación a grande escala ya que se necesita pasar pruebas de estabilidad de 1000 h a 85 °C y 85 % de humedad relativa manteniendo más del 95 % de su eficiencia inicial de acuerdo con la norma IEC 61215 emitida por la *International Electrotechnical Commission* (IEC) [70], [71], [72].

1) Humedad

Debido a que las PSCs tienen características iónicas, sus enlaces químicos polares son altamente solubles en disolventes polares, por lo que cuando se expone a la humedad, esta actúa como un catalizador tomando un protón del catión de metilamonio (MA^+) para formar un complejo intermedio $[(\text{CH}_3\text{NH}_3^+)_{n-1}(\text{CH}_3\text{NH}_2)_n\text{PbI}_3][\text{H}_3\text{O}^+]$, que luego se disocia en $\text{PbI}_2(\text{s})$ sólido y $\text{CH}_3\text{NH}_3\text{I}(\text{aq.})$, cuando este se separa se vuelve un catión inestable CH_3NH_3^+ y tiende a liberar un protón formando CH_3NH_2^+ , como el HI es altamente reactivo en presencia de oxígeno se oxida y forma las moléculas de H_2 y I_2 [68], [73].



Por este motivo, cuando las PSC se exponen a una humedad relativa mayor al 10% empieza a disminuir su V_{oc} y J_{sc} afectando así su estabilidad y rendimiento [73], [74].

2) Temperatura

La temperatura es un factor importante en el rendimiento de las PSCs; estas sufren cambios en su estructura cristalina a -113°C o 160 K pasando de su fase ortorrómbica a la tetragonal y 57°C o 330 K pasa de su estructura tetragonal a cúbica [73]. Además, el aumento de la temperatura provoca migración de iones dentro de la estructura generando defectos y recombinación de cargas, así como la degradación de las capas de transporte de carga; estos efectos térmicos inducen estrés mecánico en las capas del dispositivo debido a diferencias en la expansión térmica de los materiales lo que puede causar microfisuras en las capas del dispositivo [75].

E. Programa de vuelo *High Altitude Student Platform (HASP)*

La Plataforma de Alta Altitud de Estudiantes (HASP, del inglés *High Altitude Student Platform*), tiene como objetivo incentivar a estudiantes a una carrera aeroespacial para que por medio de una carga útil (*payload*) se pueda realizar investigación en algún tema específicos relacionados a la estratósfera, esta plataforma puede alcanzar una altura de 36 km por un tiempo de entre 15 a 20 h. El programa permite la participación de un total de doce (12) *payloads*, cuatro (4) *Large Student Payload (LSP)* y ocho (8) *Small Student Payload (SSP)*, los cuales tienen distintos requerimientos mecánicos y eléctricos [76]), donde los 4 *LSP* se sitúan en la parte central y los ocho (8) *SSP* en los extremos tal como se observa en la Figura XIV.

Este programa cuenta con el apoyo de *NASA Ballon Program Office (BPO)* y *Louisiana Space Consortium (LaSPACE)*. El programa se desarrolla una vez al año y se

divide en dos etapas. La primera es una prueba de los doce (12) *payload* en una cámara de termovisión y de comunicación del *payload* con HASP el cual se desarrolla en *Columbia Scientific Ballon Facility* (CSBF) Palestine - Texas; y la segunda es la del acoplamiento de los *payloads* a HASP para el lanzamiento en Fort Summer, New Mexico [76].

El programa HASP vienen desarrollándose desde el 2006 hasta la fecha. Hasta el 2022 se lanzaron ciento setenta y cuatro (174) *payloads* con participación de casi mil seiscientos (1600) estudiantes de pregrado y posgrado, con un total de cincuenta y dos (52) universidades e institutos [77].

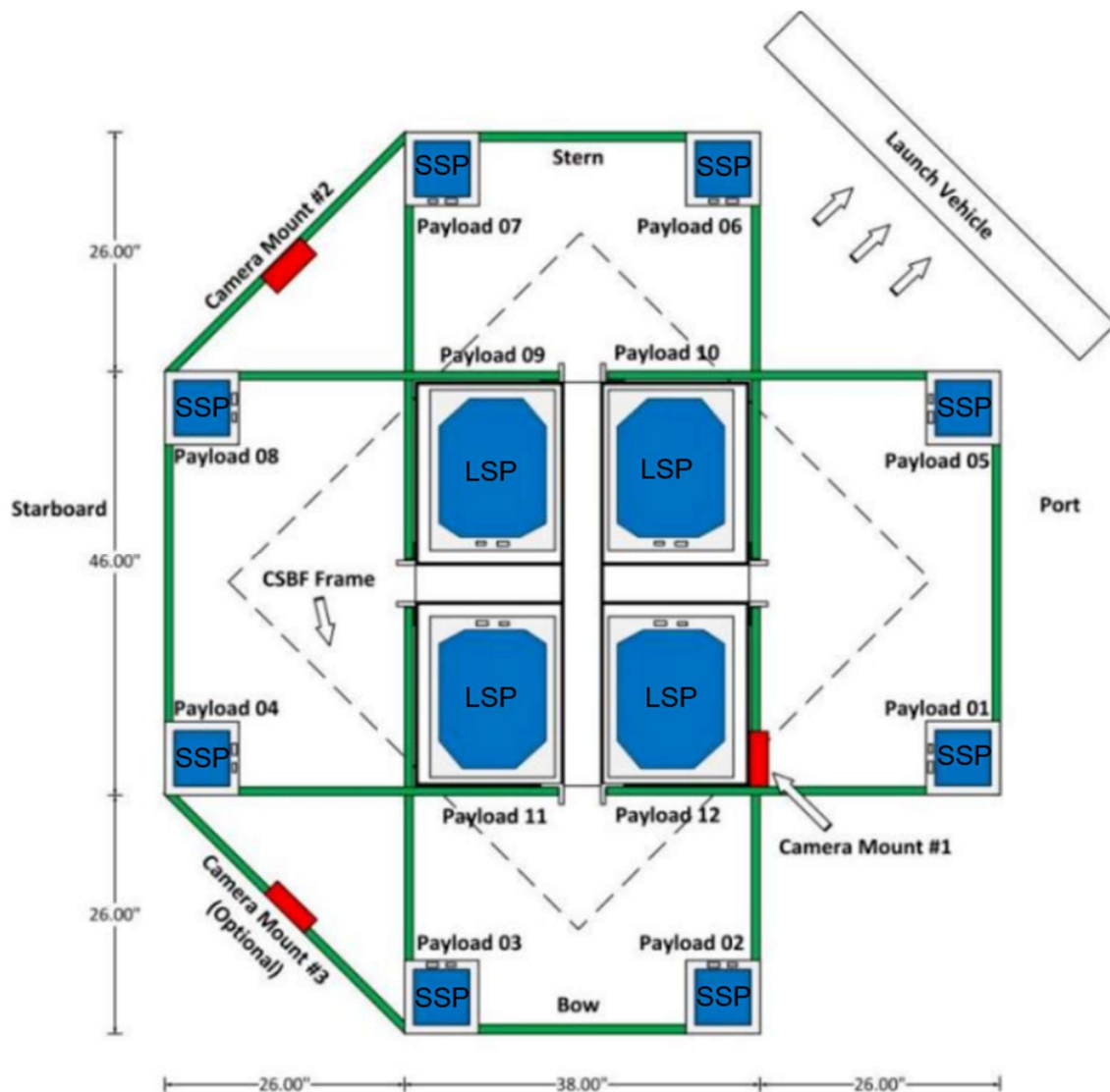


FIGURA XIV. Vista superior de las posiciones de los *payloads* de los participantes del programa HASP [76]

El presente trabajo de investigación participó en el programa HASP ocupando el *payload* N° 10, el cual es un *Large Student Payload*, por lo que el diseño tuvo como requisito las siguientes características proporcionadas por HASP:

1. Peso: 20 kg (máximo).
2. Área de la base: 38 x 30 cm² (máximo).
3. Altura: 30 cm (máximo).
4. Voltaje suministrado: 29 - 33 V - DC.
5. Corriente: 2,5 A a 30 V-DC.
6. Serial uplink: 2 bytes por comando.
7. Serial interface: 4800 baudios, protocolo RS232, conector DB9.
8. Analog downlink: dos canales en el rango de 0 a 5 V-DC.
9. Interfaz de potencia, analógica y discreta: EDAC 516-020.

El lanzamiento del *payload* se realizó el 04 de setiembre de 2024 y se encuentra disponible en los canales de youtube oficiales del programa HASP (<https://www.youtube.com/@HASPpayload>) [78], (<https://www.youtube.com/@laacesprogram527>) [79].

III. Desarrollo experimental

Debido a que el diseño y desarrollo de un vehículo estratosférico puede ser costoso, se optó por postular al programa HASP [76], el cual permite transportar *payloads* sobre una plataforma que llega a la estratósfera por un tiempo aproximado de 10,5 h.

En este trabajo de investigación se diseñó y construyó un *payload* con la finalidad de medir la influencia en la eficiencia de las PSCs luego de ser expuestas a condiciones estratosféricas.

A. Diseño de la PSC

Las PSCs fueron fabricadas en el Instituto Catalán de Nanociencia y Nanotecnología (ICN2, <https://www.icn2.cat/en/>) de España.

A continuación, se muestra la composición de la perovskita y la configuración de la PSC:

- Composición de la perovskita: $\text{Cs}_{0.08}\text{MA}_{0.12}\text{FA}_{0.8}\text{Pb}(\text{I}_{0.88}\text{Br}_{0.12})_3$.
- Configuración de la PSC: **FTO/c-TiO₂/m-TiO₂/perovskite/Spiro-OMeTAD/Au**

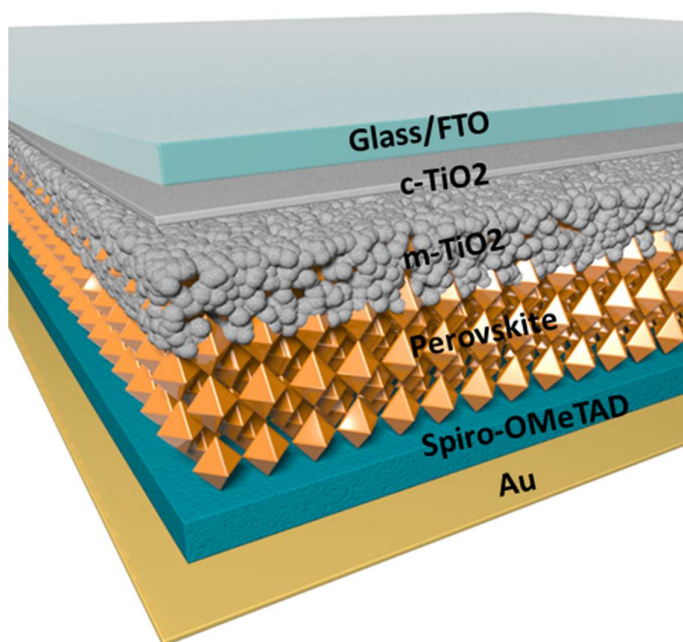


FIGURA XV. Configuración de la celda solar de perovskita [80].

Las PSCs con configuración de FTO/c-TiO₂/m-TiO₂/perovskita/Spiro-OMeTAD/Au, se fabricaron de la siguiente manera:

Para la elaboración de las celdas, se limpiaron 24 sustratos pregrabados FTO (16 Ω/cm^2) (con dimensiones de 2,5 x 1,5 cm^2), utilizando inicialmente una solución de hellmanex al 10 % y, a continuación, se colocaron en un sonicador con una limpieza secuencial utilizando solución hellmanex al 2%, acetona e isopropanol, durante 30 min, 10 min y 15 min, respectivamente.

Tras la limpieza de los sustratos fueron expuestos a un tratamiento con UV/Ozono durante 20 min y se colocaron en una placa caliente, calentándolos hasta 450 °C para el depósito de la capa de bloqueo de TiO₂.

La solución precursora de TiO₂ se preparó mezclando 9 mL de etanol (96 %), 0,4mL de acetilacetona y 0,6 mL de bisacetilacetato de diisopropóxido de titanio. Esta solución fue pulverizada directamente sobre los sustratos precalentados durante 6-8 min. Luego se mantuvo a 450 °C durante 30 min y se dejó enfriando a temperatura ambiente.

La capa mesoporosa de TiO₂ como capa ETL se depositó utilizando una solución que contenía 1 mg de pasta de nanopartículas de TiO₂ (30 nm) diluida en 6 g de etanol. La solución se centrifugó a 5000 rpm durante 20 s y, a continuación, los sustratos se secaron a 85 °C y, posteriormente, se hizo un tratamiento térmico a 450 °C durante 30 min, finalmente, se dejaron enfriar a temperatura ambiente.

Por último, los sustratos se expusieron a tratamiento UV-Ozono durante 25 min y se transfirieron inmediatamente a la cámara con atmósfera controlada de N₂ mantenida a 18 - 20 °C (H₂O: 1-1,5 ppm, O₂:1-3 ppm) para el depósito de la perovskita y HTL.

La solución precursora de PbI₂/PbBr₂ se preparó disolviendo 548,6 mg de PbI₂, y 57,06 mg de PbBr₂ en 1 mL de DMF:DMSO (proporción de volumen 4:1), a 150 °C durante 5 min, después se dejó enfriar a temperatura ambiente. En un vial separado, se pesaron 27,02 mg de CsI, 178,94 mg de FAI y 17,41 mg de MABr, los cuales se disolvieron en la solución anterior de PbI₂/PbBr₂ a 75 °C durante 15 min para obtener el material absorbente de perovskita Cs_{0,08}MA_{0,12}FA_{0,8}Pb(I_{0,88}Br_{0,12})₃.

Para el depósito de la perovskita, se aplicaron 0,050 mL de solución de la solución de perovskita sobre los sustratos y se realizaron dos etapas de centrifugado: primero a 2000 rpm durante 10 s y luego a 6000 rpm durante 30 s. A los 15 s del segundo paso, se añadieron 0,01 mL de clorobenceno (CB) en el centro del sustrato. Una vez concluido el centrifugado, las películas pasaron por un tratamiento térmico rápido a 110 °C durante 1 h.

La capa HTL se depositó por el goteo de 45 µl de solución Spiro-OMeTAD girando a 3700 rpm durante 20 s. El contacto de oro de 80 nm se depositó utilizando un sistema de evaporación física (PVD, del inglés *physical vapor deposition*) de alto vacío con una presión inferior a 8×10^{-7} atm.

Encapsulación del dispositivo:

En este trabajo se utilizó la técnica de encapsulación vidrio-vidrio. Los sustratos de los dispositivos sirvieron de vidrio de fondo, por lo que el PSC se colocó entre su sustrato y el vidrio de cobertura. Los píxeles se protegieron primero con cinta Kapton y, a continuación, se extendieron unas gotas de epoxi UV sobre la superficie. Se colocó el cubreobjetos y, a continuación, se sometió a 45 min de tratamiento UV bajo una lámpara de 8 W (254 nm) para curar el epoxi. Se pegaron alambres de extensión de cobre en los electrodos de la célula solar utilizando un epoxi de plata eléctricamente conductor y se curaron a temperatura ambiente durante 24 h. Por último, se aplicó epoxi bicomponente aislante sin disolventes alrededor de los bordes de la célula y se dejó curar durante 24 h a temperatura ambiente [81].

En el *payload* se utilizaron 10 PSC, de los cuales se colocaron 2 PSC en cada cara, sin embargo, en cada cara se tienen PSCs de distintos tipos; en la parte superior se colocó una PSC de 2 píxeles y en la parte inferior una PSC de 1 píxel, ambos con dimensiones de $1,5 \times 2,5 \text{ cm}^2$.

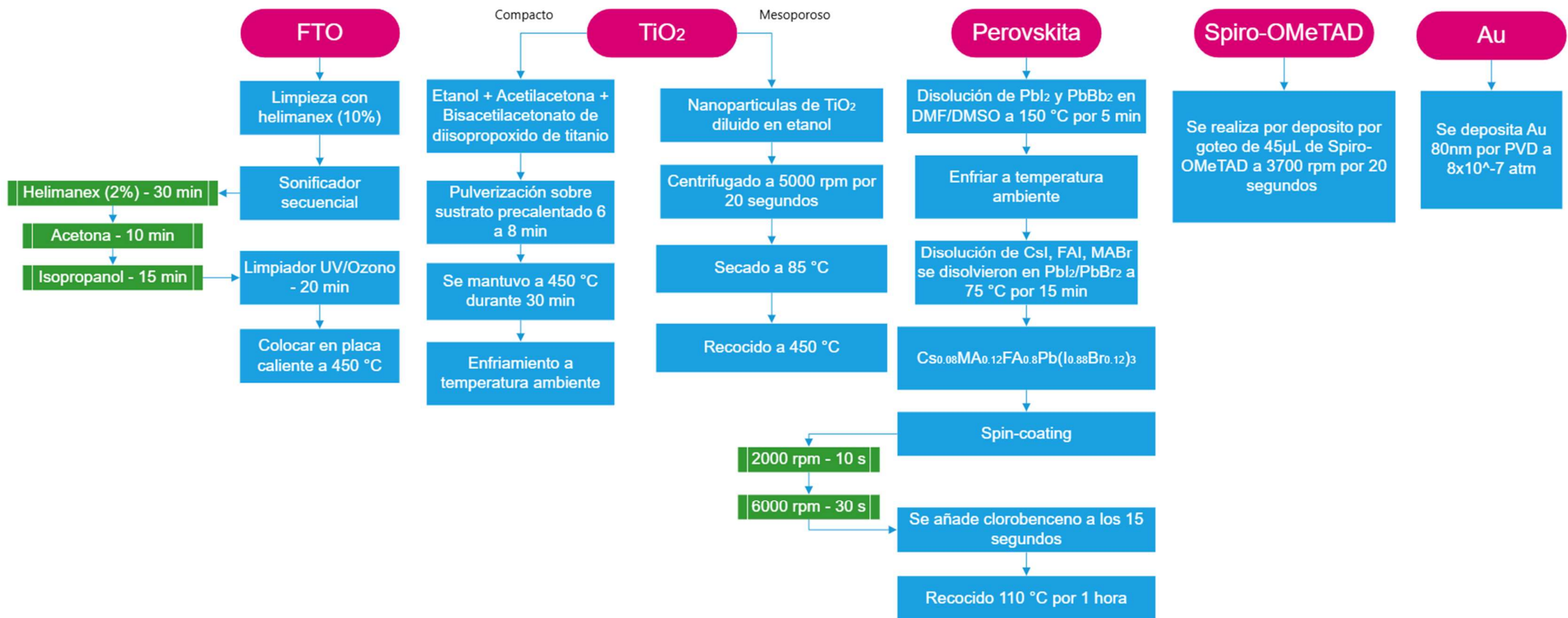


Figura XVI. Diagrama del procedimiento para la fabricación de las PSCs

En el *payload* se asignó la siguiente nomenclatura para las PSC:

TABLA II. Nomenclatura para las PSCs instaladas en el *payload*.

Frontal	2-píxeles - A	1
	2-píxeles - B	2
	1-píxel	3
Izquierda	2-píxeles - A	4
	2-píxeles - B	5
	1-píxel	6
Posterior	2-píxeles - A	7
	2-píxeles - B	8
	1-píxel	9
Superior	2-píxeles - A	10
	2-píxeles - B	11
	1-píxel	12
Derecha	2-píxeles - A	13
	2-píxeles - B	14
	1-píxel	15

En donde las denominaciones para las caras son Superior, Frontal, Posterior, Izquierda, Derecha; mientras que para la posición en cada cara es Superior e Inferior, estas se posicionaron de acuerdo con la Figura XVII; tomando en cuenta que cada cara cuenta con 1 PSC Superior y 1 PSC Inferior.

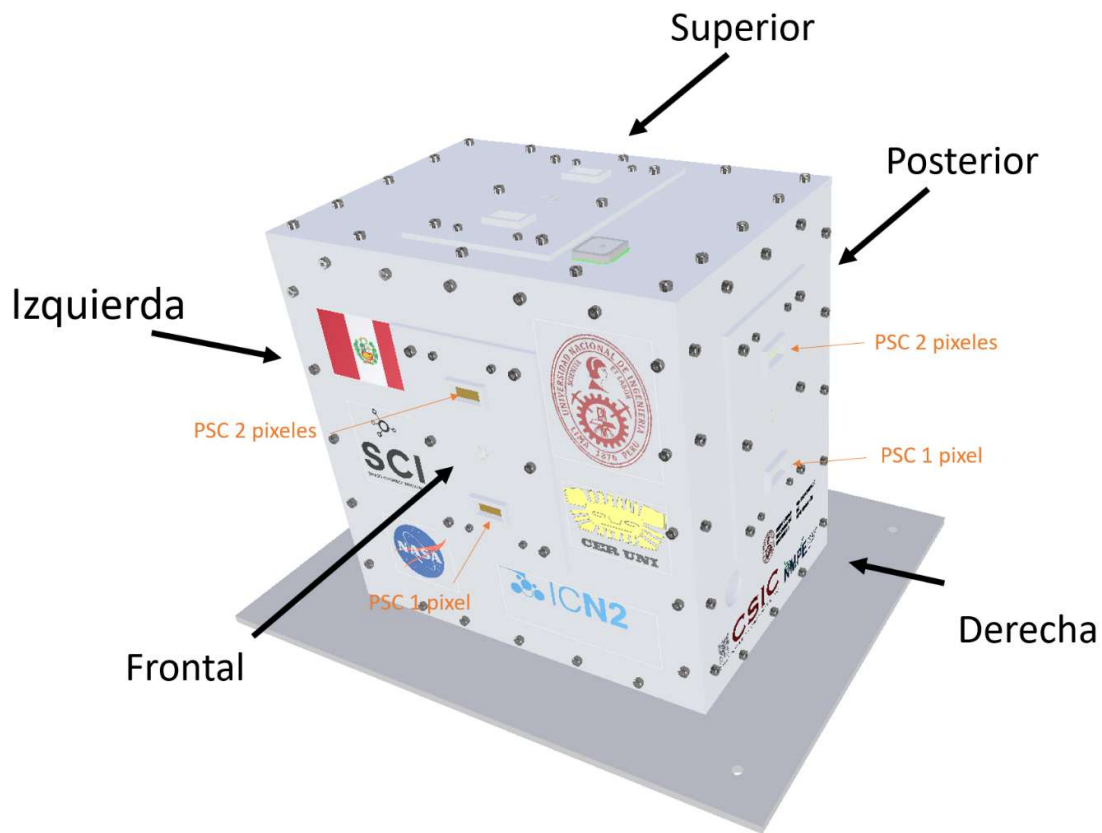


FIGURA XVII. Posicionamiento para nomenclatura de las PSCs y sensores de irradiancia.

Además, se utilizaron 2 PSCs de referencia (de 1 píxel y 2 píxeles), a las cual la denominaremos:

PSC de 1 píxel	Control-1
PSC de 2 píxeles	Control-A
	Control-B

Estas PSCs de control acompañaron en todo momento a las PSCs que se colocaron en el *payload*, aunque estas no fueron llevadas a la estratósfera. Su recorrido incluyó todas las etapas logísticas del proyecto: desde su fabricación en España, su traslado a Perú, el envío desde Perú al *Scientific Balloon Facility* (SBF), el posterior desplazamiento a *Fort Summer Municipal Airport* (FMA); y finalmente su retorno a España.

B. Diseño mecánico y control térmico del *payload*

A continuación, se mencionará las características del diseño mecánico y control térmico del *payload*.

1) Dimensiones del *payload*

Para la carcasa del *payload* (láminas y estructuras de soporte de las PSCs) se utilizó aluminio 6061-T6 que fueron adquiridos y mecanizados con tecnología CNC¹ en JLCPCB (<https://jlcnc.com/?source=JLCPCB-top-productbar>) [82]. A estas piezas se les aplicó pintura electrostática politherm 17 R LI Blanco 60232 BR [83] (Figura XVIII) como medida de control térmico pasivo. Esta pintura blanca favoreció la reflexión de la radiación solar, reduciendo así la absorción de calor por radiación evitando el sobrecalentamiento del *payload* en la estratosfera y permitiendo así el funcionamiento adecuado de los componentes electrónicos.

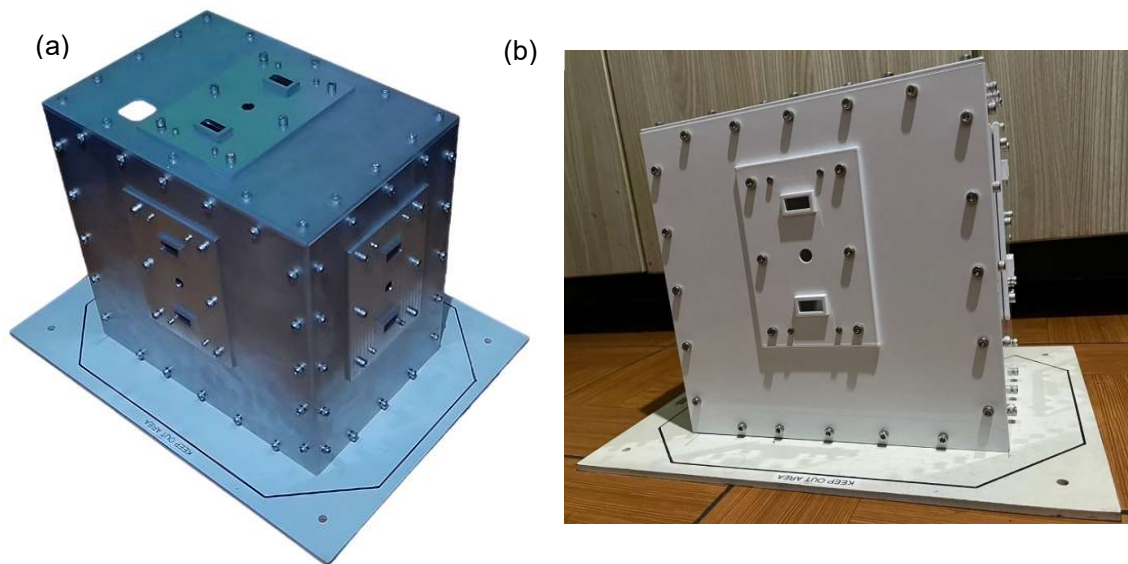


FIGURA XVIII. Carcasa del *payload* o conjunto estructural del *payload*-base en 3D
(a) Carcasa del *payload* solo con aluminio 6061, (b) Carcasa del *payload* después de aplicar la pintura electrostática blanca al aluminio 6061.

La estructura del *payload* estuvo compuesta por perfiles de aluminio V-Slot 6061 los cuales son sujetados con pernos M5 y tuercas de inserción.

¹ Técnica de mecanizado preciso por control numérico computarizado mediante uso de broca u otra herramienta para dar forma al material a partir de un diseño digital preliminar

El acoplamiento entre el *payload* y la base se realizó utilizando pernos avellanados, los cuales fueron atornillados desde la parte inferior a través de los perfiles verticales de V-SLOT. Esta unión conforma el conjunto estructural *payload*-base (Figura XVIII), que posteriormente se fija a la plataforma HASP por medio de cuatro pernos ubicados en los extremos de la base, conforme a los puntos de anclaje establecidos por la plataforma de HASP.

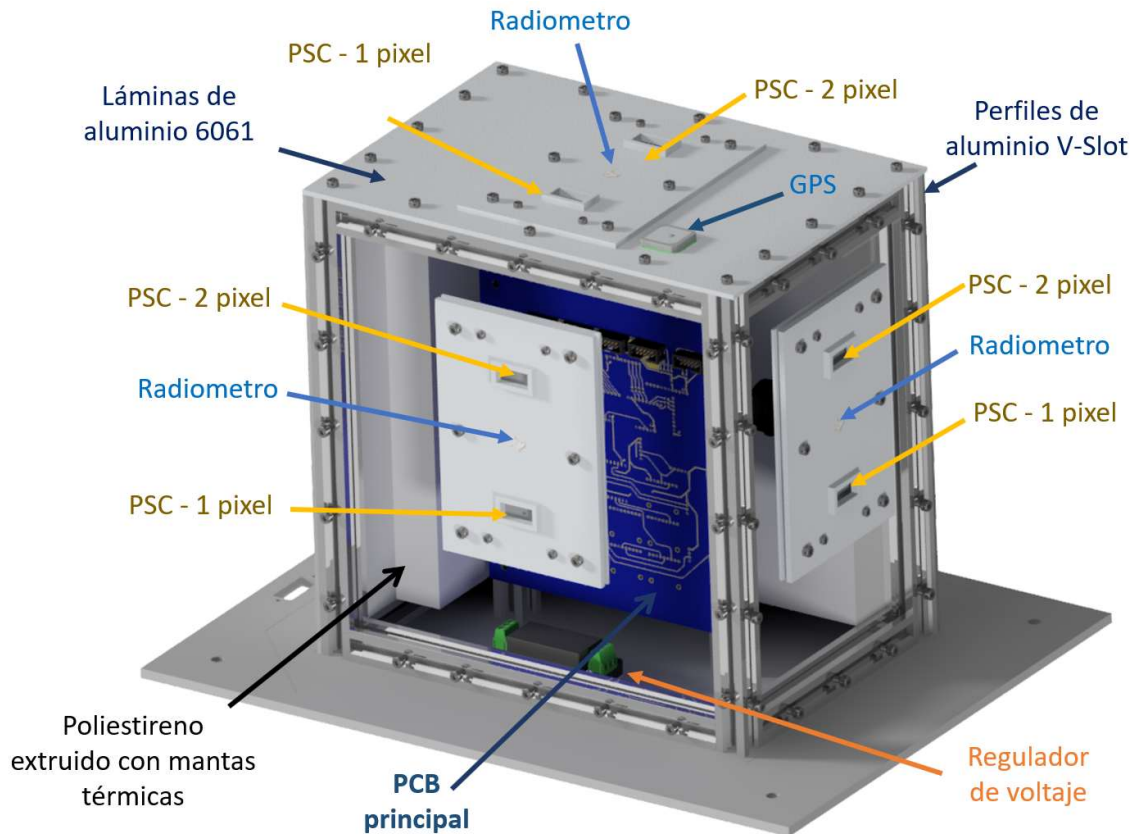


FIGURA XIX. Disposición de la PSCs y radiómetros SRS 6450 en las caras del *payload*.

En cada una de las caras del *payload* se instalaron dos PSCs: una PSC de 2 píxeles en la parte superior y una celda de 1 píxel en la parte inferior (Figura XIX). Ambas PSCs fueron montadas sobre una PCB, la cual integraba además dos sensores de temperatura DS18B20 colocados detrás de cada PSC. Esta PCB fue fijada estructuralmente mediante dos soportes mecanizados. Estas PCBs que tenían montadas las PSC (en adelante, PCB

de las PSC), contaban con un *header* para comunicarse con la PCB principal ubicada en la parte interna del *payload* (Figura XXIII).

2) Dimensiones de las PSCs

Las PSCs que se evaluaron en el payload, fueron fabricadas en el ICN2 de España; estas celdas tienen dimensiones de 2,5 x 1,5 cm².

Las dimensiones para la PSC de 1 píxel se pueden ver en la Figura XX; mientras que las celdas de 2 píxeles en la Figura XXI.

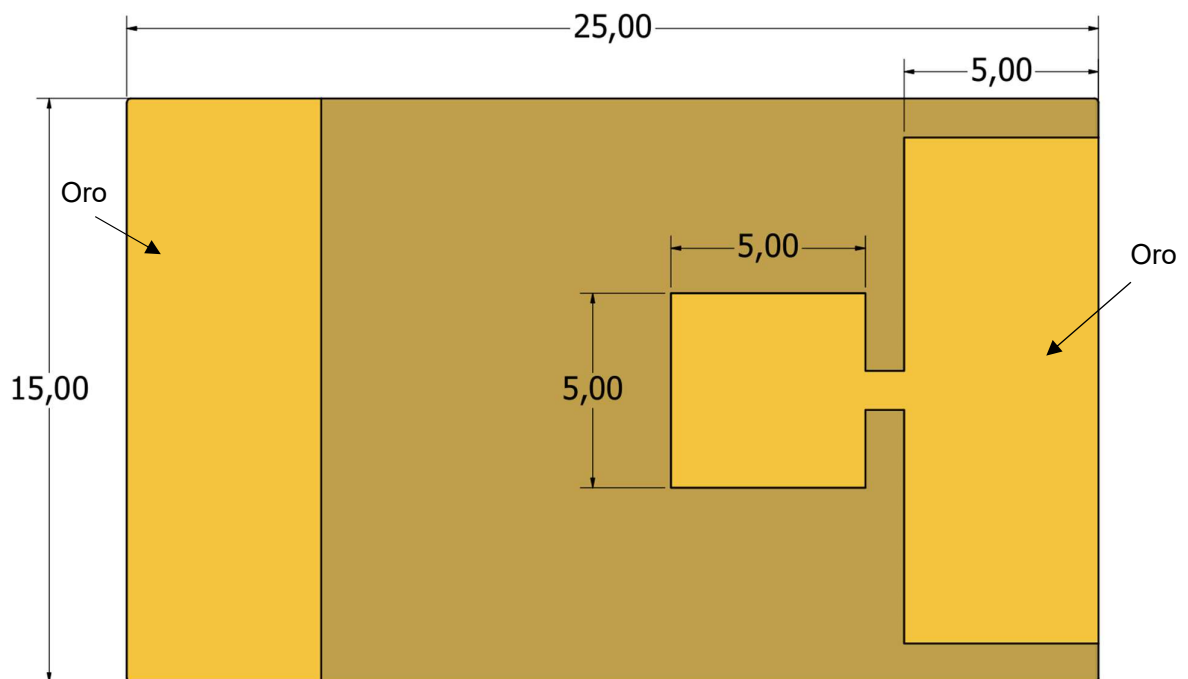


FIGURA XX. Celdas solares de perovskita de 1 píxel. Las dimensiones mostradas se encuentran en mm. La PSC tenía un espesor de 3,55 mm.

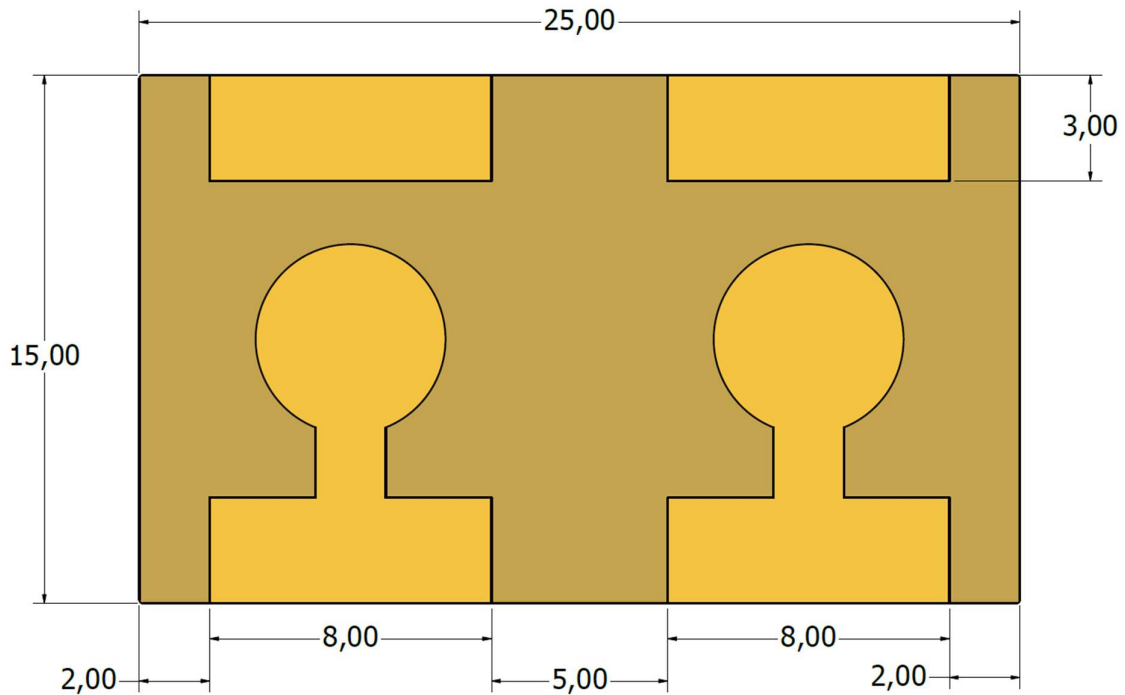


FIGURA XXI. Celda solar de perovskita de 2 píxeles. Las dimensiones mostradas se encuentran en mm. La PSC tenía un espesor de 3,55 mm.

En la Figura XXII, se pueden observar las PSCs en 3D. Se colocaron un total de 15 celdas solares (una PSC de 2 píxeles en la parte superior y una PSC de 1 píxel en la parte inferior de cada cara, ambas PSC con dimensiones de $2,5 \times 1,5 \text{ cm}^2$). Cada celda también contaba con un sensor de temperatura DS18B20 y un radiómetro SRS 6450 para conocer la temperatura y la irradiancia a las que se encuentra expuesta las PSCs.

Para sostener las PSCs se tienen dos estructuras mecanizadas; la estructura delantera tiene un espacio para cada panel y un agujero en el centro para colocar el sensor de irradiancia, en esta estructura se coloca la PCB de las PSCs la cual encaja en las láminas de aluminio de las caras laterales y superior, para sujetar la PCB y la estructura delantera se coloca la segunda estructura mecanizada en la parte posterior, la cual tiene un agujero para el sensor de irradiancia y un corte rectangular para que pueda pasar el *header* que une cada PCB de las PSCs con la PCB principal que se colocó en la parte central interna del *payload* (Figura XXIII).

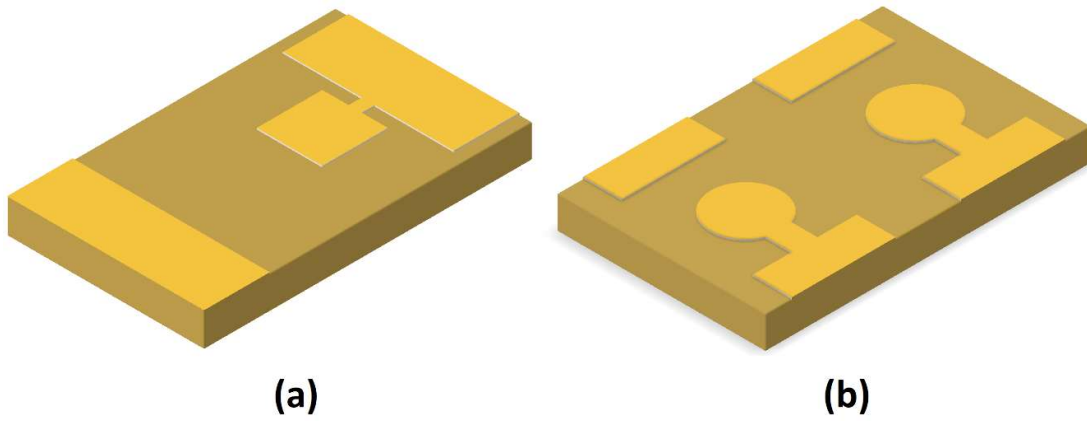


FIGURA XXII. (a) Celda solar de perovskita de 15 x 25 mm² (1 píxel) y (b) Celda solar de perovskita de 16 x 25 mm² (2 píxeles).

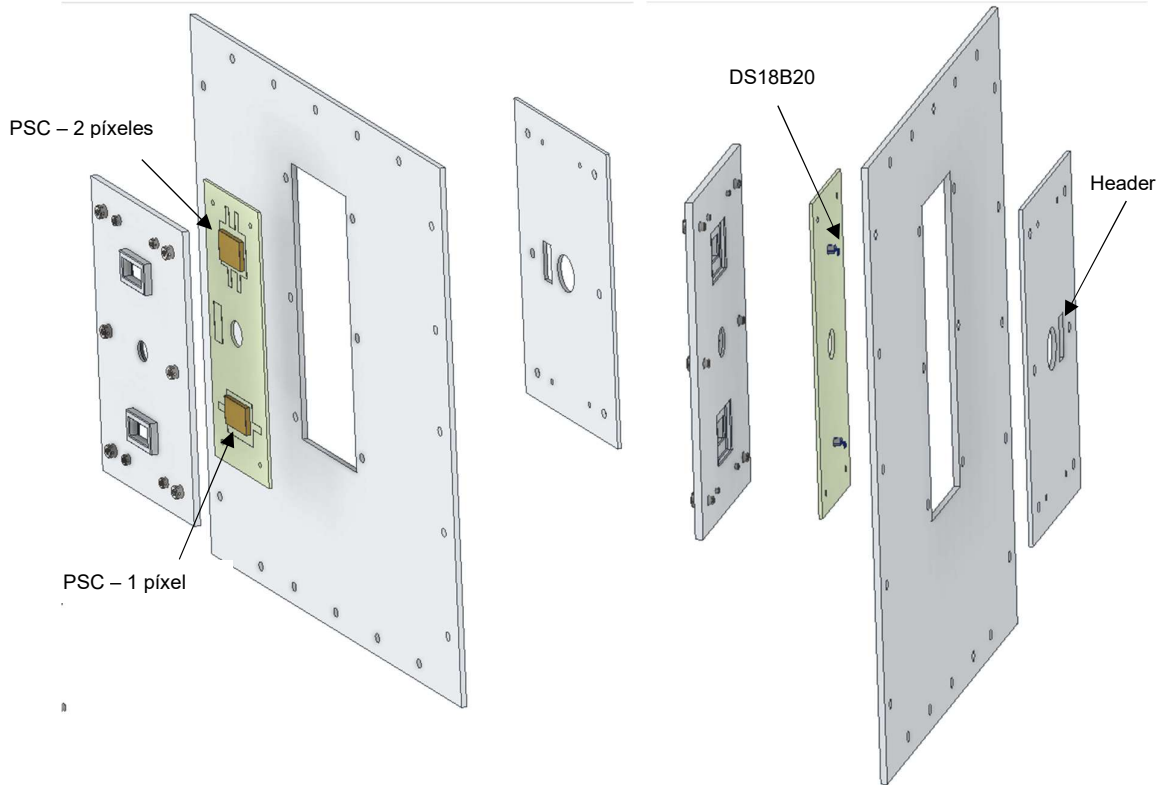


FIGURA XXIII. Posicionamiento de las PSCs en el *payload* con estructuras de soporte para la PCB de las PSCs.

C. Diseño del sistema electrónico del *payload*

Debido a que HASP suministra un voltaje de 30 V durante el vuelo, y se utilizaron dos reguladores de voltaje principales: el PYB10 para alimentar al circuito electrónico con una salida de voltaje de 5 V, y el XL4016 para alimentar a los MOSFET que controlan los *heating pads* alimentados con 9 V (Figura XXIV).

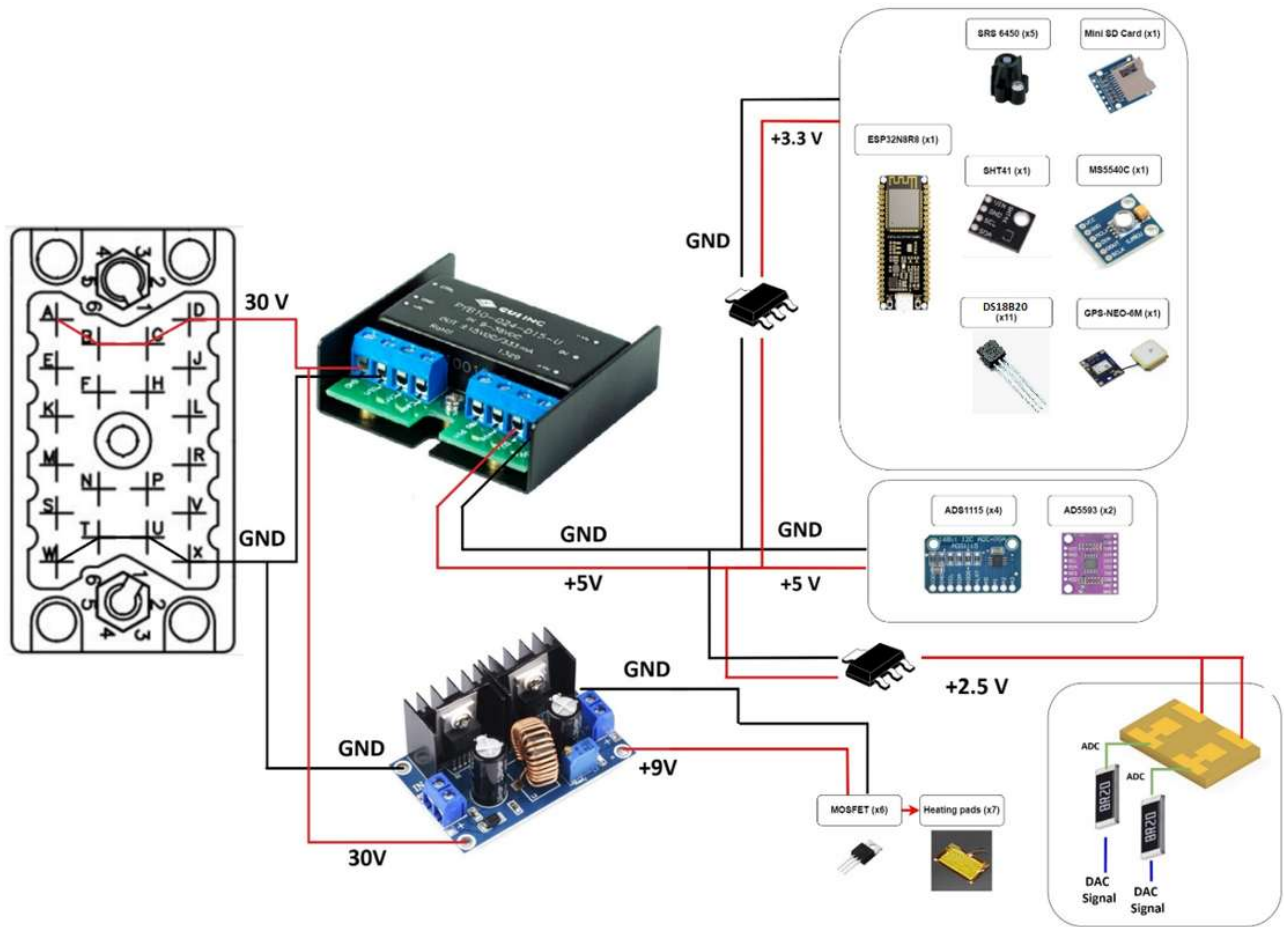


FIGURA XXIV. Diagrama de bloques de los componentes y su suministro de voltaje.

En la salida del voltaje de 5 V se utilizaron dos reguladores de voltaje adicionales con salida de 3,3 V (LM1117S-3.3V) para el suministro de voltaje del microcontrolador y componentes, y de 2,5 V (LM1117S-2.5V) para conectar en el terminal negativo de las PSCs (Figura XXV).

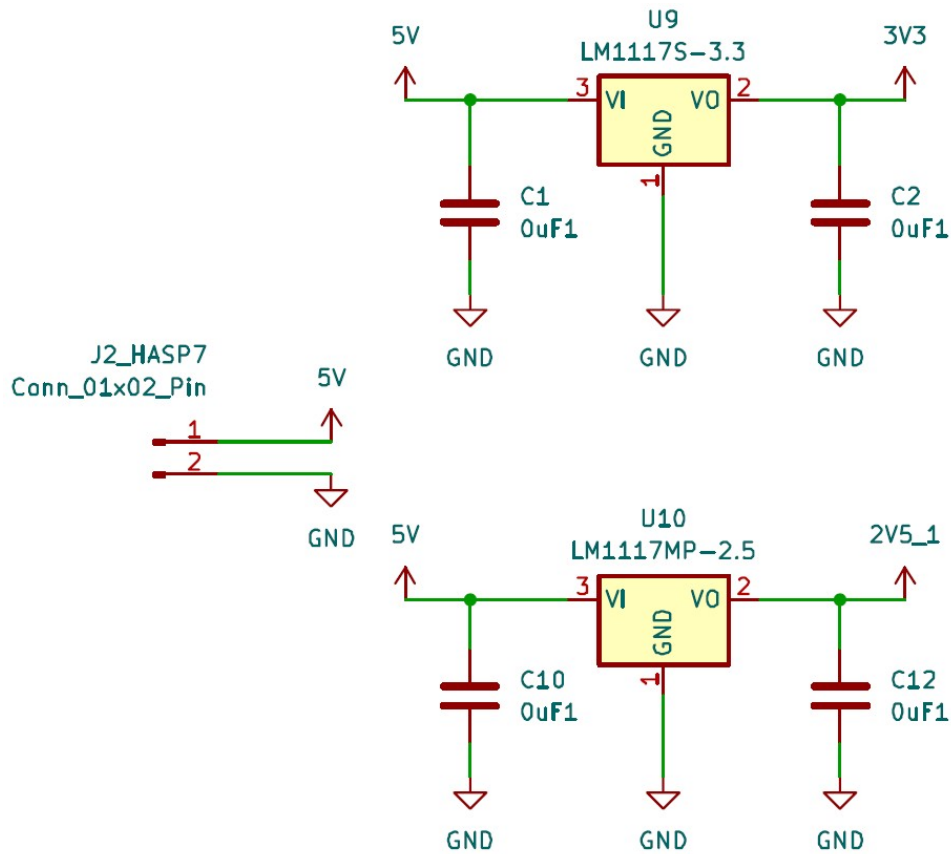


FIGURA XXV. Diagrama esquemático para reguladores de voltaje de 5 V.

En el circuito electrónico se utilizaron dos tipos de placas, una PCB principal la cual está ubicada en la parte interna del *payload*, mientras que cinco PCB para las PSCs fueron ubicadas en las caras laterales del *payload*.

En la PCB principal se utilizó un microcontrolador ESP32-S3-DevKitC-1-N16R8 el cual está conectado a los sensores SRS 6450 (5), MS5540C (1), SHT41 (1), GPS 6M (1), DS18B20 (10) y un módulo de memoria mini SD Card (1) los cuales se alimentan con 3,3V.

Además, se tienen ADS1115 (4) y AD5593 (2) externos para la conversión analógico digital (ADC) y la conversión digital a analógica (DAC) respectivamente los cuales tienen un suministro de voltaje de 5 V.

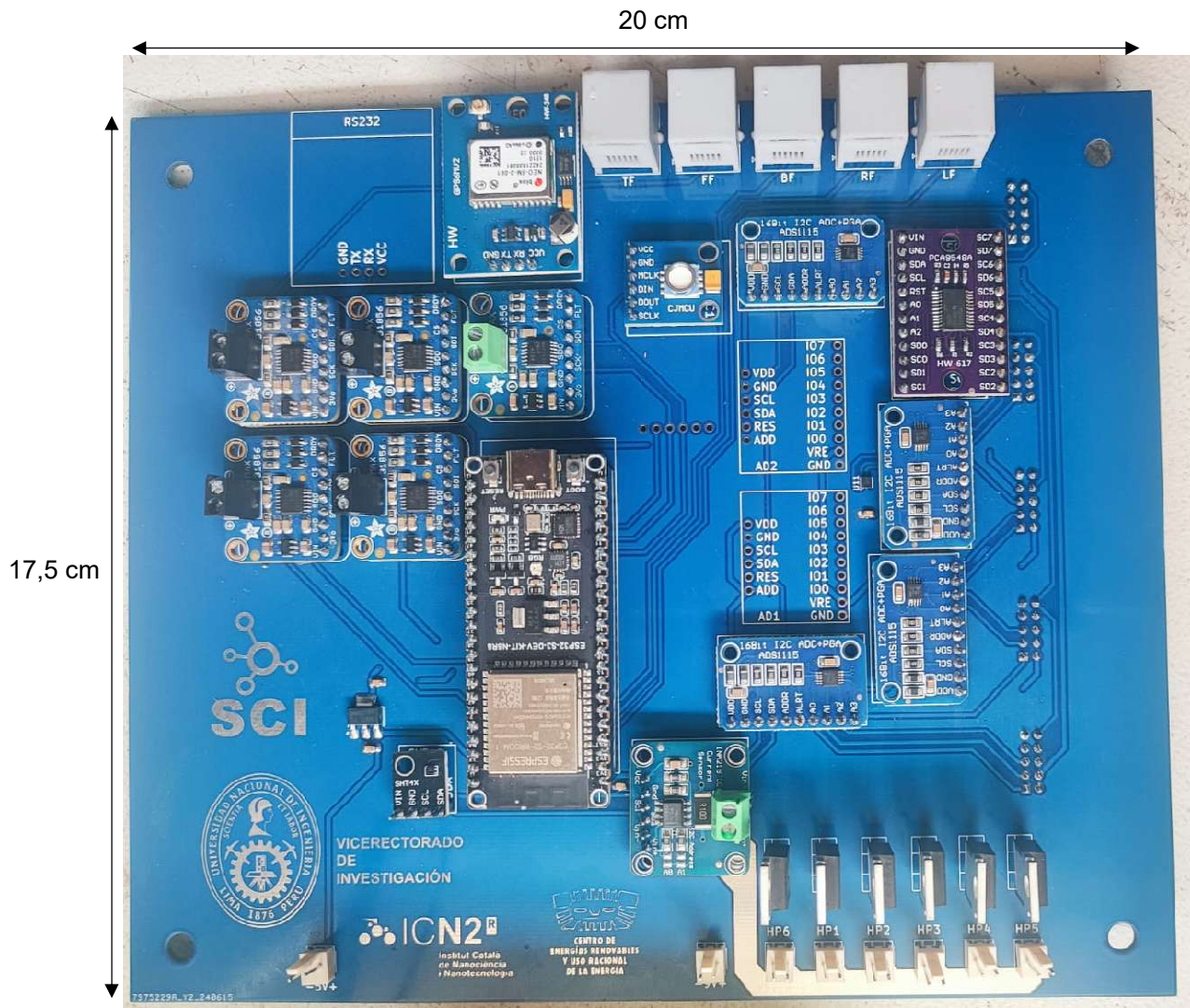


FIGURA XXVI. PCB principal.

En el microcontrolador ESP-32-S3-N16R8 se utilizaron sus periféricos para enviar señales PWM hacia los MOSFETs encargados del control térmico de los *heating pads* y sus ADC internos para la medición de la irradiancia; además este microcontrolador se conectó a módulos por comunicación UART, SPI, e I2C (Figura XXVII).

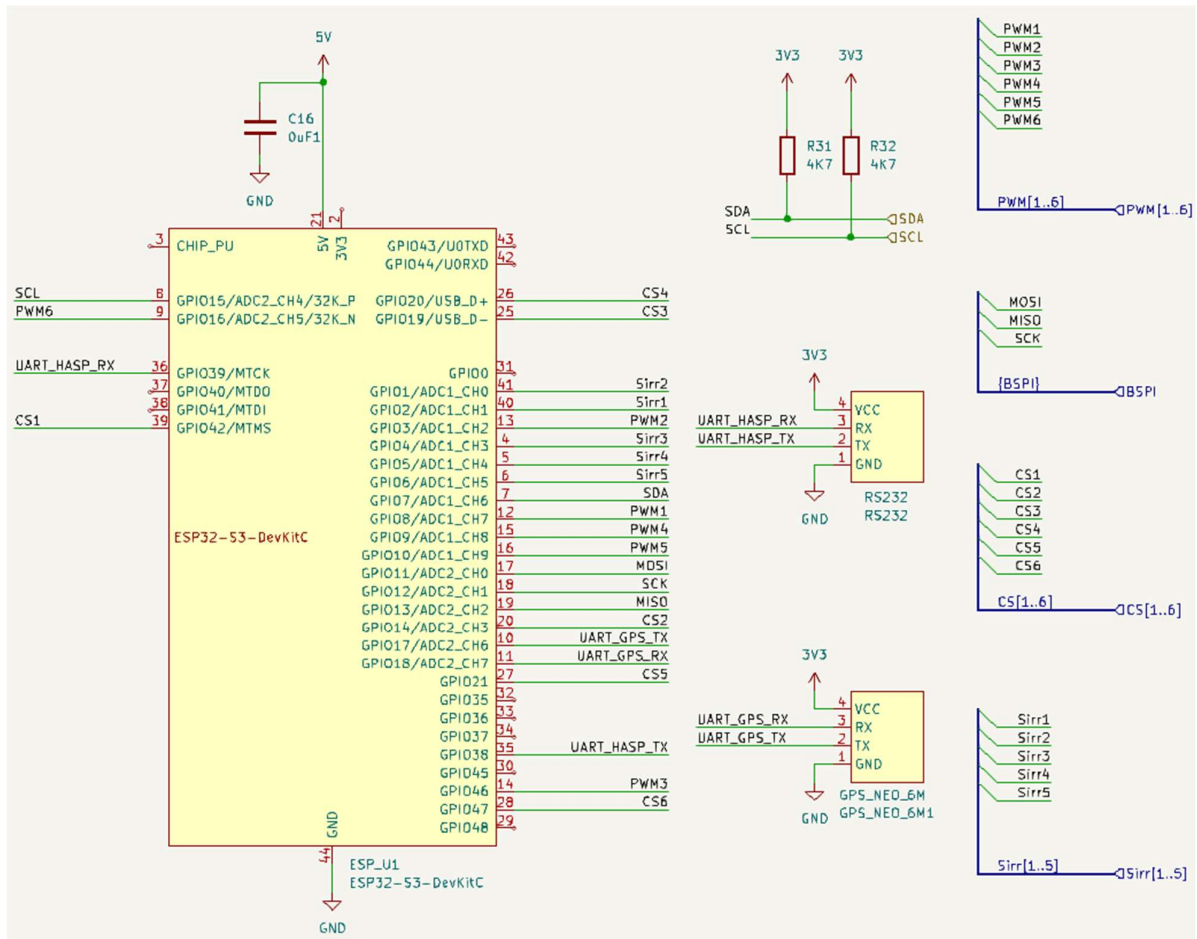


FIGURA XXVII. Diagrama esquemático de las conexiones del microcontrolador.

Los sensores SHT41, ADC externo ADS1115 y el DAC Externo AD5593, se comunicaron por I2C al microcontrolador. El sensor SHT41 tiene un suministro de voltaje de 3,3V con comunicación I2C hacia el microcontrolador (Figura XXVIII).

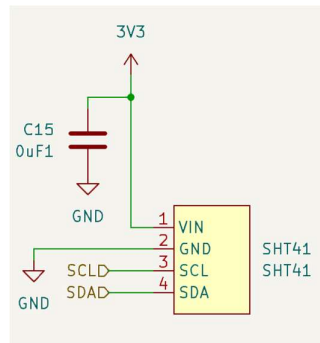


FIGURA XXVIII. Sensor de humedad y temperatura SHT41 con comunicación I2C.

El ADC del ADS1115 va conectado hacia el terminal positivo de las PSC, mientras que señal del DAC se conecta antes de la resistencia shunt para variar el voltaje de 0 a 1,5V.

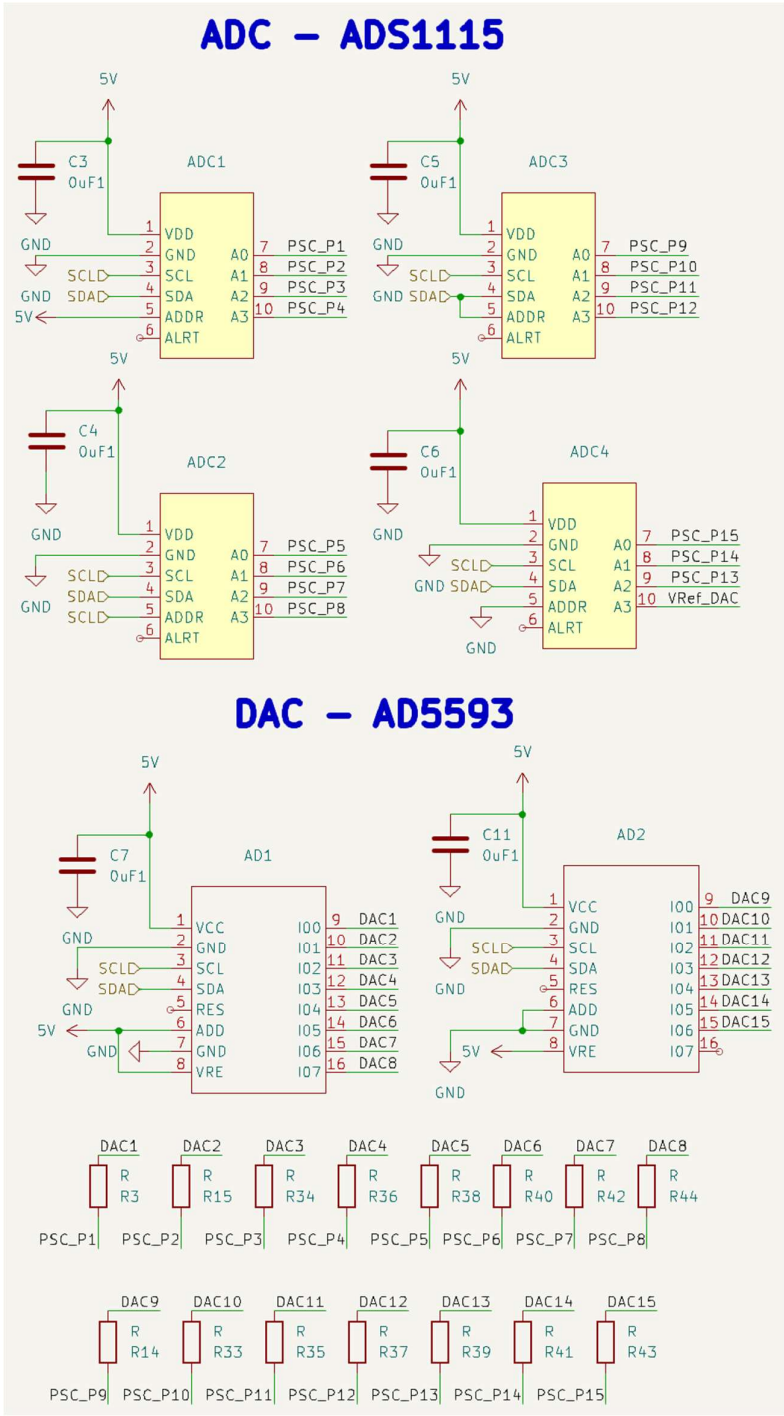


FIGURA XXIX. Diagrama esquemático del ADC y DAC externo.

Para la lectura de la irradiancia (sensor SRS 6450) se utilizó 5 ADC internos del microcontrolador y un suministro de voltaje de 3,3 V. Estos sensores fueron conectados a la PCB principal por medio de conectores RJ11 que estuvieron montados en la PCB principal.

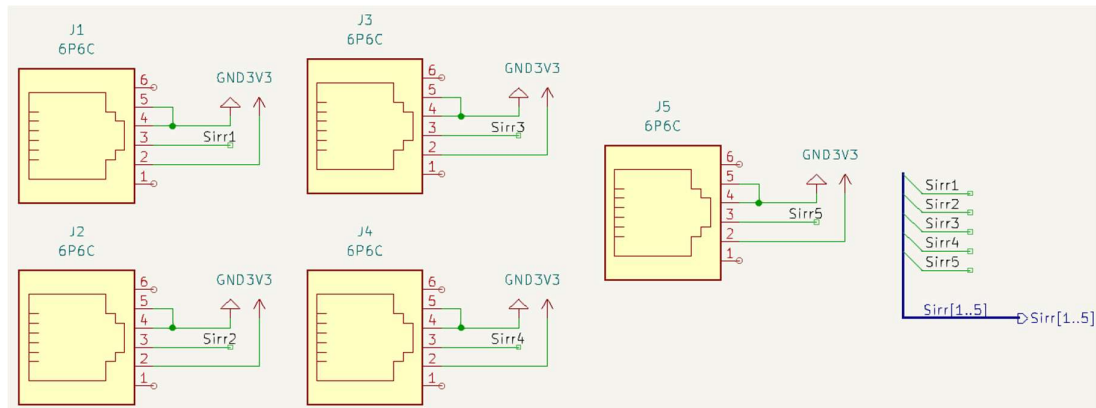


FIGURA XXX. Diagrama esquemático de los conectores RJ11 de la PCB principal.

Los amplificadores MAX31856, utilizados para las termocuplas, y la memoria mini SD Card, encargada de almacenar los datos, se comunicaron por SPI (del inglés *serial peripheral interface*). Estos módulos estuvieron en la PCB principal con un suministro de voltaje de 3,3 V, además de designarse un GPIO del microcontrolador a cada *chip select* de los módulos (Figura XXXI).

Para la medición de la temperatura de las PSCs se utilizó el sensor DS18B20 con un suministro de voltaje de 3,3 V y cada sensor estuvo conectado a un ADC para la lectura de las temperaturas.

Para cada PCB de las PSCs se utilizó dos sensores de temperatura DS18B20, conexiones de las PSCs (1 píxel y 2 píxeles) y un header 176181-3 de 10 pines (ver Figura XXXII).

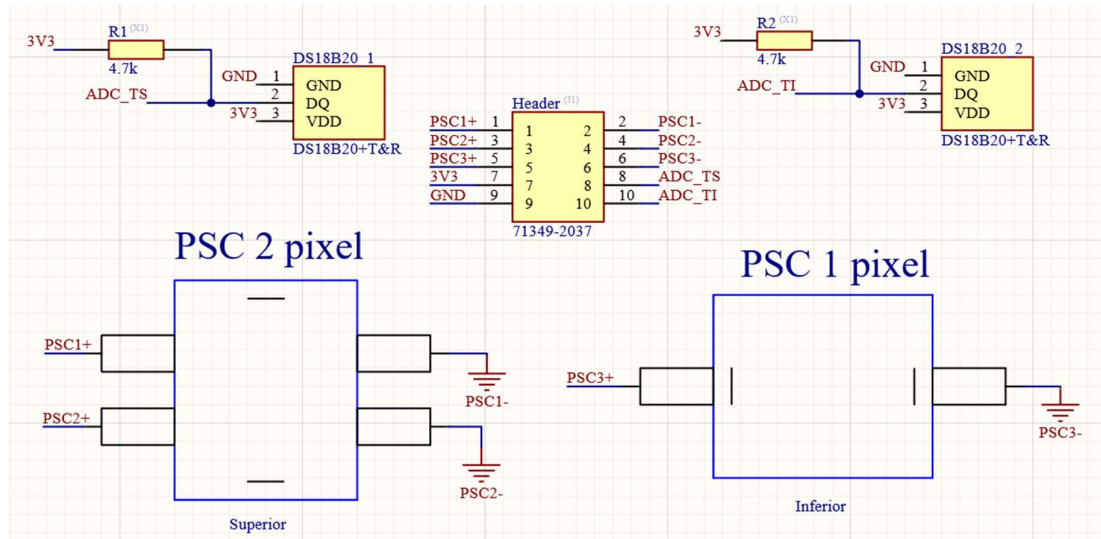


FIGURA XXXII. Diagrama esquemático de la PCB para las PSCs.

Se utilizaron en total 5 PCBs para las PSCs, en cada cara del payload las cuales fueron sujetadas por soportes de aluminio 6061 para que solo las PSCs sean expuestas a la radiación (ver Figura XXIII).

D. Control térmico del *payload*

El *payload* al encontrarse en la estratósfera está expuesto a un rango de temperatura entre -80 °C a 40 °C, para la temperatura de la plataforma superior de HASP, y entre -70 °C a 25 °C para la temperatura ambiente exterior, tal como se muestra en la Figura XXXIII [84].

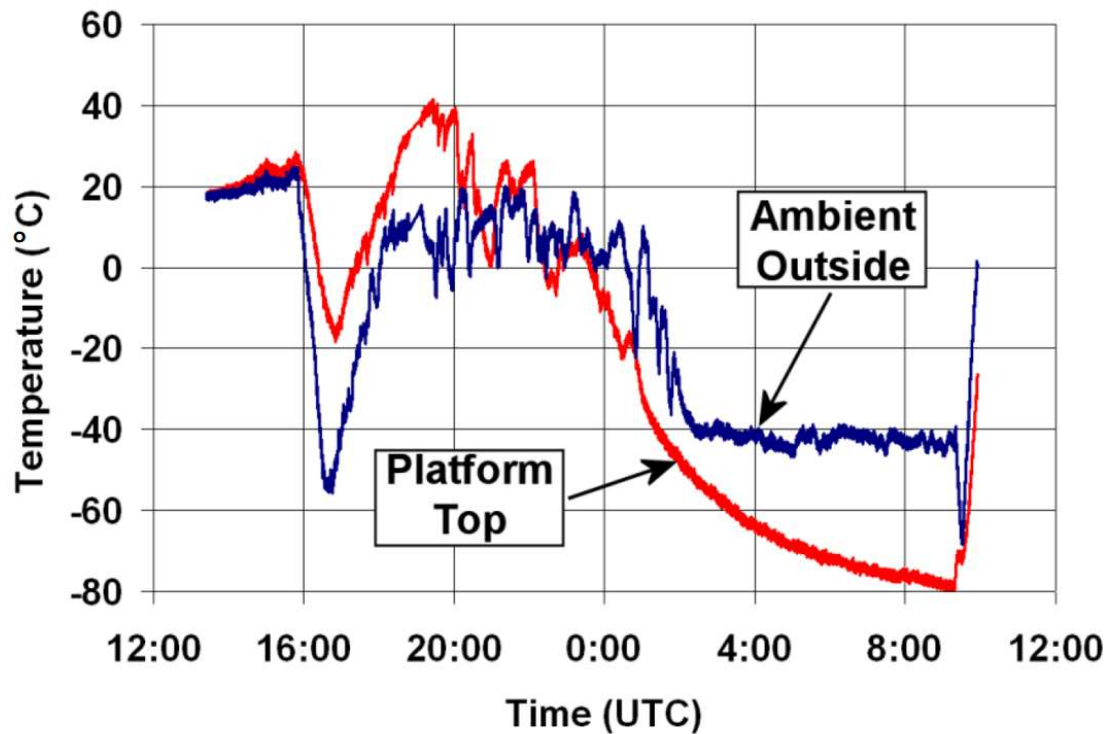


FIGURA XXXIII. Temperatura típica durante el vuelo [84].

1) Control térmico pasivo

Se utilizó en el *payload* espuma de poliestireno extruido Foamular 250 [85] con espesor de 2", como control térmico pasivo en la parte interna de las paredes del *payload*.

El día 31 de mayo de 2024 se realizó la medición del coeficiente de conductividad térmico de la espuma de poliestireno extruido utilizando el equipo Thermttest HFM v2 ubicado en el laboratorio de Ingeniería Física de la Universidad Nacional de Ingeniería, el cual está compuesto por dos sensores de flujo con termopares de superficie para medir la resistencia y conductividad térmica. Para controlar la temperatura, se utilizan múltiples placas Peltier. El espesor de la muestra se determina con alta precisión gracias a codificadores ópticos digitales con una resolución de 0,05 mm. Dos placas metálicas, una a cada temperatura, se desplazan mediante motores paso a paso, permitiendo el análisis de diferentes materiales entre ellas (Figura XXXIV).

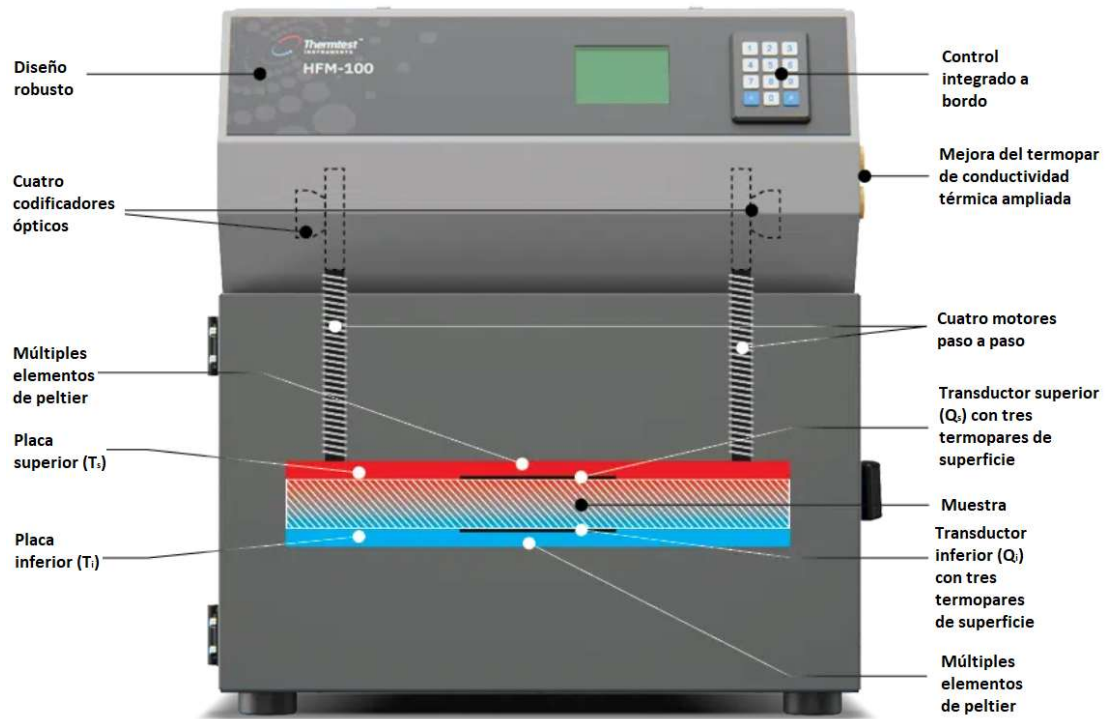


FIGURA XXXIV. Descripción del equipo THERMTEST HFM v2.

En la medición se realizó dos pruebas con temperaturas medias a 30°C y -10°C (ver Tabla 3.), obteniendo un coeficiente de conductividad de $0,0345\text{ W/mK}$ y $0,0292\text{ W/mK}$ respectivamente.

TABLA III. Parámetros y resultados de las mediciones de conductividad térmica.

Pruebas	1	2
Temperatura media ($^{\circ}\text{C}$)	30	-10
Placa superior (T_s)	40°C	0°C
Placa inferior (T_i)	20°C	-20°C
Tiempo de la prueba (min)	30	40
Espesor (mm)	25,3	25,2
Resistencia térmica ($\text{m}^2\text{K/W}$)	0,7399	0,8646
Conductividad térmica (W/mK)	0,0345	0,0292

En la prueba se observa que la placa superior se estabilizó a 40°C y la placa inferior a 20 °C para una temperatura media de 30 °C con un flujo de 26,7 W/m² (Figura XXXV); mientras que para una temperatura media de -10°C, la placa superior se estabilizó a 0 °C y la inferior a -20 °C con un flujo de 22,8 W/m² (Figura XXXVI).

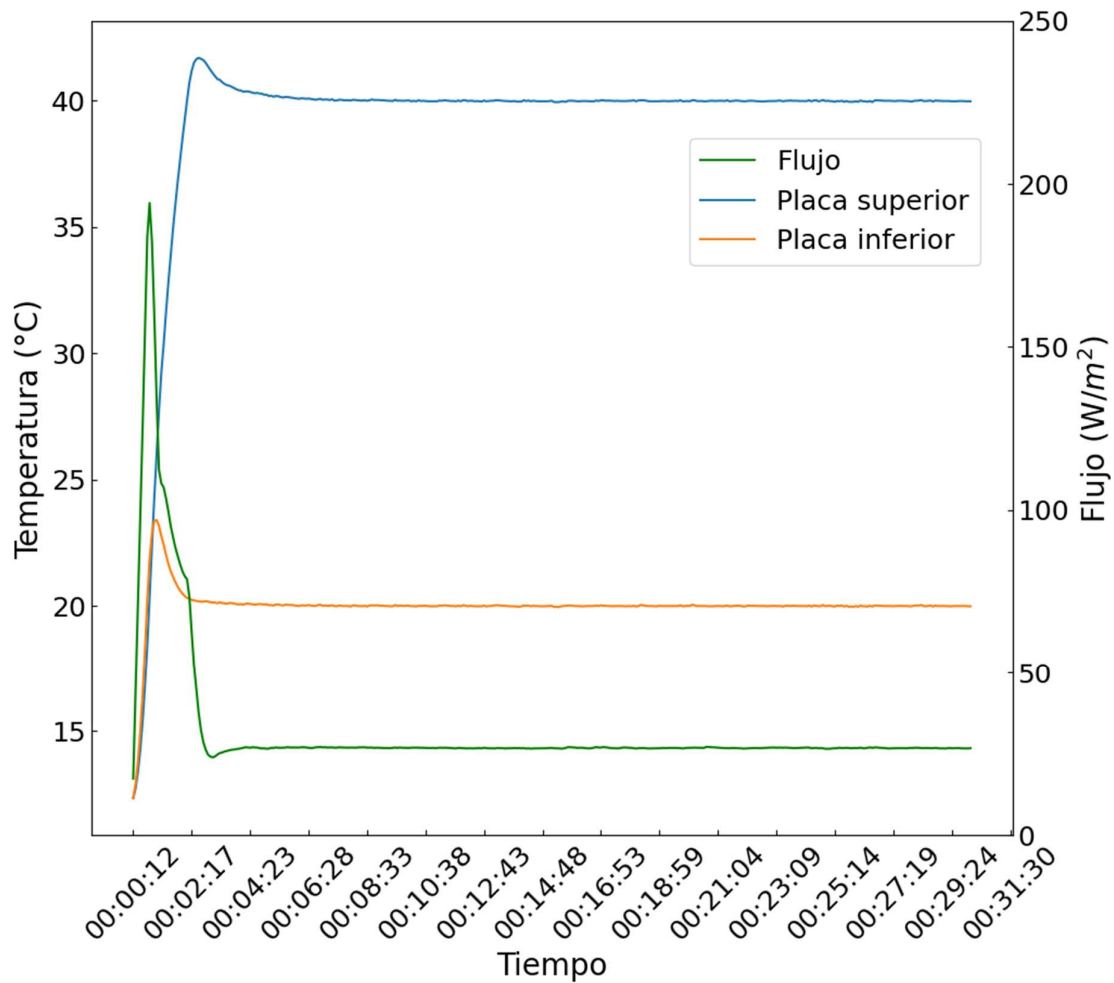


FIGURA XXXV. Temperatura y flujo para prueba 1 a una temperatura media de 30°C.

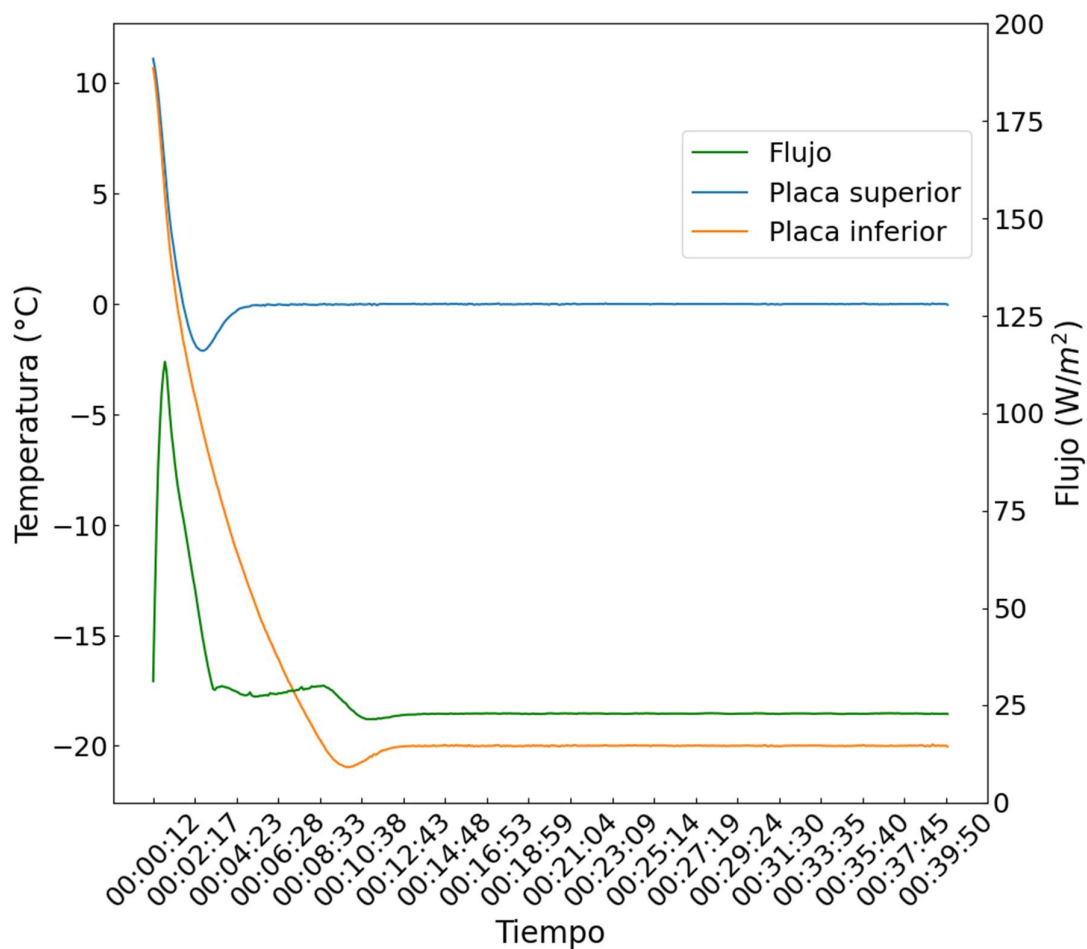


FIGURA XXXVI. Temperatura y flujo para prueba 2 a una temperatura media de 0°C.

Esta espuma se colocó en la parte interna del *payload* entre las láminas de aluminio y la parte interior del *payload* con la finalidad de mantener una temperatura constante para los componentes electrónicos de la PCB principal.



FIGURA XXXVII. Espuma de poliestireno extruido cortado.

Sobre esta espuma de poliestireno extruido se colocó mantas térmicas aluminizadas de 14 μm de espesor y se pegaron con cinta Kapton BGA de alta temperatura (Figura XXXVIII).



FIGURA XXXVIII. Espuma de poliestireno extruido con mantas térmicas y cinta BGA de alta temperatura.

2) Control térmico activo

Los *heating pads* utilizados están fabricados con una malla de filamento de poliéster y fibra conductora de micrometal doblada en una película protectora de poliimida, las dimensiones de estos *heating pads* son de $5 \times 10 \text{ cm}^2$ con un hilo conductor muy fino y fuerte de 0,27 mm de diámetro. Estos *heating pads* se encargaron de mantener los componentes electrónicos dentro de su rango de operatividad y estarán encendidos principalmente cuando el *payload* se encuentre en la tropopausa.

Para determinar el voltaje de entrada de los *heating pads* se realizó una prueba experimental para conocer el consumo de corriente utilizando voltajes de 5 V, 7,5 V, 9 V y 12 V (Tabla 4). Para esto se utilizaron termocuplas tipo K con una sensibilidad de $50 \mu\text{V}/^\circ\text{C}$ y un KORAD KA3005P como fuente de alimentación que indicaba el voltaje y corriente que recibió el *heating pad*. En la tabla 4 se observa que el voltaje adecuado es de 9 V para la

no superar los 75 W que suministra por HASP, asumiendo que todos los *heating pads* están encendidos en su máxima potencia.

TABLA IV. Consumo de corriente de los *heating pads*.

Heating pads				
Voltaje (V) ± 10 mV	12	9	7,5	5
Corriente (A) ± 10 mA	1,4	1,2	1	0,7
Temperatura medida (°C)	92,8	67,6	56,4	41,2
Temperatura ambiente (°C)	23,8	23,8	23,2	24,1
Variación de temperatura (°C)	69,0	43,8	33,2	17,1
Potencia (W) $\pm 0,12$ W	16,8	10,5	7,5	3,7
Potencia total para 6 <i>Heating Pads</i> encendidos (W) $\pm 0,12$ W	100,9	62,7	45,0	22,4

Para controlar el consumo de corriente se utilizó un MOSFET IRF540N (Figura XXXIX) para cada *heating pad*, con suministro de voltaje de 9 V (que se obtiene por medio de un regulador de voltaje XL4016 con entrada de 30 V y salida de 9 V), por medio de una señal PWM enviada desde el microcontrolador.

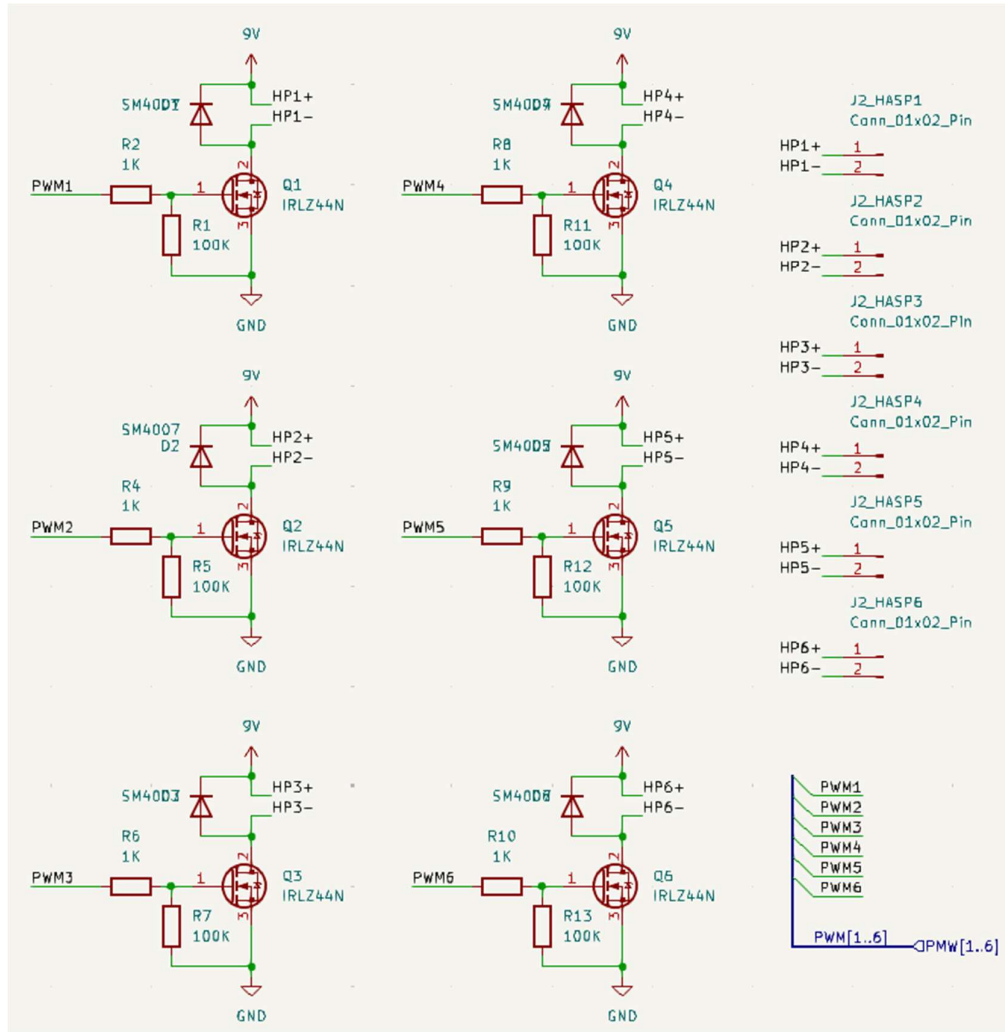


FIGURA XXXIX. Diagrama esquemático del circuito para el control del *heating pad*.

Para la medición de temperatura al interior del *payload*, se utilizó el sensor SHT41 ubicado en la PCB principal y cinco termocuplas ubicadas en cada sensor de irradiancia que es donde también se ubican los *heating pads*.

Las termocuplas utilizan un módulo amplificador de termopar MAX31856 el cual se comunica por SPI al microcontrolador (Figura XL).

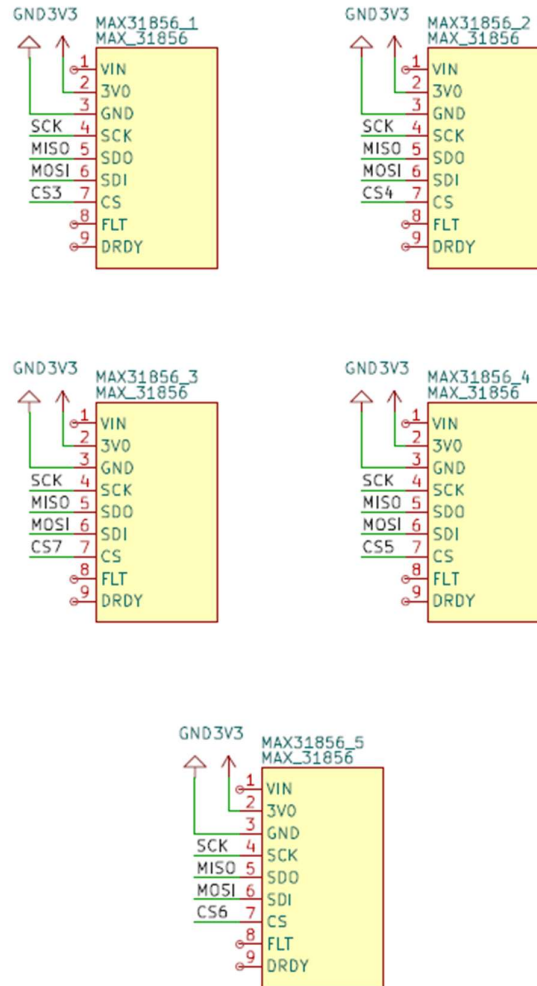


FIGURA XL. Diagrama esquemático del amplificador MAX31856.

Se utilizó un control *on-off* con un *set point* de 20 °C para que los componentes de la PCB principal se encuentren dentro de su temperatura de operatividad.

Adicionalmente en el diseño se propuso realizar el trazado de la curva IV de las PSCs con la metodología presentada en el Anexo 01.

IV. Resultados

En este capítulo se presentan los resultados experimentales.

A. Irradiancia solar a AM0

Se realizó el cálculo para la irradiancia teórica recibida en el *payload* para el día 04/09/24 desde Fort Summer Municipal Airport, N 17th ST, New Mexico – USA (latitud: 34,489, longitud: -104,224).

Para realizar los cálculos de la irradiancia recibida por el *payload* se emplearon las ecuaciones de Iqball [86].

- Para determinar la declinación utilizamos la ecuación:

$$\delta = 23,45 \sin \left[\frac{360}{365} (d_n + 284) \right] \quad (4.1)$$

- ✓ Donde para el día 04/09/24

$$d_n = 247 \quad (4.2)$$

- ✓ Por lo tanto, reemplazando en (4.1) la declinación fue:

$$\delta = 6,57^\circ \quad (4.3)$$

- La latitud geográfica:

$$\phi = 34,82^\circ \quad (4.4)$$

- El ángulo horario es el que irá variando durante el día, entre los ángulos -180 ° hasta 180°

$$-180^\circ \leq \omega \leq 180^\circ \quad (4.5)$$

De la Figura XLI, para determinar el ángulo cenital con respecto a la Tierra se usa la ecuación:

$$\theta_z = \arccos(\sin\delta\sin\phi + \cos\delta\cos\phi\cos\omega) \quad (4.6)$$

En donde:

θ_z : ángulo cenital

δ : declinación

ϕ = latitud geográfica

ω = hora angular

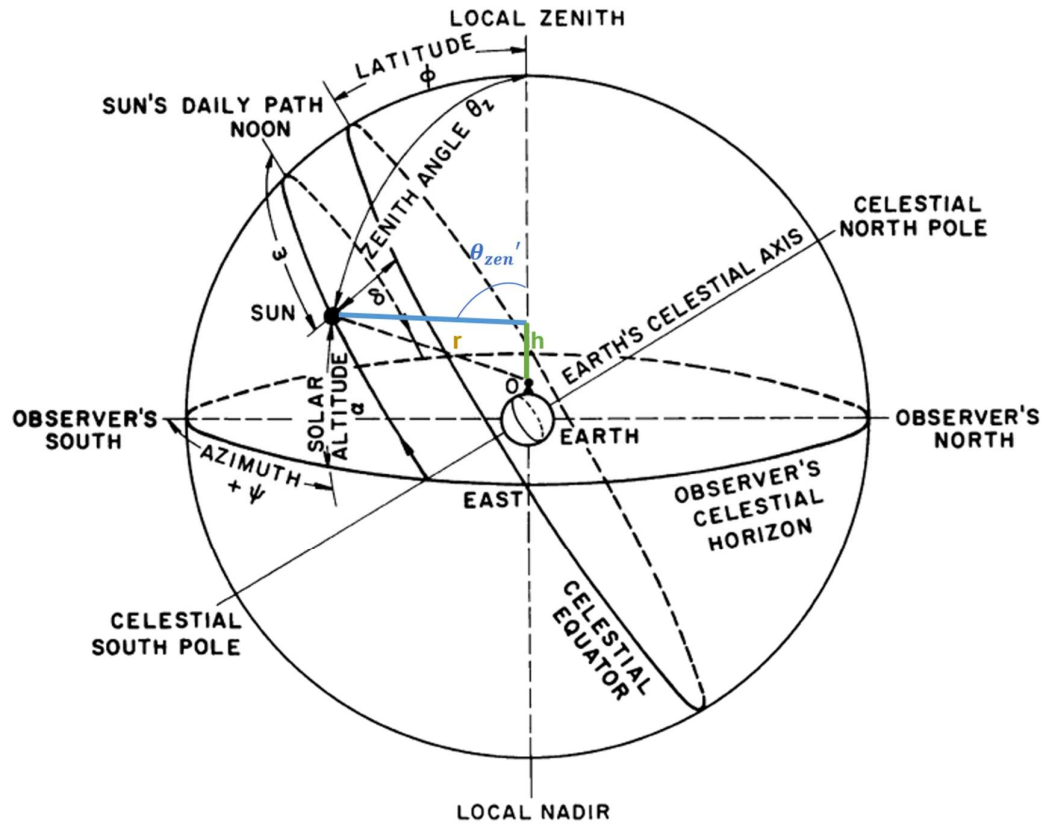


FIGURA XLI. Geometría de la esfera celeste para determinar el ángulo cenital a una altura de 36 km. Modificado de M. Iqball [86].

Para calcular el ángulo cenital a 36 km. se utiliza la siguiente fórmula:

$$h = 36 \text{ km}$$

$$d = 150,000,000 \text{ km}$$

$$\theta'_{zen} = \arcsen\left(\frac{r \sin \theta_z}{\sqrt{(r \sin \theta_z)^2 + (r \cos \theta_z - h)^2}}\right) \quad (5)$$

Para calcular la irradiancia sobre cada una de las caras del *payload* se descompone la radiación incidente en un eje azimutal (caras laterales) y en el eje de elevación (cara superior) del *payload*; además se asumió una irradiancia directa de 1353 W/m^2 (ver Figura XLII).

Para las caras laterales se considera una irradiancia de $1353 \times \text{sen}\theta_z$, mientras que la cara superior $1353 \times \text{cos}\theta_z$.

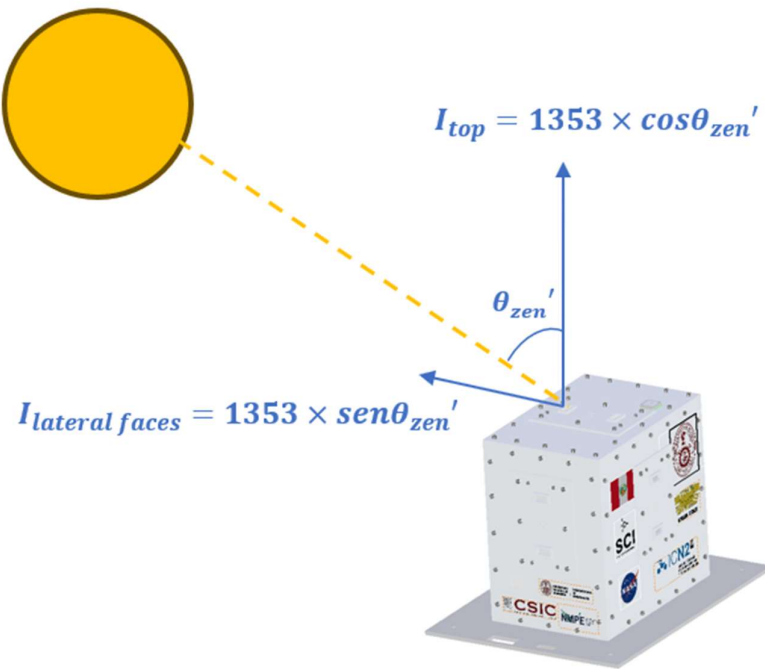


FIGURA XLII. Descomposición de la irradiancia a la que se expone el *payload* en sus caras laterales y superior.

Una vez determinada la ecuación se realizó el cálculo para la irradiancia teórica del día de lanzamiento y se realizó la comparación con los datos obtenidos en el experimento (ver Figura XLIV).

Se observa durante la elevación del *payload* varias caídas de los valores de irradiancia medidos, esto se debe a que en esta etapa el *payload* estuvo girando de tal manera que los sensores de irradiancia quedaron temporalmente midiendo en condición de sombra, generada por objetos que estaban alrededor del *payload* (Anexo 02).

Durante el vuelo a 36 km, se observó que el *payload* ya mantuvo más estable, con respecto a su giro azimutal, por esto se presentan menos ruido y sombras más prolongadas en las caras que no recibían la radiación solar, así como valores de irradiancia coherentes en las caras expuestas a la radiación solar.

Para la medición de la irradiancia en el *payload* se utilizaron cinco (05) sensores de irradiancia SRS6450, los cuales fueron conectados al ADC interno del microcontrolador en su salida para la lectura del voltaje.

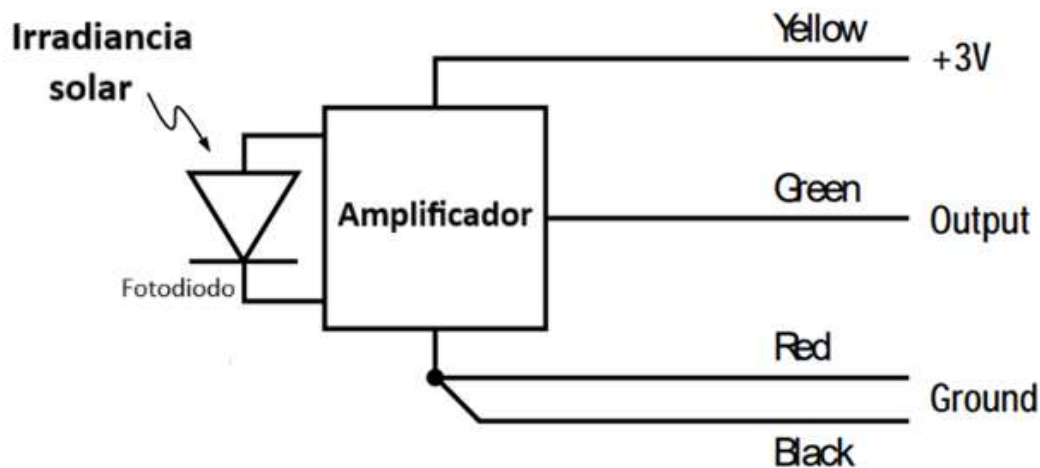


FIGURA XLIII. Diagrama de conexiones del sensor SRS6450. Modificado de Davis Instrument DS6450 [87] .

La calibración para determinar el factor de conversión de voltaje (V) a irradiancia (W/m^2) se realizó haciendo la medición de los radiómetros SRS 6450, los cuales se instalaron con la misma orientación que el radiómetro de referencia (SR30-D1) ubicado en el Centro de Energías Renovables (CER). Estos cinco radiómetros se conectaron a un *datalogger* GL240 para medir el voltaje de salida el cual varía en función de la irradiancia.

De acuerdo con la norma *Standard Test Method for Transfer of Calibration From Reference to Field Radiometers* (E824-10), el procedimiento de calibración requiere la adquisición de 15 secuencias de medición de 10 min con 21 lecturas instantáneas cada una. Por tal motivo, para la calibración se tomaron 15 secuencias consecutivas de 10 min

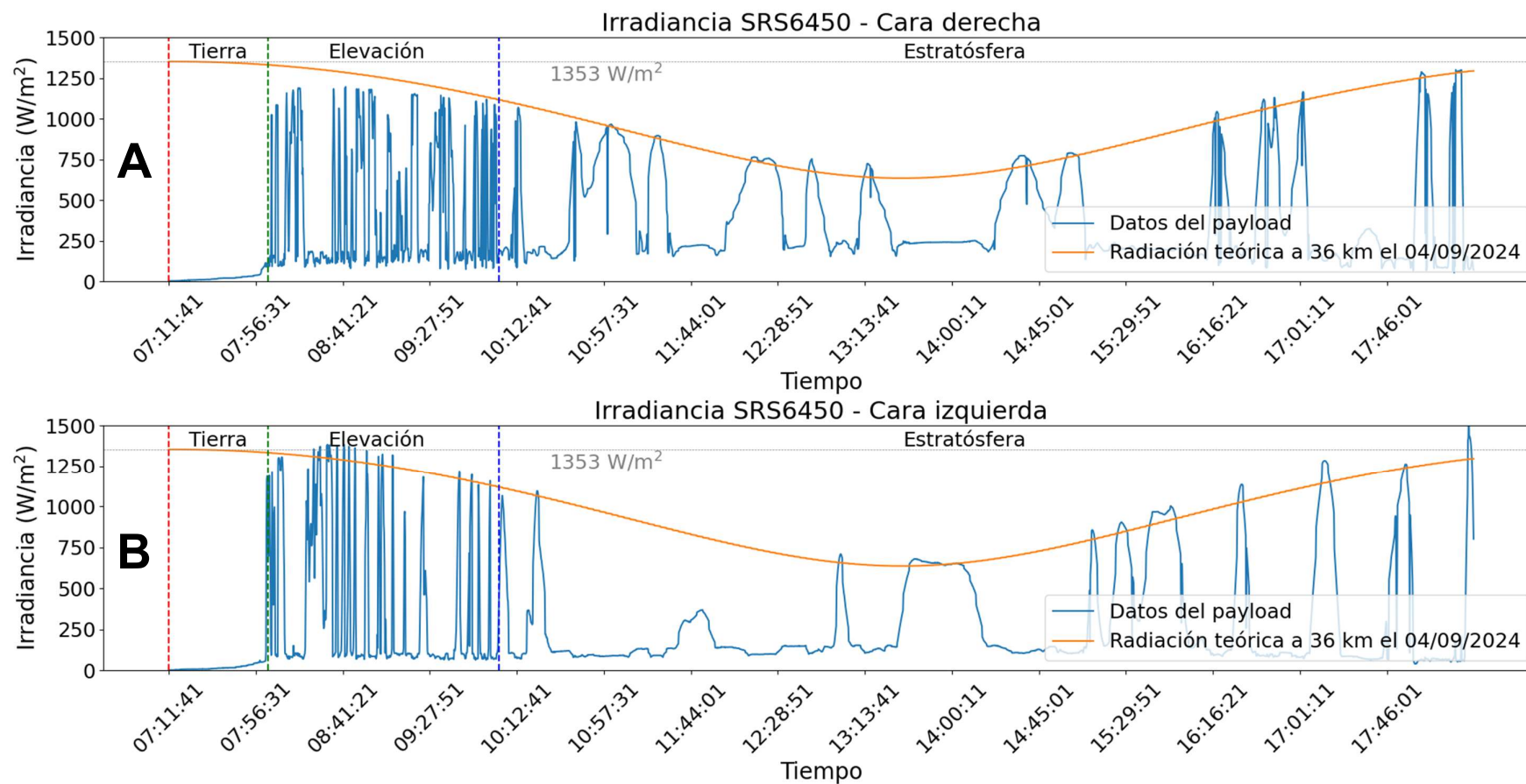
con lecturas instantáneas cada segundo, es decir 150 min de medición continuos, obteniendo los resultados que se observan en la Tabla 5.

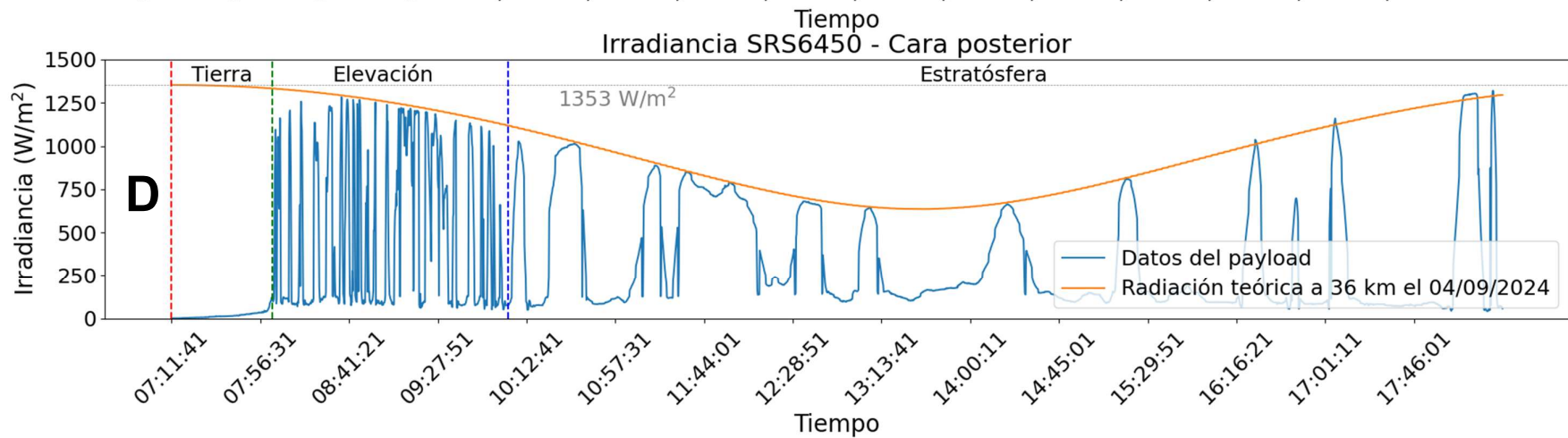
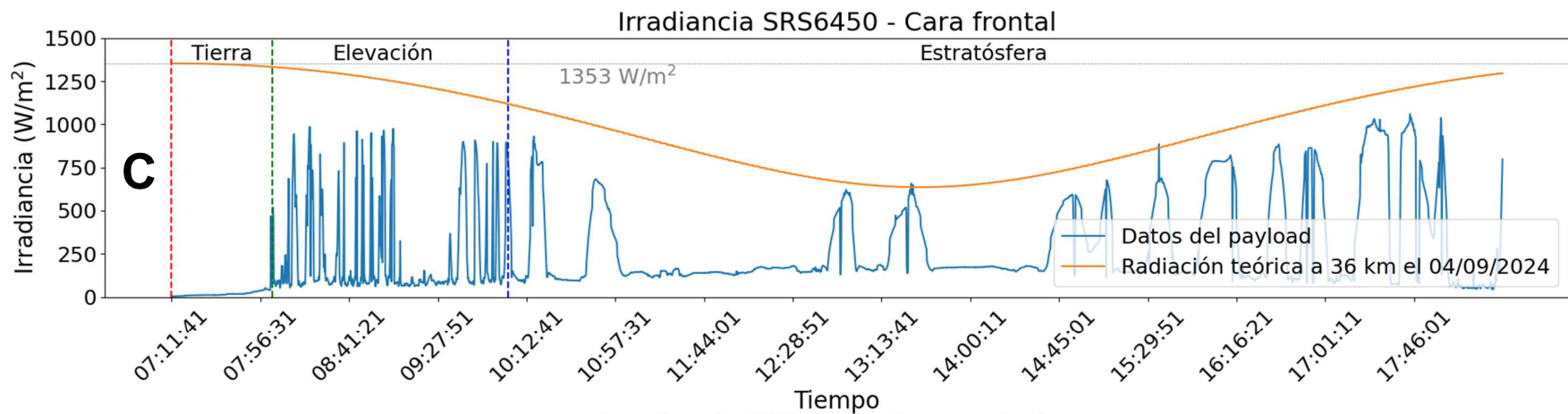
TABLA V. Factores de corrección para los sensores de irradiancia SRS6450

Sensor de irradiancia	Factor de conversión (W/m ² . V)
SRS6450 – Superior	677,905
SRS6450 – Derecha	620,456
SRS6450 – Izquierda	656,513
SRS6450 – Frontal	475,292
SRS6450 – Posterior	635,072

Utilizando el factor de conversión, los voltajes de salida de la señal ADC de los sensores de irradiancia se convirtieron a unidades de irradiancia (W/m²) por medio de la siguiente ecuación:

$$\text{Voltaje} \times \text{Factor de conversión} = \text{Irradiancia} \quad (6)$$





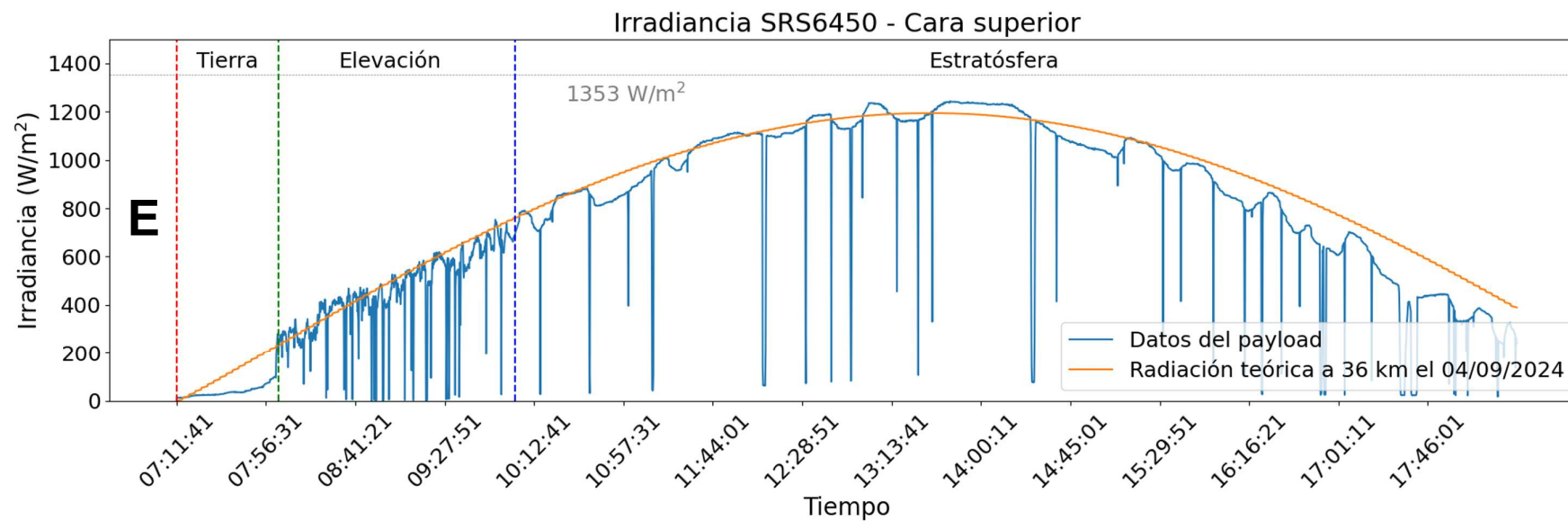


FIGURA XLIV. Irradiancia medida por los sensores SRS6450 expuestos a la estratósfera el 04/09/2024. A) Cara derecha, B) Cara izquierda, C) Cara frontal, D) Cara posterior, E) Cara superior.

Obteniéndose así la Figura XLIV, que inicialmente en la etapa de elevación del *payload* se observa que la irradiancia sube y baja constantemente en periodos corto de tiempo debido a que la góndola estaba girando constantemente, lo cual hace que las caras laterales estén expuestas a sombras que originan los valores de baja de irradiancia.

Cuando el *payload* se encuentra en la estratósfera, los valores registrados son más uniformes y presentan menos ruido (Figura XLIV); a diferencia que en la etapa de elevación en la que la góndola se mantuvo estable durante períodos más prolongados.

En la Figura XLIV A y B, que corresponden a la cara derecha e izquierda del *payload* respectivamente, se puede observar que debido a que son caras opuestas mientras una muestra un valor de irradiancia alto, en la otra se muestra un valor más bajo; además, se observó que tuvieron una máxima irradiancia de 1302 W/m^2 a las 18 h con 23 min y $1595,64 \text{ W/m}^2$ a las 18 h con 29 min, respectivamente. Este último valor superior a la irradiancia máxima promedio de 1353 W/m^2 se debe a la exposición del sensor de irradiancia a una superficie reflectante de objetos aledaños al *payload* en ese momento. De la misma forma ocurre en la Figura XLIV C y D, que corresponden a la cara frontal y posterior del *payload* y que son caras opuestas; y que alcanzaron una irradiancia máxima de $1060,03 \text{ W/m}^2$ a las 17 h con 45 min y $1320,83 \text{ W/m}^2$ a las 18 h con 26 min, respectivamente.

En la Figura XLIV E, que corresponde a la cara superior del *payload* se observó un comportamiento más estable y uniforme de la irradiancia durante el día alcanzando su valor más alto de $1243,4 \text{ W/m}^2$ a las 13h con 44 min, esto se debe a que esta cara no presentó sombras por el movimiento de la góndola; pero si se observan caídas en la medición de la irradiancia, la cual se deben a sombras de objetos aledaños al *payload*.

B. Humedad y temperatura interna del payload

La medición de la humedad y temperatura se realizó con el sensor SHT41 ubicado en la PCB principal en el interior del *payload*; con este sensor se observa un registro de temperatura de 17,18 °C a 29,64 °C, lo cual indica un rango adecuado para el funcionamiento de los componentes electrónicos internos; además la humedad relativa disminuye con el aumento de la altura ya que inicialmente se observa una humedad relativa máxima de 87,49 % que durante el ascenso fue disminuyendo hasta alcanzar 4,79 %.

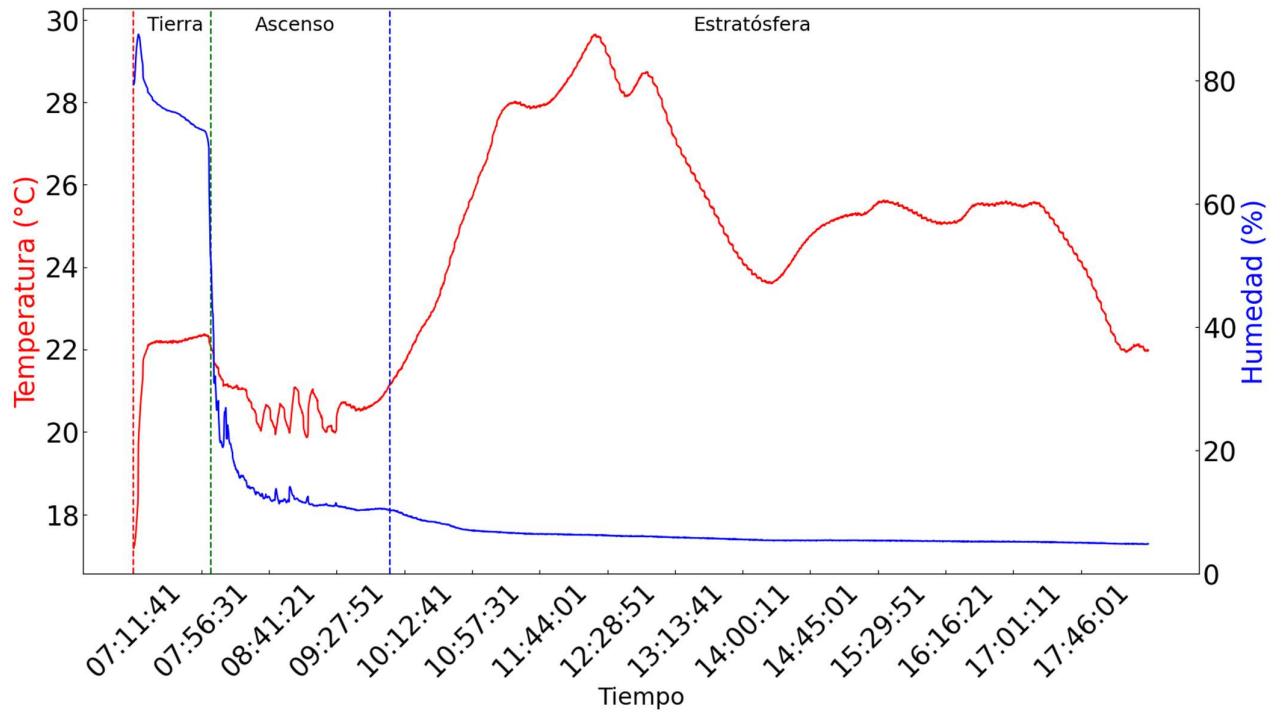


FIGURA XLV. Temperatura y humedad en la parte interna del *payload* el 04/09/2024.

C. Temperatura de las PSCs

Cada PSC tuvo un sensor de temperatura DS18B20 ubicados en la parte posterior de cada PSC; estos sensores muestran una caída de temperatura durante el ascenso de hasta -32,12 °C en la PSCs superior de 2 píxeles y un máximo de temperatura de hasta 32,19 °C para la cara frontal inferior en la PSC de 1 píxel (Figura XLVI). Además, se observa que la altura aumenta de 0,93 km a 38,70 km. desde el lugar del lanzamiento hacia la estratosfera.

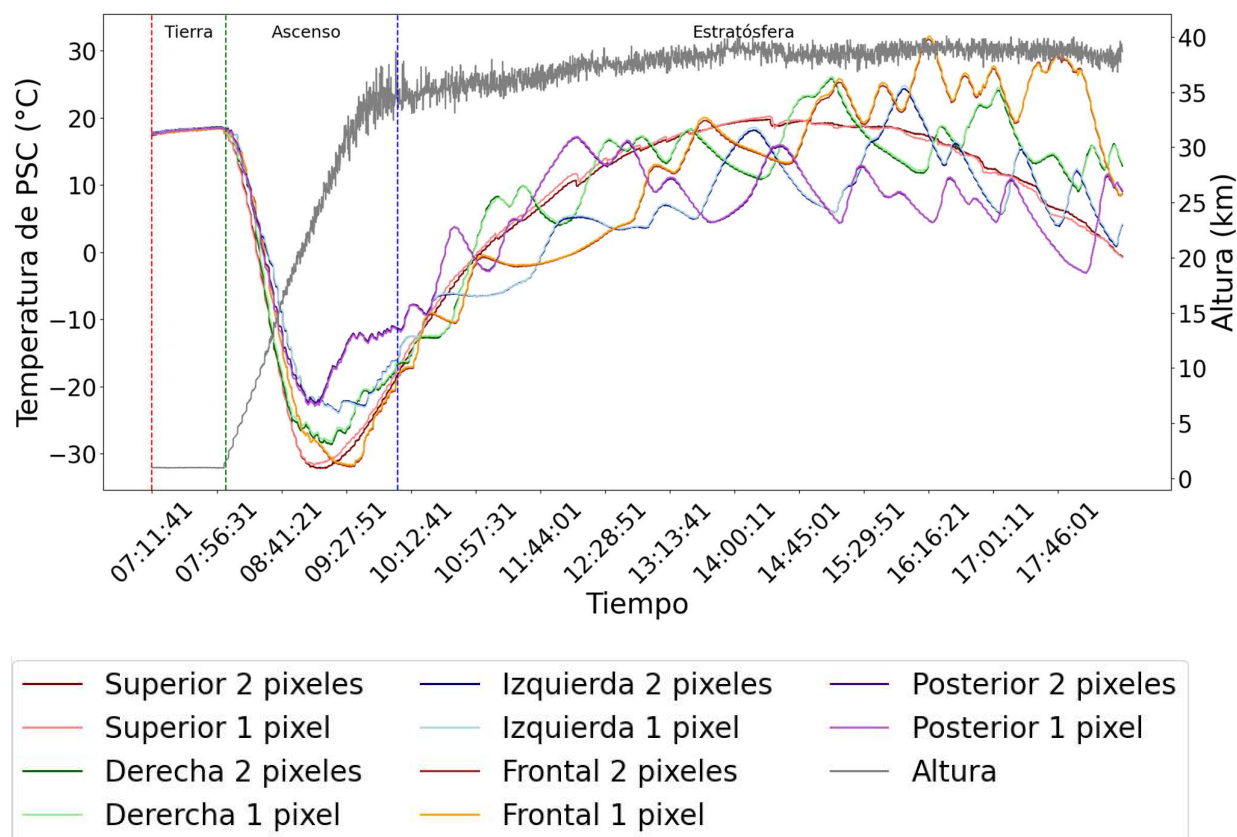


FIGURA XLVI. Temperatura y altura de las PSCs expuestas a la estratósfera.

El registro de las temperaturas máximas y mínimas de cada sensor de temperatura DS18B20 se muestran en la Tabla 6.

TABLA VI. Temperatura máximas y mínimas de las PSCs expuestas desde Tierra hasta la estratósfera el día 04/09/2024.

PSC	Máximo (°C)	Mínimo (°C)
Superior 2 píxeles	19,75	-32,12
Superior 1 píxel	20,25	-31,62
Derecha 2 píxeles	25,81	-28,62
Derecha 1 píxel	26,06	-28,19
Izquierda 2 píxeles	24,31	-23,88
Izquierda 1 píxel	24,81	-24,00
Frontal 2 píxeles	31,69	-31,94
Frontal 1 píxel	32,19	-31,75
Posterior 2 píxeles	18,56	-22,56
Posterior 1 píxel	18,56	-22,94

D. Caracterización de las PSCs antes y después del lanzamiento

Luego del lanzamiento el equipo del programa HASP se encargó de la recuperación del *payload*, por lo que se pudo determinar el rendimiento de las PSC luego del lanzamiento por medio del equipo “450 W xenon light source (Oriel) solar simulator”.



Figura XLVII. Celdas solares de perovskitas luego del vuelo.

En las PSCs de 1 píxel (Ver tabla 7) se observó que solo la PSC N° 3 tuvo una retención de su eficiencia de 67,56 % con una disminución en su factor de llenado (FF, del inglés, *Fill Factor*) de 76,4% a 64,10 % y el valor de su densidad de corriente disminuyó en 4,60 mA/cm². Las PSCs N° 6 y N° 9 tuvieron una retención menor del 10 % con una caída en su densidad de corriente de 19,4 mA/cm² y 22 mA/cm², respectivamente; además de una disminución en su FF lo que indica que pudo haber un aumento de las resistencias internas o una degradación del material. Las PSC N° 12 y N° 15 se degradaron por completo teniendo una densidad de corriente de 0 después de exponerse en la estratósfera.

La PSC de control-1 no estuvo expuesta a la estratósfera, pero estuvo junto con las demás PSCs desde España a Perú y de Perú a USA, esta mostró un aumento en su eficiencia sin embargo se observa que inicialmente tenía un FF de 47,10 % aumentando

hasta 64,10 % después del vuelo, lo cual podría indicar que esta celda no se mostró estable en la medición inicial por lo que no se considerará como referencia en los resultados.

TABLA VII. Resultados de las PSCs de 1 píxel.

PSC	Antes del vuelo				Después del vuelo				Retención de su eficiencia (%)
	Eficiencia (%)	FF (%)	V _{oc} (V)	J _{sc} (mA/cm ²)	Eficiencia (%)	FF (%)	V _{oc} (V)	J _{sc} (mA/cm ²)	
3	20,22	76,40	1,08	-24,60	13,66	64,10	1,07	-20,00	67,56
6	20,14	75,30	1,12	-24,00	1,81	37,40	1,05	-4,60	8,99
9	21,78	76,30	1,11	-25,80	1,58	42,20	0,98	-3,80	7,25
12	22,18	77,80	1,12	-25,60	0,00	0,00	0,39	0,00	0
15	20,75	76,50	1,11	-24,50	0,00	0,00	1,03	0,00	0
Control-1	11,69	47,10	0,98	-25,30	12,15	64,10	1,05	-18,10	103,93

Por otro lado en las PSC de 2 píxeles (Tabla 8) se observó que solo las PSC N°4 y N° 5 de la cara izquierda, y las PSC N° 13 y 14 de la cara derecha del *payload* mostraron una retención en su eficiencia de 75,91 %, 81,53 %, 87,39 %, 79,53 %, respectivamente.

La PSC N° 4 y 5, mostraron una disminución en su FF menor al 2,1% y una disminución en su densidad de corriente menor a 7 mA/cm², así mismo se observó un ligero aumento en su voltaje de circuito abierto en 0,03 V y 0,05 V, respectivamente.

La PSC N° 13 y 14, mostraron una disminución en su FF menor al 12 % y una disminución en su densidad de corriente menor a 2,2 mA/cm², así mismo se observó que en la PSC N° 13 su voltaje de circuito abierto aumento en 0,01 V, mientras que en la PSC N° 14 disminuyó en 0,03 V, respectivamente.

Con respecto a las PSCs de control-A y control-B. se observan que se tienen una retención de 94,75 % para el control-A; mientras que para control-B se tiene un ligero aumento del 2,36 % que podría ser causado por alguna reflexión lateral o difusión de los fotones. Además, se observó que su factor de forma disminuyó en un valor menor del 4,5%, así mismo su voltaje de circuito abierto aumento ligeramente en 0,05 V y 0,02 V, respectivamente.

TABLA VIII. Resultados de las PSCs de 2 píxeles.

PSC	Antes del vuelo				Después del vuelo				Retención de su eficiencia (%)
	Eficiencia (%)	FF (%)	Voc (V)	Jsc (mA/cm ²)	Eficiencia (%)	FF (%)	Voc (V)	Jsc (mA/cm ²)	
1	16,49	67,20	1,06	-23,20	0,00	10,00	0,26	-0,10	0
2	12,29	64,30	1,05	-18,20	1,25	36,80	0,99	-3,40	10,17
4	19,22	69,58	1,04	-26,62	14,59	68,34	1,07	-19,87	75,91
5	18,95	72,75	1,01	-25,86	15,45	70,68	1,06	-20,5	81,53
7	19,22	69,60	1,04	-26,60	0,00	0,00	0,00	0,00	0
8	16,26	67,40	1,05	-23,00	0,00	0,00	0,00	0,00	0
10	21,70	75,80	1,09	-26,30	0,00	0,00	0,00	0,00	0
11	8,88	39,60	0,96	-23,30	0,01	33,80	0,68	0,00	0,11
13	19,75	74,20	1,07	-24,80	17,26	70,40	1,08	-22,70	87,39
14	16,95	75,10	1,07	-21,10	13,48	63,50	1,04	-20,40	79,53
Control-A	19,43	74,20	1,07	-24,40	18,41	69,80	1,12	-23,50	94,75
Control-B	17,35	74,20	1,08	-21,50	17,76	69,90	1,10	-23,00	102,36

Con respecto a las curvas IV de las PSCs N° 1, N° 4, N° 5, N° 13, N° 14, control-A y control-B que son las más representativas (Figura XLVIII), de acuerdo con lo mencionado anteriormente sobre las Tablas 7 y 8, se observa que las PSC tuvieron una disminución ligera en su densidad de corriente y su voltaje de circuito abierto; además que su factor de forma tiene un valor significativo. Por lo que se puede concluir que las PSCs, son alternativas de energización para dispositivos en la estratósfera.

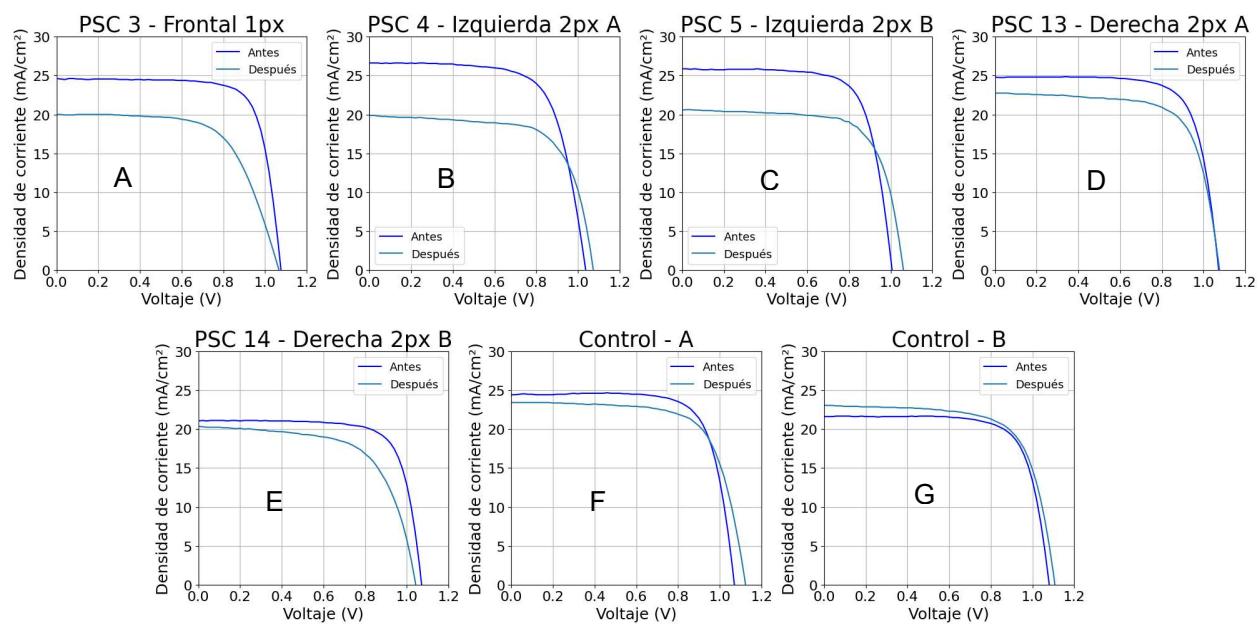


Figura XLVIII. Resultado de las curvas IV de las PSCs. A) PSC 3 de 1 píxel en la cara frontal. B) PSC 4 de 2 píxeles - A en la cara izquierda. C) PSC 5 de 2 píxeles - B en la cara izquierda. D) PSC 13 de 2 píxeles – A en la cara derecha. E) PSC 14 de 2 píxeles B en la cara derecha. F) PSC de control 2 píxeles – A. G) PSC de control de 2 píxeles.

V. Conclusiones

Se logró medir los parámetros atmosféricos (temperatura, humedad e irradiancia) a los que se expuso las PSCs, estando en la estratósfera con una humedad relativa de 4,79%; además con respecto a la temperatura se observó que las PSCs estuvieron expuestas entre -32,12 °C a 32,19 °C con una irradiancia máxima de 1238,94 W/m².

Durante las 10,5 h posteriores al lanzamiento, se logró el registro continuo de los datos adquiridos desde Tierra hasta alcanzar la estratósfera, debido a que los componentes de la PCB principal se mantuvieron dentro del rango de temperatura operativa. Esto se consiguió al mantener un rango de temperatura entre 17,18 °C a 29,64°C en el interior del *payload* mediante el control térmico pasivo de conducción y radiación, por la espuma de poliuretano y las caras blancas de aluminio, respectivamente; y el control activo que se realizó mediante el uso de los *heating pads* durante el ascenso del *payload*.

De los resultados mencionados anteriormente se puede observar que solo cinco (PSC N° 3, PSC N° 4, PSC N° 5, PSC N° 13, PSC N° 14) de las 15 PSCs no mostraron deterioro de su eficiencia frente a las condiciones estratosféricas; estas cinco PSCs operativas, ubicadas en las caras frontal, derecha e izquierda, mostraron una retención en su eficiencia de 67,56%, 75,91 %, 81, 53 %, 87,39 % y 79,53 %, respectivamente.

Las 10 PSCs restantes mostraron daños físicos visibles debido a que el encapsulado resultó ser un material duro pero frágil el cual al ser presionado por los soportes de aluminio 6061, sujetos por pernos, dañaron el encapsulado, lo que permitió su exposición a la humedad y al oxígeno, acelerando la degradación de las PSC.

Se demostró que las PSCs son una alternativa para energizar dispositivos que se encuentren en condiciones estratosféricas.

VI. Recomendaciones

Para la medición de las celdas solares de perovskita, las PCB donde se montan las PSCs deben colocarse de tal forma que sean desmontables fácilmente de tal forma que para realizar alguna modificación o cambio de PSC se pueda realizar de forma rápida.

Las PSCs deben posicionarse de tal forma que maximicen su exposición a la irradiancia el mayor tiempo posible por lo que se debe considerar un sistema de apuntamiento solar o alternatively ubicar las PSCs en la cara superior del *payload*, ya que estas solo tienen sombras generadas por objetos aledaños.

No se deben colocar estructuras de soporte por presión, ya que estas pueden dañar el encapsulado de las PSCs, lo que facilita que estas se degraden al exponerse a la humedad u oxígeno, y las variaciones de temperatura de su entorno.

VII. Referencias bibliográficas

- [1] C. Cristóbal, "Estudio de los efectos de Temperatura y Humedad durante la Cristalización de Perovskita Híbrida ($\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbI}_3$) para aplicaciones en Celdas Solares," 2017.
- [2] C. Vinatea, "Fabricación y caracterización de celdas solares de $\text{CH}_3\text{NH}_3\text{PbI}_3$ obtenidas por el tratamiento antisolvente," Universidad Nacional de Ingeniería, 2018. Accessed: Dec. 04, 2024. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/17642>
- [3] V. Martinez, "Evaluación energética de celdas solares de perovskita: Caracterización estructural, morfológica y eléctrica.," 2020. Accessed: Dec. 04, 2024. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/22170>
- [4] M. Saavedra, "Fabricación y Caracterización de Celdas Solares de Perovskita de Arquitectura invertida usando óxido de Níquel dopado con plata como material transportador de huecos," 2025.
- [5] R. Montes, "Diseño y manufactura de la estructura mecánica del primer nanosatélite peruano Chasqui I," Universidad Nacional de Ingeniería, 2011.
- [6] J. A. Sánchez Pachecho, "Diseño y desarrollo de una interfaz de radiocomunicaciones en la banda de UHF para su uso en el satélite del proyecto 'Chasqui I,'" Universidad Nacional de Ingeniería, 2011. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/221>
- [7] A. Espinoza Cárdenas, "Diseño e implementación de un sistema de adquisición de imágenes para el nanosatélite Chasqui - I," Universidad Nacional de Ingeniería, 2011. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/931>
- [8] E. O. Jara Alegría, "Diseño, simulación e implementación del módulo de control central y monitoreo de información de nanosatélite de investigación Chasqui-I de la Universidad Nacional de Ingeniería," Universidad Nacional de

- Ingeniería, 2012. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/2288>
- [9] R. Miyagusuku Ríos, "Control magnético de actitud para satélites bajo el estándar cubesat: Diseño, implementación y validación," Universidad Nacional de Ingeniería, 2013. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/2298>
- [10] G. Quino Quispe, "Diseño y construcción de un generador de vibraciones aleatorias para las pruebas del nanosatélite Chasqui I," Universidad Nacional de Ingeniería, 2013. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/3773>
- [11] R. W. Adriano Peña, "Análisis térmico de un satélite del tipo Cube -Sat," Universidad Nacional de Ingeniería, 2015. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/2417>
- [12] J. K. Rojas Paredes, "Diseño e implementación de un sistema de adquisición embebido para su uso en la determinación de actitud del nanosatélite del proyecto Chasqui I," Universidad Nacional de Ingeniería, 2015. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/3597>
- [13] L. K. Hilasaca Sánchez, "Diseño e implementación de un robot autónomo de exploración estándar Rover Back Cansat para la recolección de datos atmosféricos como plataforma de formación de capacidades en tecnología satelital," Universidad Nacional de Ingeniería, 2020. Accessed: Feb. 26, 2025. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/20.500.14076/21192>
- [14] R. Ubidia, "Effect of microgravity on the growth and biofilm production of disease-causing bacteria - IRMA Project.," 2022.
- [15] R. Tintaya, "WANKA – A Mission to Measure Stratospheric Aerosols Parameters Using LowCost Commercial Sensors."

- [16] R. Tintaya, “wanka - a mission to measure stratospheric aerosols concentration using low-cost commercial sensors onboard a high-altitude balloon,” 2022.
- [17] M. Salazar, “WANKA II - An evaluation of aerosol sensors in stratospheric conditions,” 2022.
- [18] H. Helmers *et al.*, “Advancing solar energy conversion efficiency to 47.6% and exploring the spectral versatility of III-V photonic power converters,” *SPIE-Intl Soc Optical Eng*, Mar. 2024, p. 36. doi: 10.1117/12.3000352.
- [19] K. A. W. Horowitz, T. Remo, B. Smith, and A. Ptak, “A Techno-Economic Analysis and Cost Reduction Roadmap for III-V Solar Cells,” 2018. [Online]. Available: <https://www.nrel.gov/docs/fy19osti/72103.pdf>.
- [20] G. Zhao *et al.*, “Perovskite photovoltaics for aerospace applications – life cycle assessment and cost analysis,” *Solar Energy*, vol. 274, May 2024, doi: 10.1016/j.solener.2024.112602.
- [21] V. Romano, A. Agresti, R. Verduci, and G. D’Angelo, “Advances in Perovskites for Photovoltaic Applications in Space,” Aug. 12, 2022, *American Chemical Society*. doi: 10.1021/acsenenergylett.2c01099.
- [22] M. Jošt *et al.*, “Perovskite/CIGS Tandem Solar Cells: From Certified 24.2% toward 30% and beyond,” *ACS Energy Lett*, vol. 7, no. 4, pp. 1298–1307, Apr. 2022, doi: 10.1021/acsenenergylett.2c00274.
- [23] A. R. Kirmani *et al.*, “Countdown to perovskite space launch: Guidelines to performing relevant radiation-hardness experiments,” *Joule*, vol. 6, no. 5, pp. 1015–1031, May 2022, doi: 10.1016/j.joule.2022.03.004.
- [24] W. O. Herrera Martínez, N. B. Correa Guerrero, V. A. Gómez Andrade, M. Alurralde, and M. D. Perez, “Evaluation of the resistance of halide perovskite solar cells to high energy proton irradiation for space applications,” *SOL ENERG MAT SOL C*, vol. 238, May 2022, doi: 10.1016/j.solmat.2022.111644.

- [25] J. Zhang, N. Chang, C. Fagerholm, M. Qiu, R. Egan, and C. Yuan, “Techno-economic and environmental sustainability of industrial-scale productions of perovskite solar cells,” 2022.
- [26] L. McMillon-Brown, J. M. Luther, and T. J. Peshek, “What Would It Take to Manufacture Perovskite Solar Cells in Space?,” *ACS Energy Lett.*, vol. 7, no. 3, pp. 1040–1042, Mar. 2022, doi: 10.1021/acsenenergylett.2c00276.
- [27] I. Cardinaletti *et al.*, “Organic and perovskite solar cells for space applications,” *SOL ENERG MAT SOL C*, vol. 182, pp. 121–127, Aug. 2018, doi: 10.1016/j.solmat.2018.03.024.
- [28] Y. G. Tu *et al.*, “Mixed-cation perovskite solar cells in space,” *Sci China Phys Mech Astron*, vol. 62, no. 7, pp. 1–4, Jul. 2019, doi: 10.1007/S11433-019-9356-1/METRICS.
- [29] L. K. Reb *et al.*, “Perovskite and Organic Solar Cells on a Rocket Flight,” *Joule*, vol. 4, no. 9, pp. 1880–1892, Sep. 2020, doi: 10.1016/j.joule.2020.07.004.
- [30] W. Delmas *et al.*, “Evaluation of Hybrid Perovskite Prototypes After 10-Month Space Flight on the International Space Station,” *ADV ENERGY MATER*, vol. 13, no. 19, May 2023, doi: 10.1002/aenm.202203920.
- [31] A. Navrotsky and D. J. Weidner, “Perovskite: A Structure of Great Interest to Geophysics and Materials Science,” 1989.
- [32] A. Kojima, K. Teshima, Y. Shirai, and T. Miyasaka, “Organometal halide perovskites as visible-light sensitizers for photovoltaic cells,” *J Am Chem Soc*, vol. 131, no. 17, pp. 6050–6051, May 2009, doi: 10.1021/ja809598r.
- [33] “World’s First Commercial Gigawatt-scale Perovskite Production Base Laid Foundation GCL Embarks on a New Era of Global Perovskite Commercial Operations Corporate News-GCL News.” Accessed: Apr. 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.gcl-power.com/en/about/newdetail/5759.html>
- [34] “RenShine completes 1.2 MW perovskite distributed power station and connects it to the grid | Perovskite-Info.” Accessed: Apr. 19, 2025. [Online].

- Available: <https://www.perovskite-info.com/renshine-completes-12-mw-perovskite-distributed-power-station-and-connects-it>
- [35] E. Becquerel, "On Electron Effects under the Influence of Solar Radiation," *Comptes Rendus de l'Academie Sciences Paris*, vol. 9, 1839.
 - [36] R. P. Raffaele, "An introduction to space photovoltaics: Technologies, issues, and missions," in *Photovoltaics for Space: Key Issues, Missions and Alternative Technologies*, S. G. Bailey, A. F. Hepp, D. C. Ferguson, R. P. Raffaele, and Steven M. Durbin, Eds., Amsterdam: Elsevier, 2023, ch. 1, pp. 3–27. doi: 10.1016/B978-0-12-823300-9.00001-7.
 - [37] D. Williams, "Vanguard 1," NASA. Accessed: Dec. 04, 2024. [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1958-002B>
 - [38] S. Bailey, A. Hepp, D. Ferguson, R. Raffaele, and S. Durbin, "Photovoltaics for space: keys issues, missions, and alternative technologies," 2023.
 - [39] D. Williams, "Explorer 6," NASA. Accessed: Dec. 04, 2024. [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1959-004A#:~:text=The%20UHF%20transmitter%20was%20operated,and%20this%20decreased%20with%20time.>
 - [40] NASA, "Spacecraft solar cell arrays," 1971.
 - [41] National Renewable Energy Laboratory (NREL), "Best Research-Cell Efficiency Chart | Photovoltaic Research." Accessed: Oct. 06, 2024. [Online]. Available: <https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html>
 - [42] C. S. Allen, M. Giraudo, C. Moratto, and N. Yamaguchi, "Spaceflight environment," in *Space Safety and Human Performance*, Elsevier, 2017, pp. 87–138. doi: 10.1016/B978-0-08-101869-9.00004-2.
 - [43] P. A. Iles, "Photovoltaic Conversion: Space Applications," 2004.
 - [44] National Aeronautics and Space Administration (NASA), "Solar cell radiation handbook," 1989.

- [45] M. L. Ibarra *et al.*, “E.D.R.A., the Argentine facility to simulate radiation damage in space,” *Radiat. Phys. Chem.*, vol. 154, pp. 79–84, Jan. 2019, doi: 10.1016/j.radphyschem.2018.08.032.
- [46] M. Alurralde, “Method using the primary knock-on atom spectrum to characterize electrical degradation of monocrystalline silicon solar cells by space protons,” *J Appl Phys*, vol. 95, no. 7, pp. 3391–3396, Apr. 2004, doi: 10.1063/1.1655686.
- [47] W. O. Herrera Martínez, P. Giudici, N. B. Correa Guerrero, M. L. Ibarra, and M. D. Perez, “Effect of high energy proton irradiation on MAPbI₃ films for space applications observed by micro-Raman spectroscopy,” *Mater. Adv.*, vol. 1, no. 6, pp. 2068–2073, 2020, doi: 10.1039/d0ma00583e.
- [48] Y. Tu *et al.*, “Perovskite Solar Cells for Space Applications: Progress and Challenges,” *Adv. Mater*, vol. 33, no. 21, May 2021, doi: 10.1002/adma.202006545.
- [49] J. Zhang *et al.*, “Monolithic perovskite/silicon tandem solar cells with optimized front zinc doped indium oxides and industrial textured silicon heterojunction solar cells,” *J ALLOY COMPD*, vol. 932, Jan. 2023, doi: 10.1016/j.jallcom.2022.167640.
- [50] National Aeronautics Space Administration (NASA), “Exposing microorganisms in the stratosphere for planetary protection project,” 2019.
- [51] Z. Xu *et al.*, “In situ performance and stability tests of large-area flexible polymer solar cells in the 35-km stratospheric environment,” *Natl Sci Rev*, vol. 10, no. 4, p. nwac285, Apr. 2022, doi: 10.1093/NSR/NWAC285.
- [52] M. Rutzinger *et al.*, “On-Orbit Verification of Space Solar Cells on the CubeSat MOVE-II,” IEEE 43rd Photovoltaic Specialists Conference (PVSC), 2016. doi: 10.1109/PVSC.2016.7750120.

- [53] Brown University, "NASA to launch new Brown student satellite | Brown University." Accessed: Oct. 07, 2024. [Online]. Available: <https://www.brown.edu/news/2021-04-21/cubesat>
- [54] Rhodes University, "RHOK-SAT Satellite - Nanosats Database." Accessed: Oct. 07, 2024. [Online]. Available: <https://www.nanosats.eu/sat/rhok-sat>
- [55] G. Szabó, N. G. Park, F. De Angelis, and P. V. Kamat, "Are Perovskite Solar Cells Reaching the Efficiency and Voltage Limits?," Sep. 08, 2023, *American Chemical Society*. doi: 10.1021/acseenergylett.3c01649.
- [56] Q. Zhao *et al.*, "An Overview of the Applications of Earth Observation Satellite Data: Impacts and Future Trends," Apr. 02, 2022, *MDPI*. doi: 10.3390/rs14081863.
- [57] M. Baraldo and P. Di Giuseppantonio Di Franco, "Place-centred emerging technologies for disaster management: A scoping review," Oct. 01, 2024, *Elsevier Ltd*. doi: 10.1016/j.ijdr.2024.104782.
- [58] A. T. Patil, B. Vidhale, and A. Titarmare, "Strategic Innovations in Defense Systems: A Comprehensive Analysis of Emerging Technologies and Future Trends," in *2024 International Conference on Intelligent Systems for Cybersecurity, ISCS 2024*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., 2024. doi: 10.1109/ISCS61804.2024.10581013.
- [59] R. Ummer and I. U. Rajgoli, "A bibliometric study of research output of ISRO's space science and exploration missions," *Advances in Space Research*, vol. 73, no. 1, pp. 958–970, Jan. 2024, doi: 10.1016/j.asr.2023.09.050.
- [60] C. Wang, T. Song, M. Li, and S. Cao, "Strategic Study on the Development of Space Science in China and Proposals for Future Missions," *Chinese Journal of Space Science*, vol. 44, no. 4, pp. 699–703, 2024, doi: 10.11728/cjss2024.04.2024-yg19.
- [61] D. Vescovi, "Fundamentals of stellar evolution and nucleosynthesis," *EPJ Web Conf*, vol. 297, p. 01014, 2024, doi: 10.1051/epjconf/202429701014.

- [62] C. Baur, E. F. Lisbona, and J. R. González, "Air mass zero (AM0) studies and solar cell calibration," *Photovoltaics for Space: Key Issues, Missions and Alternative Technologies*, pp. 51–78, Jan. 2023, doi: 10.1016/B978-0-12-823300-9.00008-X.
- [63] R. A. Afre and D. Pugliese, "Perovskite Solar Cells: A Review of the Latest Advances in Materials, Fabrication Techniques, and Stability Enhancement Strategies," Feb. 01, 2024, *Multidisciplinary Digital Publishing Institute (MDPI)*. doi: 10.3390/mi15020192.
- [64] G. Cook, L. Billman, and R. Adcock, *Photovoltaic fundamental*. 1995.
- [65] L. McMillon-Brown and T. J. Peshek, "Perovskite solar cells: Background and prospects for space power applications," in *Photovoltaics for Space: Key Issues, Missions and Alternative Technologies*, Elsevier., S. G. Bailey, A. F. Hepp, D. C. Ferguson, R. P. Raffaele, and Steven M. Durbin, Eds., Amsterdam: Elsevier, 2023, ch. 5, pp. 129–156. doi: 10.1016/B978-0-12-823300-9.00018-2.
- [66] M. Bliss *et al.*, "I-V Performance Characterisation of Perovskite Solar Cells," 2018.
- [67] Y. Zhu and W. Xiao, "A comprehensive review of topologies for photovoltaic I–V curve tracer," *SOL ENERGY*, vol. 196, pp. 346–357, Jan. 2020, doi: 10.1016/j.solener.2019.12.020.
- [68] Q. Fu *et al.*, "Recent Progress on the Long-Term Stability of Perovskite Solar Cells," May 01, 2018, *John Wiley and Sons Inc*. doi: 10.1002/advs.201700387.
- [69] M. Bidikoudi and E. Stathatos, "Carbon Electrodes: The Rising Star for PSC Commercialization," *Electronics 2023, Vol. 12, Page 992*, vol. 12, no. 4, p. 992, Feb. 2023, doi: 10.3390/ELECTRONICS12040992.
- [70] S. M. Park and E. H. Sargent, "Navigating the path to stability in perovskite solar cells," Aug. 02, 2023, *Cell Press*. doi: 10.1016/j.matt.2023.06.007.

- [71] C. Harito, S. Abrori, M. Khail, and B. Yulianto, "Current progress of perovskite solar cells stability with bibliometric study," 2024.
- [72] M. Nur-E-Alam, M. S. Islam, T. Abedin, and M. Islam, "Current scenario and future trends on stability issues of perovskite solar cells: A mini review," 2025.
- [73] S. Holm, "Lead-free perovskite-inspired solar cells performance and stability," 2022.
- [74] I. Mesquita, L. Andrade, and A. Mendes, "Effect of relative humidity during the preparation of perovskite solar cells: Performance and stability," *Solar Energy*, vol. 199, pp. 474–483, Mar. 2020, doi: 10.1016/j.solener.2020.02.052.
- [75] M. Afroz, R. K. Ratnesh, S. Srivastava, and J. Singh, "Perovskite solar cells: Progress, challenges, and future avenues to clean energy," *Solar Energy*, vol. 287, Feb. 2025, doi: 10.1016/j.solener.2024.113205.
- [76] "High Altitude Student Payload (HASP)." Accessed: Dec. 05, 2024. [Online]. Available: <https://laspace.lsu.edu/hasp/>
- [77] NASA, "The High Altitude Student Platform (HASP)," Oct. 2022. [Online]. Available: <http://laspace.lsu.edu/hasp/Participantinfo>.
- [78] "HASP Payload - YouTube." Accessed: Dec. 05, 2024. [Online]. Available: <https://www.youtube.com/@HASPpayload>
- [79] "LaACES Program - YouTube." Accessed: Dec. 05, 2024. [Online]. Available: <https://www.youtube.com/@laacesprogram527>
- [80] T. Kenedy, "Perovskite Solar Cells in the Stratosphere," 2025.
- [81] K. Tabah Tanko, M. Karimipour, A. Ibarra, and M. Lira Cantu, "Epoxy-based encapsulation of halide perovskite solar cells for outdoor stability assessment (ISOS-O)," *APL Energy*, 2025.
- [82] "Servicio Online de Mecanizado CNC - JLCNC." Accessed: Apr. 27, 2025. [Online]. Available: <https://jlcnc.com/es/?source=JLCPCB-top-productbar>
- [83] "PP 17 R LI BLAN 60232 BR | 25 kg | Bajo Curado | Pinturas en Polvo | Pinturas y Barnices | WEG - Productos." Accessed: Apr. 27, 2025. [Online].

Available: <https://www.weg.net/catalog/weg/BR/es/Pinturas-y-Barnices/Pinturas-en-Polvo/Bajo-Curado/POLITHERM-17/p/14533384>

- [84] HASP Management Team, "High Altitude Student Platform Call for Payloads 2025," 2025. [Online]. Available: <https://laspace.lsu.edu/hasp/>.
- [85] FOAMULAR, "Ficha técnica - Foamular 250 - Aislamiento Térmico de Espuma Rígida de Poliestireno Extruído (XPS)," 2019. [Online]. Available: www.acerored.com
- [86] M. Iqbal, "Chapter 1 - SUN-EARTH ASTRONOMICAL RELATIONSHIPS," in *An Introduction to Solar Radiation*, M. Iqbal, Ed., 1983, pp. 1–28.
- [87] Davis Instruments, "Solar Radiation Sensor 6450." Accessed: Mar. 31, 2025. [Online]. Available: https://www.meteo-system.com/davis/6450_spec.pdf
- [88] W. Sirichote, C. Wuttikornkanarak, S. Srathongkao, S. Suttiyan, N. Somdock, and B. Klongratog, "IV Tracer for Photovoltaic Panel," in *2021 7th International Conference on Engineering, Applied Sciences and Technology, ICEAST 2021 - Proceedings*, Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc., Apr. 2021, pp. 54–57. doi: 10.1109/ICEAST52143.2021.9426264.

ANEXOS

ANEXO 01 – Metodología de medición de la eficiencia de las PSC	1
ANEXO 02 – Fotos del lanzamiento	3
ANEXO 03 – Fotografías adicionales	7
ANEXO 04 – Fichas técnicas	10

ANEXO 01 – Metodología de medición de la eficiencia de las PSC

La eficiencia de la celda solar se define como la razón entre la energía producida por la celda y la energía incidente que proviene del Sol.

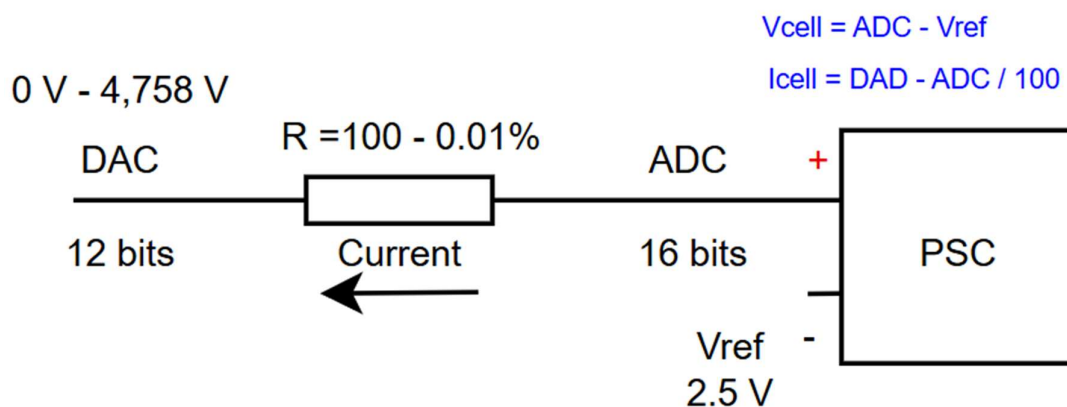
$$\eta = \frac{I_{sc} \times V_{oc}}{P_{in} \times A}$$

Donde:

- I_{sc} : Corriente de corto circuito.
- V_{oc} : Voltaje de circuito abierto.
- A : Área activa
- P_{in} : Potencia incidente.

1) Obtención de la curva IV

Los componentes electrónicos seleccionados para el circuito del trazador de curva IV deben ser capaz de soportar las condiciones estratosféricas. En el diseño del trazador de la curva IV se utiliza el método de cuatro cuadrantes [88], el cual consiste en enviar una señal DAC (0 a 1,5 V) por medio de un módulo (AD5593) antes de una resistencia shunt de 100 Ω y tres canales del ADC (ADS1115) para la lectura del voltaje de dos puntos entre la resistencia shunt, el cual su otro punto va hacia el positivo de la celda, y el punto negativo de la celda.



2) Medición de la irradiancia

Para determinar la irradiancia in-situ se colocaron sensores de irradiancia SRS6450 calibrados de acuerdo con la norma E824-10, esta lectura se realizó mediante un ADC de la PCB principal el cual fue transformado a W/m^2 de acuerdo con los factores de corrección calculados en la calibración.

ANEXO 02 – Fotos del lanzamiento

El programa HASP colocó 2 cámaras en la góndola, la “CAMERA 02” estuvo activa desde su lanzamiento hasta el inicio de su descenso (no se muestra el aterrizaje), mientras que “CAMERA 01” estuvo activa solo los últimos 41 minutos; además cabe recalcar que la hora entre ambas cámaras no están sincronizadas.



Fig 1. Inicio del ascenso de la góndola desde CAMERA 02.

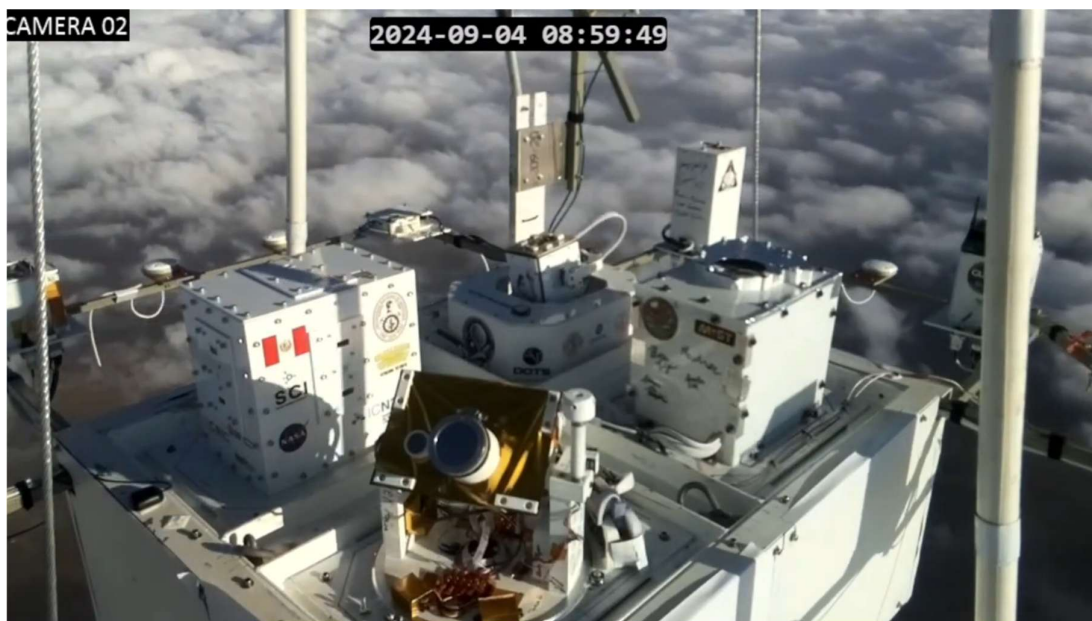


Fig 2. Góndola por encima de las nubes desde CAMERA 02.



Fig 3. Sombras en el *payload* desde CAMERA 02.



Fig 4. Sombras y reflejos en el *payload* desde CAMERA 02.



Fig 5. Reflejos por parte de otros *payloads* desde CAMERA 02.



Fig 6. Descenso del *payload*.

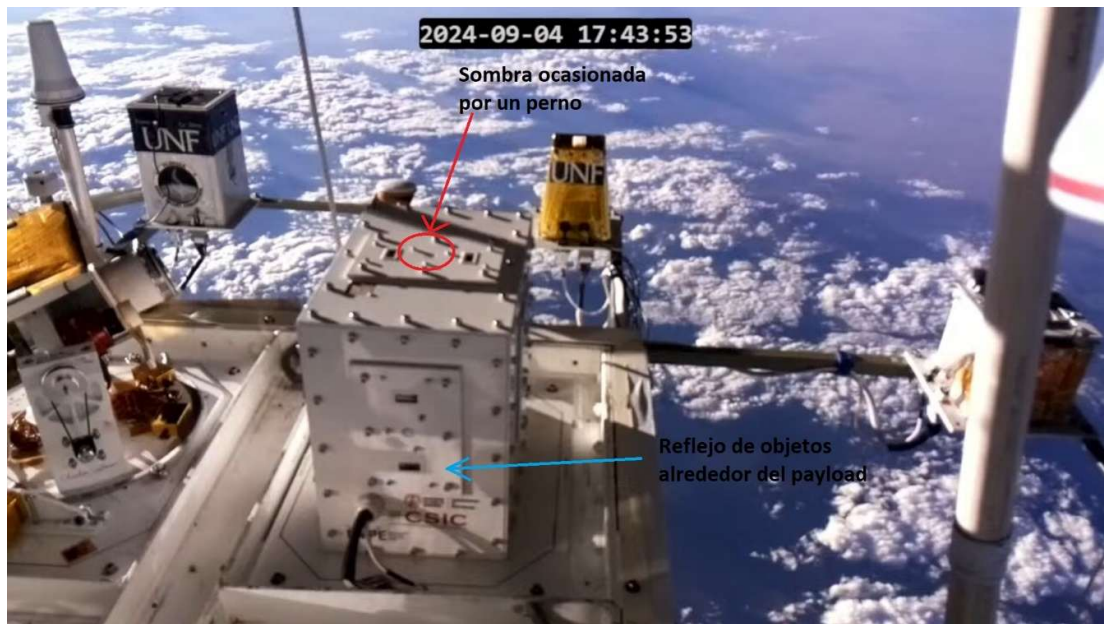
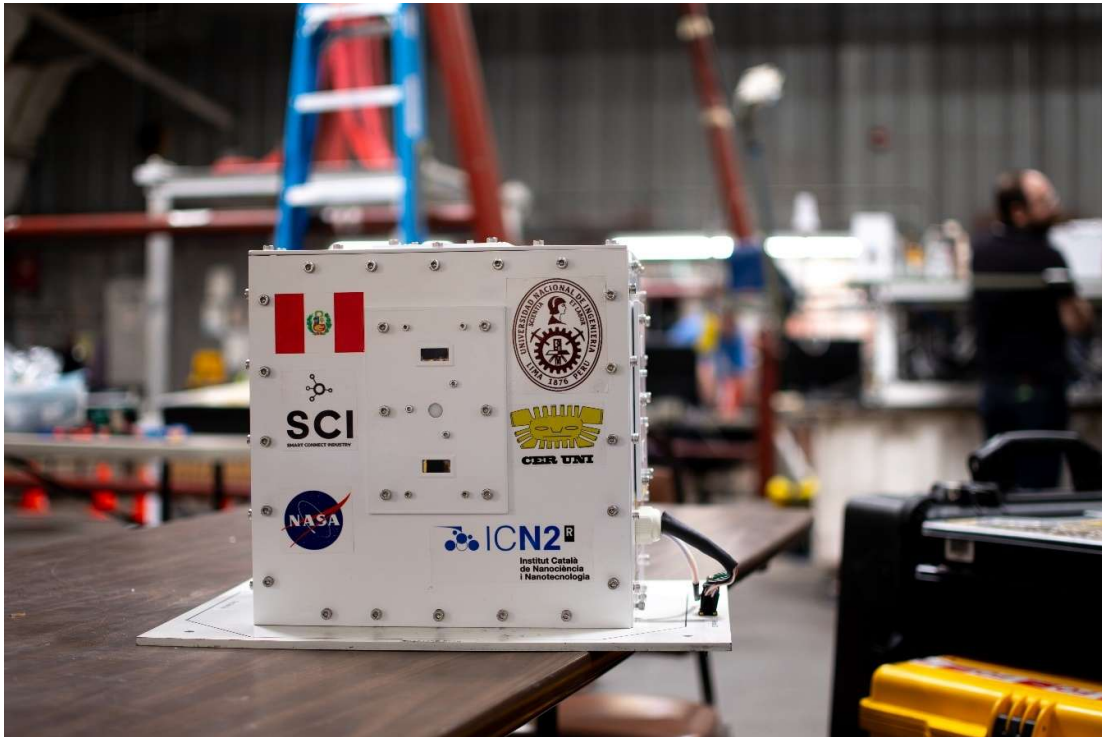


Fig 7. Vista desde CAMERA 1, mostrando sombras y reflejos

ANEXO 03 – Fotografías adicionales



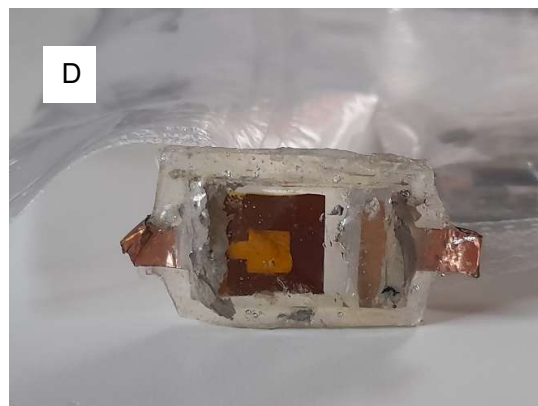
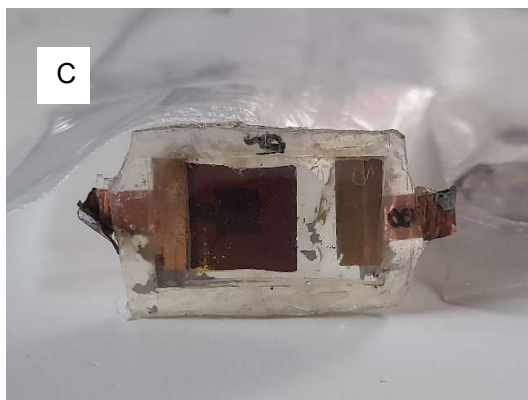
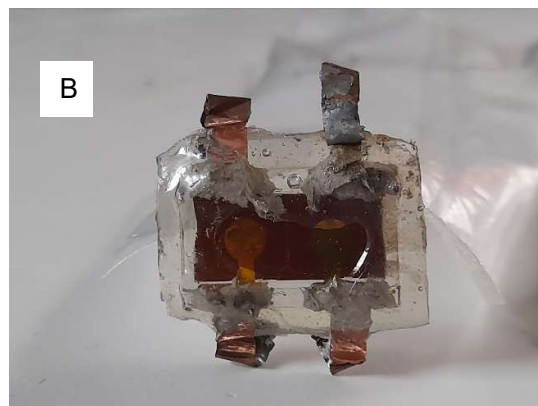
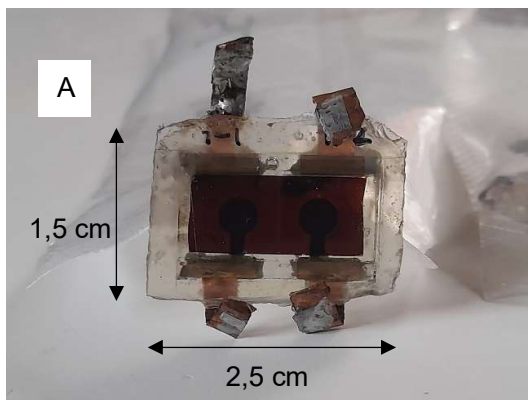
Payload en Columbia Scientific Balloon Facility en Palestine – Texas



Payload en el hangar ubicado en FortSummer – New Mexico



Payload montado en plataforma HASP dentro del hangar



Celdas solares de perovskita (PSC). (a) Parte frontal de PSC de 2 píxeles, (b) Parte posterior de PSC de 2 píxeles, (c) Parte frontal de PSC de 1 píxel, y (d) Parte posterior de PSC de 1 píxel.

ANEXO 04 – Fichas técnicas



INFORMACIÓN TÉCNICO – Pintura en Polvo

POLITHERM 17 R LI BLANCO 60232 BR

CÓDIGO: 14533384

DESCRIPCIÓN / USO: Recubrimiento de piezas metálicas para uso externo.

CARACTERÍSTICAS DEL PRODUCTO ELABORADO:

Resina:	Poliéster
Peso específico:	1,84 ± 0,10 g/cm ³
Estabilidad:	6 meses (máx. 30°C)
Información adicional:	No contiene metales pesados de acuerdo con la Directiva RoHS 2011/65/UE de 08/06/2011

CARACTERÍSTICAS DE LA APLICACIÓN:

Substrato:	Metales ferrosos y no ferrosos
Preparación de la superficie	Metales ferrosos : fosfatización Metales no ferrosos : cromatización o fosfatización.*
Condiciones del curado	5 minutos a 200 °C**
Espesor/Capa	60 – 80 µm
Método de aplicación	Pistola electrostática

CARACTERÍSTICAS DEL PRODUCTO APLICADO:

ENSAYO	NORMA	ESPECIFICADO
ADHERENCIA	WPS-3905	GR0
BRILLO	WPS-3854	Mínimo 85 UB
IMPACTO	WPS-4130	Mínimo 50 kg X cm
FLEXIBILIDAD (m.cónico)	WPS-4856	Máximo 3 mm

NOTA: Puede haber, entre lotes, algún cambio en la tonalidad del color si comparado al padrón presentado

CARACTERÍSTICAS DE LA RESISTENCIA QUÍMICA ***

Niebla Salina:	: Mínimo 300 h (ASTM B117 – 03)
Humedad:	: Mínimo 500 h (35°C)

* En caso de fosfatización de metales no ferrosos, consultar nuestro Departamento Técnico.

** Temperatura del metal.

*** En los ensayos de resistencia química el sustrato utilizado fue chapa de acero con fosfato tricatiónico.

Los ensayos de resistencia mecánica fueron hechos sobre chapa de acero común desengrasado en las condiciones de cura y capa específicas para el producto. Los valores pueden cambiar de acuerdo con el sustrato utilizado.

IMPORTANTE: Esta pintura, cuando se aplica y se cura correctamente, es adecuada para el uso de adhesivos e selladores.

Sin embargo, debido a los diferentes productos en el mercado, es necesario hacer pruebas de antemano por el usuario con el objetivo de seleccionar el adhesivo y/o sellador más apropiado.

En la imposibilidad de usar el producto de acuerdo con las orientaciones arriba, solicitamos contactar nuestro Departamento Técnico.

ALMACENAMIENTO : En locales frescos, secos y cubiertos

COPIA PARA INFORMACIÓN

Revision: 00

Fecha: 27/07/18

Aluminium 6061-T6/T651 Typical Property Values

project		unit	numerical value
thermal properties	coefficient of linear expansion (20-100°C)	$10^{-6} \cdot K^{-1}$	23.6
	specific heat (20°C)	J/ (kg*K)	896
	heat conductivity (20°C)	W/ (m*K)	167
	Melting range	°C	580-650
else	density	g/cm ³	2.72
	electric conductivity (20°C)	%IACS	43
	<u>colour</u>	Silver	



Vantage Pro2™ Accessories

The Solar Radiation Sensor, or solar pyranometer, measures global radiation, the sum at the point of measurement of both the direct and diffuse components of solar irradiance. The sensor's transducer, which converts incident radiation to electrical current, is a silicon photodiode with wide spectral response. From the sensor's output voltage, the console calculates and displays solar irradiance. It also integrates the irradiance values and displays total incident energy over a set period of time.

The outer shell shields the sensor body from thermal radiation and provides an airflow path for convection cooling of the body, minimizing heating of the sensor interior. It includes a cutoff ring for cosine response, a level indicator, and fins to aid in aligning the sensor with the sun's rays. The space between the shield and the body also provides a run-off path for water, greatly reducing the possibility of rain- or irrigation-water entrapment. The diffuser is welded to the body for a weather-tight seal; it provides an excellent cosine response. The transducer is an hermetically-sealed silicon photodiode; the included amplifier converts the transducer current into 0 to +2.5 VDC. Spring-loaded mounting screws, in conjunction with the level indicator, enable rapid and accurate levelling of the sensor. Each sensor is calibrated against a secondary standard which is calibrated periodically against an Eppley Precision Spectral Pyranometer in natural daylight.

The Solar Radiation Sensor is included with the Vantage Pro2 Plus and is optional on the Vantage Pro2.

Please refer to the WeatherLink® for Vantage Pro® and Vantage Pro2™ specification sheet for optional data logging and charting capabilities available for this product.

General

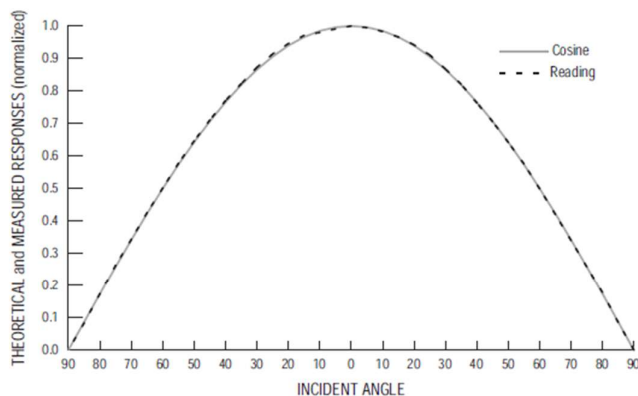
Operating Temperature	-40° to +150° F (-40° to +65° C)
Storage Temperature	-50° to +158°F (-45° to +70°C)
Transducer	Silicon photodiode
Spectral Response (10% points)	400 to 1100 nanometers
Cosine Response	
Percent of Reading	±3% (0° to ±70° incident angle); ±10% (±70° to ±85° incident angle)
Percent of Full Scale	±2% (0° to ±90°)
Supplied Cable Length	2' (0.6 m)
Cable Type	4-conductor, 26 AWG
Connector	Modular RJ-11
I/O Specifications	
Green wire	Output (0 to +3VDC); 1.67 mV per W/m2
Red & Black wires	Ground
Yellow wire	+3 VDC ±10%; 1mA (typical)
Temperature Coefficient	+0.067% per °F (+ 0.12% per °C)
Reference temperature	77°F (25°C)
Correction per degree above reference temp	-0.067% of reading per °F (-0.12% per °C)
Correction per degree below reference temp	+0.067% of reading per °F (+0.12% per °C)
Housing Material	UV-resistant PVC plastic
Dimensions (Length x Width x Height)	2.00" x 2.75" x 2.25" (51 mm x 70 mm x 57 mm)
Weight	0.5 lbs. (226 g)

Vantage Pro2™ Accessories

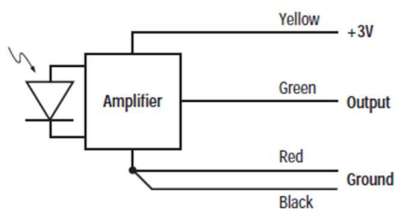
Sensor Output

Resolution and Units	1 W/m ²
Range	0 to 1800 W/m ²
Accuracy	±5% of full scale (Reference: Eppley PSP at 1000 W/m ²) plus 45 W/m ² per 100' (30 m) of additional cable
Drift	up to ±2% per year
Update Interval	.50 seconds to 1 minute

Cosine Response (typical)



Connections



Package Dimensions

Product #	Package Dimensions (Length x Width x Height)	Package Weight	UPC Codes
6450	6.00" x 4.25" x 3.25" (152 mm x 108 mm x 83 mm)	.9 lbs (.5 kg)	011698 00240 5

DS18B20

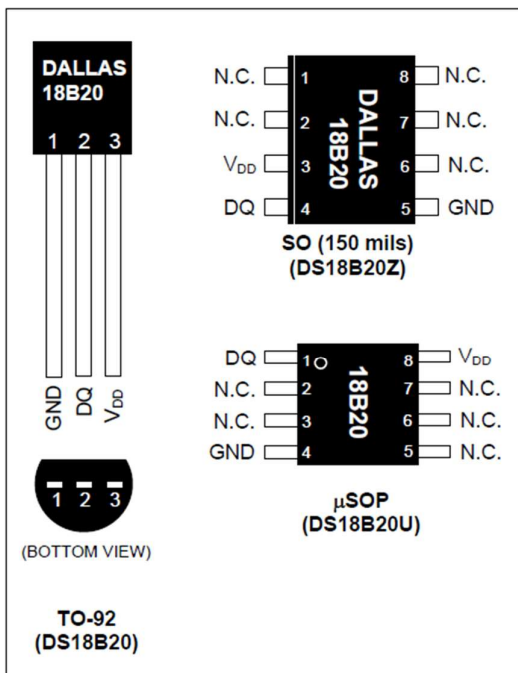
Programmable Resolution 1-Wire Digital Thermometer

www.maxim-ic.com

FEATURES

- Unique 1-Wire® Interface Requires Only One Port Pin for Communication
- Each Device has a Unique 64-Bit Serial Code Stored in an On-Board ROM
- Multidrop Capability Simplifies Distributed Temperature-Sensing Applications
- Requires No External Components
- Can Be Powered from Data Line; Power Supply Range is 3.0V to 5.5V
- Measures Temperatures from -55°C to +125°C (-67°F to +257°F)
- $\pm 0.5^\circ\text{C}$ Accuracy from -10°C to +85°C
- Thermometer Resolution is User Selectable from 9 to 12 Bits
- Converts Temperature to 12-Bit Digital Word in 750ms (Max)
- User-Definable Nonvolatile (NV) Alarm Settings
- Alarm Search Command Identifies and Addresses Devices Whose Temperature is Outside Programmed Limits (Temperature Alarm Condition)
- Available in 8-Pin SO (150 mils), 8-Pin μSOP , and 3-Pin TO-92 Packages
- Software Compatible with the DS1822
- Applications Include Thermostatic Controls, Industrial Systems, Consumer Products, Thermometers, or Any Thermally Sensitive System

PIN CONFIGURATIONS



DESCRIPTION

The DS18B20 digital thermometer provides 9-bit to 12-bit Celsius temperature measurements and has an alarm function with nonvolatile user-programmable upper and lower trigger points. The DS18B20 communicates over a 1-Wire bus that by definition requires only one data line (and ground) for communication with a central microprocessor. It has an operating temperature range of -55°C to +125°C and is accurate to $\pm 0.5^\circ\text{C}$ over the range of -10°C to +85°C. In addition, the DS18B20 can derive power directly from the data line ("parasite power"), eliminating the need for an external power supply.

Each DS18B20 has a unique 64-bit serial code, which allows multiple DS18B20s to function on the same 1-Wire bus. Thus, it is simple to use one microprocessor to control many DS18B20s distributed over a large area. Applications that can benefit from this feature include HVAC environmental controls, temperature monitoring systems inside buildings, equipment, or machinery, and process monitoring and control systems.

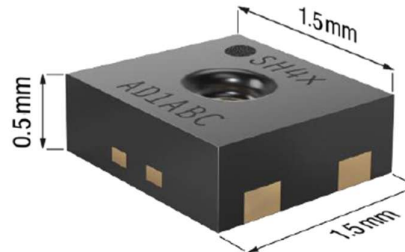
1-Wire is a registered trademark of Maxim Integrated Products, Inc.

Sensor de humedad y temperatura SHT41

SENSIRION

SHT4x

4th Generation, High-Accuracy, Ultra-Low-Power, 16-bit Relative Humidity and Temperature Sensor



Features

- Relative humidity accuracy: up to ± 1.0 %RH
- Temperature accuracy: up to ± 0.1 °C
- Supply voltage: 1.08 V ... 3.6 V
- Average current: 0.4 μ A (at meas. rate 1 Hz)
- Idle current: 80 nA
- I2C FM+, CRC checksum, multip. I2C addr.
- Patented on-package PTFE membrane [1]
- Operating range: 0...100 %RH, -40...125 °C
- Fully functional in condensing environment
- Variable power heater
- NIST traceability
- JEDEC JESD47 qualification
- Mature technology from global market leader
- Removable protection cap

General Description

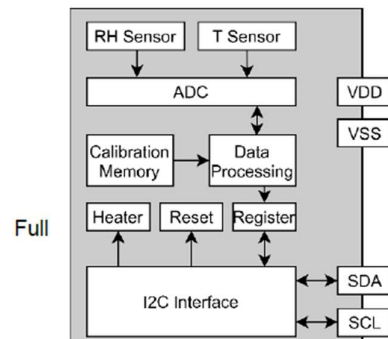
SHT4x is a digital sensor platform for measuring relative humidity and temperature at different accuracy classes. Its I2C interface provides several preconfigured I2C addresses and maintains an ultra-low power budget. The power-trimmed internal heater can be used at three heating levels thus enabling sensor operation in demanding environments. The four-pin dual-flat-no-leads package is suitable for surface mount technology (SMT) processing and comprises an optional on-package patented PTFE [1] membrane or a removable protection cap.

Device Overview

Products	Details
SHT40-AD1B	base RH&T accur., 0x44 I2C addr.
SHT40-BD1B	base RH&T accur., 0x45 I2C addr.
SHT40-AD1F	add. patented on-package PTFE membrane
SHT40-AD1P	add. removable protection cap
SHT41-AD1B	Intermed. RH&T accur., 0x44 I2C addr.
SHT45-AD1B	± 1.0 %RH, ± 0.1 °C accur., 0x44 I2C addr.

product list on page 16

Functional Block Diagram



2 Humidity and Temperature Sensor Specifications

Every SHT4x is individually tested and calibrated and is identifiable by its unique serial number (see section 4.7 for details on the serial number). For the calibration, Sensirion uses transfer standards, which are subject to a scheduled calibration procedure. The calibration of the reference, used for the calibration of the transfer standards, is NIST traceable through an ISO/IEC 17025 accredited laboratory.

2.1 Relative Humidity

Parameter	Conditions	Value	Units
SHT40 RH accuracy ¹	typ.	±1.8	%RH
	max.	see Figure 2	-
SHT41 RH accuracy ¹	typ.	±1.8	%RH
	max.	see Figure 3	-
SHT45 RH accuracy ¹	typ.	±1.0	%RH
	max.	see Figure 4	-
Repeatability ^{2,3}	high	0.08	%RH
	medium	0.15	%RH
	low	0.25	%RH
Resolution ⁴	-	0.01	%RH
Hysteresis	At 25°C	±0.8	%RH
Specified range ⁵	extended ⁶	0 to 100	%RH
Response time ⁷	t _{63%}	4	s
Long-term drift ⁸	typ.	<0.2	%RH/y

Table 1: General relative humidity sensor specifications.

¹ For definition of typ. and max. accuracy, please refer to the document "Sensirion Humidity Sensor Specification Statement".

² The stated repeatability is 3 times the standard deviation (3σ) of multiple consecutive measurement values at constant conditions and is a measure for the noise on the physical sensor output. Different repeatability commands are listed in Table 7.

³ Valid for 25°C and 50%RH.

⁴ Resolution of A/D converter.

⁵ Specified range refers to the range for which the humidity or temperature sensor specification is guaranteed.

⁶ For details about recommended humidity and temperature operating range, please refer to section 0.

⁷ Time for achieving 63% of a humidity step function, measured at 25°C and 1 m/s airflow. Humidity response time in the application depends on the design-in of the sensor.

⁸ Typical value for operation in normal RH/T operating range. Value may be higher in environments with vaporized solvents, out-gassing tapes, adhesives, packaging materials, etc. For more details please refer to Handling Instructions.

3 Electrical Specifications

Valid for all electrical specifications: Typical values correspond to $V_{DD} = 3.3\text{ V}$ and $T = 25\text{ °C}$. Min. and max. values are valid in the full temperature range $-40\text{ °C} \dots 125\text{ °C}$ and at declared V_{DD} levels and are based on characterization.

3.1 Electrical Characteristics

Parameter	Symbol	Conditions	Min	Typ	Max	Unit	Comments
Supply voltage	V_{DD}		1.08	3.3	3.6	V	-
Power-up/down level	V_{POR}	Static power supply	0.6	-	1.08	V	-
Slew rate of the supply voltage	$V_{DD, \text{slew}}$		-	-	20	V/ms	Voltage changes on the supply between $V_{DD, \text{min}}$ and $V_{DD, \text{max}}$. Faster slew rates may lead to a reset
Supply current (no heater)	I_{DD}	Idle state	-	0.08	1.0	μA	At 25 °C At 125 °C
		Power up	-	50	-	μA	-
		Measurement	-	320	500	μA	Current while sensor is measuring
		Aver., high repeatability	-	2.2	-	μA	Aver. current consumption (continuous operation with one meas. per second)
		Aver., med. repeatability	-	1.2	-		
		Aver., low repeatability	-	0.4	-		
Power consumpt. at $V_{DD}=1.2\text{ V}$ (no heater)	-	Aver., high repeatability	-	2.6	-	μW	Aver. power consumption (continuous operation with one meas. per second)
		Aver., med. repeatability	-	1.4	-		
		Aver., low repeatability	-	0.5	-		
Low level input voltage	V_{IL}	-	0	-	$0.3 \cdot V_{DD}$	V	-
High level input voltage	V_{IH}	-	$0.7 \cdot V_{DD}$	-	V_{DD}	V	-
Pull up resistors	R_p	$V_{DD} < 1.62\text{ V}$	820	-	-	Ω	-
		$V_{DD} \geq 1.62\text{ V}$	390	-	-	Ω	-
Low level output voltage	V_{OL}	$V_{DD} < 1.62\text{ V}$, $R_{pullup} > 820\text{ }\Omega$	-	-	$0.2 \cdot V_{DD}$	V	-
		$V_{DD} = 1.62\text{ V} \dots 2.0\text{ V}$, $R_{pullup} > 390\text{ }\Omega$	-	-	$0.2 \cdot V_{DD}$	V	-
		$V_{DD} > 2.0\text{ V}$, $R_{pullup} > 390\text{ }\Omega$	-	-	0.4	V	-
Capacitive bus load	C_b	$R_p \leq 820\text{ }\Omega$: fast mode	-	-	400	pF	Capacitive bus load can be determined from $C_b < t_{rise} / (0.8473 \cdot R_p)$.
		$R_p = 390\text{ }\Omega$, $V_{DD} > 1.62\text{ V}$: fast mode plus	-	-	340	pF	Rise times are $t_{rise} = 300\text{ ns}$ for fast mode and $t_{rise} = 120\text{ ns}$ for fast mode plus

Table 3: Electrical specifications.