

Propuesta de integración tecnológica de un satélite miniaturizado para comunicaciones inalámbricas de largo alcance

A technological integration proposal of a miniaturized satellite for long-range wireless communications

Z. G. Rosales-Hernández ^a, I. M. Martínez-Gutiérrez ^{a,*}, E. Martínez-Ramos ^a,
E. Rodríguez-Hernández ^a, O. A. Domínguez-Ramírez ^{a,*}

^aLicenciatura en Ingeniería en Telecomunicaciones, Área Académica de Computación y Electrónica, Instituto de Ciencias Básicas e Ingeniería
Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo, 42184, Pachuca, Hidalgo, México.

Resumen

En este artículo de investigación aplicada se presenta el diseño, integración y documentación del procedimiento de construcción de un satélite enlatado, entendido como un modelo educativo que simula una misión espacial a pequeña escala, independientemente del material estructural empleado. El sistema utiliza una tarjeta de desarrollo ESP32 y sensores ambientales para recolectar y transmitir datos atmosféricos en tiempo cuasi real mediante comunicación LoRa. La estructura fue fabricada con una combinación de madera de balsa, PLA rígido y TPU flexible, buscando reducir peso y optimizar la integración mecánica de los componentes. Así mismo, se incorporó un sistema de autogiro pasivo para estabilizar el descenso y proteger la carga útil. El desarrollo integra hardware de bajo costo, manufactura aditiva y comunicación inalámbrica de largo alcance, resultando en una plataforma funcional orientada a la investigación y formación académica en tecnologías aeroespaciales.

Palabras Clave: Satélite Enlatado, ESP32, LoRa, Impresión 3D

Abstract

This applied research article presents the design, integration, and documentation of the construction procedure for a canned satellite (CanSat), which is understood as an educational model that simulates a small-scale space mission, regardless of the structural material used. The system employs an ESP32 development board and environmental sensors to collect and transmit atmospheric data in quasi-real time via LoRa communication. The structure combines balsa wood, rigid PLA, and flexible TPU to minimize weight and optimize mechanical integration. Additionally, a passive autogyro system was incorporated to stabilize the descent and protect the payload. The development integrates low-cost hardware, additive manufacturing, and long-range wireless communication, resulting in a functional platform aimed at academic research and aerospace technology training.

Keywords: CanSat, ESP32, LoRa, 3D printing

1. Introducción

En las últimas décadas, la exploración espacial ha dejado de ser exclusiva de grandes agencias gubernamentales y ha dado paso a una nueva era de accesibilidad tecnológica, donde instituciones educativas, empresas emergentes y universidades desarrollan misiones experimentales en plataformas de bajo costo (American Astronautical Society, 2024), (Helvajian y Janson, 2023), (Fortescue *et al.*, 2023). Este avance ha sido

impulsado por la miniaturización de componentes, la adopción de arquitecturas abiertas y la reducción significativa del costo de los sistemas de comunicación y adquisición de datos. En este contexto, han surgido proyectos que permiten simular misiones espaciales reales en entornos controlados, promoviendo el desarrollo de competencias técnicas en estudiantes de nivel superior (UNOOSA, 2023). El presente proyecto de investigación e implementación tecnológica simula una misión espacial

*Autor para correspondencia: ma403384@uaeh.edu.mx, omar@uaeh.edu.mx

Correo electrónico: ro472796@uaeh.edu.mx (Zacek Gabriel Rosales-Hernández), ma403384@uaeh.edu.mx (Isaac Manuel Martínez-Gutiérrez), ma476752@uaeh.edu.mx (Eduardo Martínez-Ramos), ro502288@uaeh.edu.mx (Edwin Rodríguez-Hernández), omar@uaeh.edu.mx (Omar Arturo Domínguez-Ramírez).

Historial del manuscrito: recibido el 12/07/2025, última versión-revisada recibida el 17/12/2025, aceptado el 16/12/2025, publicado el 25/03/2026. **DOI:** <https://doi.org/10.29057/icbi.v14iEspecial.15497>



enfocada en el diseño, integración y despliegue de un sistema satelital ligero, con el propósito de transportar carga útil tecnológica y biológica, como parte de una representación alusiva a un entorno planetario distinto al terrestre. Desde el enfoque de la Ingeniería en Telecomunicaciones, este proyecto representa una oportunidad para aplicar conocimientos adquiridos en los campos de los sistemas de comunicación, procesamiento de señales, sensores remotos, diseño de antenas y transmisión eficiente de datos en condiciones extremas. Uno de los ejes centrales del proyecto es el desarrollo de un módulo autónomo capaz de recopilar datos ambientales mediante sensores especializados, almacenarlos y transmitirlos de manera confiable a una estación receptora. Para ello, se incorporan tecnologías de comunicación de baja potencia y largo alcance, así como técnicas de codificación y manejo de errores que aseguran la integridad de los datos durante su envío. Además, se contempló el uso de sistemas embebidos programables y módulos de adquisición que permiten el control y monitoreo del comportamiento del satélite en tiempo cuasi real. Los CanSats (del inglés **Can Satellite**, “satélite enlatado”) surgieron como una herramienta educativa para simular misiones espaciales en formato miniaturizado (Myers, 2022). Su historia está ligada a la democratización de la tecnología espacial y a la innovación en educación STEM. Desde su propuesta inicial en 1998 por Robert Twiggs en la Universidad de Stanford, los CanSats han evolucionado de proyectos académicos simples a plataformas con aplicaciones más complejas. Entre los años 2000 y 2010 se expandieron globalmente, integrando tecnologías como GPS, navegación inercial y control de aterrizaje. Posteriormente, su desarrollo técnico incluyó sensores avanzados, comunicación LoRa, estructuras impresas en 3D y materiales flexibles como TPU. Actualmente, los CanSats se emplean también con fines científicos, como monitoreo ambiental o validación de hardware, y siguen siendo esenciales para la formación multidisciplinaria de estudiantes, con miras a incorporar inteligencia artificial y mayor autonomía en el futuro (Narashinodai, 2023). Basado en (Fuentes, 2025), el escenario técnico planteado en este trabajo propone una analogía de repoblar un nuevo planeta (como un reto ficticio simulado), donde la exploración robótica ha avanzado lo suficiente como para permitir misiones científicas centradas en la propagación vegetal mediante hidroponía espacial. En este contexto, se requiere un sistema confiable que transporte semillas, agua y sensores, garantizando que las condiciones de viaje y descenso no comprometan la viabilidad de los elementos transportados. Este planteamiento también abre la puerta a la implementación de protocolos de comunicación que gestionen alertas, actualizaciones de estado y confirmación de aterrizaje exitoso (ASS-Home, 2025).

Nota aclaratoria: si bien el proyecto plantea la simulación de condiciones para terraformación desde un enfoque conceptual, las pruebas experimentales se realizaron en un entorno terrestre —específicamente en una cancha de césped ubicada en las instalaciones de Ciudad Universitaria, UNAM. Por tanto, las mediciones corresponden a un contexto atmosférico terrestre, utilizado como análogo funcional para evaluar el comportamiento del sistema en condiciones controladas.

Cabe destacar que el presente trabajo combina el carácter

experimental de una investigación aplicada con la descripción técnica de los procedimientos empleados, con el fin de ofrecer una referencia reproducible para futuros proyectos académicos de tipo CanSat.

1.1. El reto tecnológico

Las especificaciones técnicas del reto (Francisco *et al.*, 2024), son: i) Simular una misión espacial real en donde los participantes realicen cada una de las etapas de desarrollo de la misma, teniendo como fin un proceso de aprendizaje basado en la experiencia de ejecutar una misión espacial; ii) El satélite enlatado debe transmitir información de presión, temperatura, velocidad, aceleración y cantidad de dióxido de carbono durante el trayecto de elevación y caída libre; y iii) El satélite enlatado debe transportar en su interior, y garantizar su integridad al momento del aterrizaje, un huevo de gallina con un peso aproximado de 60 ± 10 gr, semillas contenidas en un espacio de máximo 10 cm^3 y 125 ml de agua en un contenedor. En este sentido, el reto tecnológico cuya solución se describe en el presente artículo, es:

“Diseñar, construir y operar un satélite enlatado que permita simular una misión espacial real en la etapa de aterrizaje mediante la ejecución de todas sus etapas de desarrollo, transmitiendo datos ambientales durante su trayecto y asegurando la protección de una carga útil compuesta por un huevo de gallina, semillas y agua” (Fuentes, 2025).

1.2. Problema científico y solución tecnológica propuesta

El desarrollo de tecnologías para misiones espaciales requiere sistemas confiables que garanticen tanto la transmisión de datos como la protección de carga útil en condiciones extremas (ESERO, 2023), (Etkin *et al.*, 2021), (Fuentes, 2025). Sin embargo, en el contexto académico y experimental, existen desafíos significativos al diseñar y construir un satélite enlatado que cumpla con los siguientes requerimientos:

- Transmisión de datos en tiempo cuasi real. Durante el descenso, el satélite debe transmitir información ambiental (presión, temperatura, aceleración y CO_2) de manera estable, a pesar de las variaciones bruscas en velocidad y altitud. Esto requiere un sistema de comunicación robusto, de bajo consumo y largo alcance, capaz de operar en condiciones dinámicas.
- Protección de la carga útil. El satélite debe transportar un huevo de gallina, semillas y agua, asegurando su integridad al momento del impacto. Esto implica el diseño de un sistema de amortiguamiento eficiente y un mecanismo de aterrizaje controlado (como el autogiro), que reduzca la fuerza del impacto sin ocupar demasiado espacio.
- Integración de subsistemas en un espacio reducido. La miniaturización de componentes electrónicos (sensores, microcontroladores y módulos de comunicación); así como mecánicos (estructura y contenedores) dentro de un formato “enlatado”, exige una planificación cuidadosa para evitar interferencias, sobrecalentamiento o fallas estructurales.

La propuesta tecnológica concreta consiste en un *CanSat* con arquitectura estructural híbrida —madera de balsa para la caja/envolvente y las hélices del autogiro, PLA rígido para el contenedor de agua y TPU flexible para el sistema de amortiguamiento del huevo—, integrado con una plataforma electrónica basada en una tarjeta de desarrollo ESP32 (NodeMCU-32S), sensores SCD41, BMP280 y MPU6050, y un enlace LoRa bidireccional (transmisor a bordo y receptor en estación base). Las aportaciones innovadoras del proyecto radican en: i) La integración funcional de materiales heterogéneos mediante manufactura aditiva para optimizar la masa total y la absorción de impacto; ii) La sincronización temporal de lecturas multisensoriales y su telemetría LoRa en tiempo cuasi real hacia la estación de tierra; y iii) El desarrollo de una interfaz gráfica de monitoreo continuo que permite el seguimiento y registro de variables durante el vuelo. Esta combinación mejora la estabilidad del descenso, la eficiencia estructural y la confiabilidad del enlace de datos, aspectos poco documentados de forma conjunta en trabajos previos de *CanSat* con fines educativos. La validación de la propuesta tecnológica se sustentó en pruebas funcionales y análisis de datos realizados principalmente durante la fase de ascenso, complementados con observaciones del descenso, aun cuando se presentaron fallas estructurales que permitieron identificar oportunidades de mejora y refuerzo del sistema de autogiro.

1.3. Organización del artículo

En la Sección 2, se presenta el marco teórico que sustenta el contenido del proyecto. Se describen los componentes electrónicos seleccionados, los protocolos de comunicación implementados y los métodos de fabricación empleados, así como el diseño en impresión 3D de la estructura. En esta sección también se abordan los fundamentos aerodinámicos del sistema de autogiro y los criterios de selección de materiales. En la Sección 3, se explica el diseño de circuitos y la integración de sensores, el diseño del sistema de autogiro y el uso de software, tanto la programación como la interfaz gráfica del usuario. Se incluyen los desafíos técnicos superados durante la integración. Finalmente, en la Sección 4 se analizan los datos obtenidos durante el lanzamiento, evaluando el desempeño de cada subsistema. Se presentan gráficas comparativas junto con un análisis crítico.

2. Materiales y métodos

El desarrollo de sistemas satelitales miniaturizados con fines experimentales ha permitido replicar a escala académica diversas aplicaciones propias de la exploración espacial. En este contexto, resulta esencial garantizar la capacidad de monitoreo y transmisión de datos a distancia, lo cual involucra conocimientos en telecomunicaciones, sensores remotos y sistemas embebidos. Los sistemas de telemetría permiten adquirir, codificar y enviar información desde una unidad remota hacia una estación base. Este proceso incluye sensores de temperatura, presión y humedad, junto con dispositivos de transmisión como LoRa, XBee o módulos RF, elegidos por su bajo consumo y confiabilidad en enlaces de largo alcance. Para asegurar la integridad de la señal, se aplican técnicas como modulación digital, codificación de canal y protocolos de control de errores.

En instrumentación electrónica, los sensores convierten magnitudes físicas en señales eléctricas, las cuales son procesadas por microcontroladores. El uso de almacenamiento local (como memorias SD o EEPROM) sirve como respaldo ante fallos de comunicación. Desde el enfoque de telecomunicaciones, se analiza la capa física y la capa de enlace de datos, considerando formatos de trama, sincronización y manejo de interferencias. La estabilidad de la fuente de alimentación también es crítica, ya que variaciones en el voltaje pueden comprometer la transmisión. Este tipo de proyectos refuerza el diseño orientado a sistemas reales, el análisis de señales analógicas y digitales, y la evaluación de parámetros como la relación señal/ruido (SNR), bit rate y alcance efectivo. Todo ello enmarcado en una experiencia educativa enfocada en contextos extremos.

2.1. Contexto y relevancia

Los CanSats (satélites enlatados) surgieron como herramienta educativa (Conference, 2024) y hoy son plataformas para probar tecnologías en entornos con condiciones ambientales y geológicas extremas. Proyectos como ARLISS (EE.UU./Japón) y competencias de la ESA han demostrado su potencial en telemetría y sistemas de aterrizaje controlado, inspirando este trabajo (CanSat-Competition-Home, 2022).

2.2. Protocolo de comunicación I2C

El protocolo I2C (Inter-Integrated Circuit) es un bus de comunicación serial síncrono desarrollado por Philips (ahora NXP Semiconductors) en 1982, como se muestra en la Figura 1. Se utiliza para la comunicación entre circuitos integrados (ICs) en sistemas embebidos, permitiendo la interconexión de múltiples dispositivos con solo dos líneas de señal (Wood, 2023):

- SDA (Serial Data Line): transmite los datos.
- SCL (Serial Clock Line): sincroniza la comunicación con una señal de reloj.

Características:

- Comunicación maestro-esclavo: un dispositivo maestro (microcontrolador) controla uno o más esclavos (sensores, memorias, etc.).
- Direccionamiento jerárquico: cada esclavo tiene una dirección única (7 o 10 bits).
- Velocidades estándar: modo estándar (100 kbps), modo rápido (400 kbps) y modo alta-velocidad (3.4 Mbps).

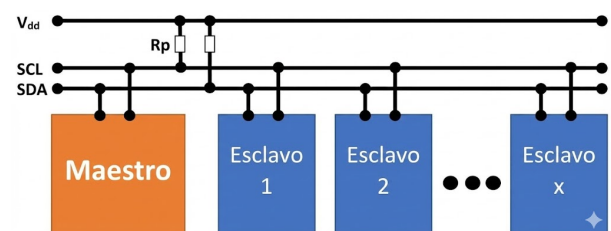


Figura 1: Diagrama del protocolo I2C.

2.3. Consideraciones para el análisis de la dinámica

El método de Euler es un procedimiento numérico de primer orden utilizado para resolver ecuaciones diferenciales ordinarias (EDOs) con condiciones iniciales diferentes de 0 (Grossman, 2019). Es especialmente útil en sistemas dinámicos donde se requiere calcular la evolución temporal de una variable (como velocidad, posición, etc.). Dada una EDO de la forma (1):

$$\frac{dy}{dt} = f(t, y), \quad (1)$$

donde y es la variable dependiente, t representa la variable independiente que para sistemas dinámicos es generalmente el tiempo, y $f(t, y)$ es una función conocida, que para el caso de estudio representa una aceleración. La aproximación de Euler y_{n+1} (2), en tiempo discreto, define al estado dependiente de el paso integración numérica h , de la manera siguiente:

$$y_{n+1} = y_n + hf(t_n, y_n). \quad (2)$$

2.4. Norma Euclidiana

La Norma Euclidiana (3) de un vector $v \in \mathbb{R}^n$, definido como $\vec{v} = \langle v_x, v_y, v_z \rangle$, es una medida de su magnitud en el Espacio Euclidiano. Representa la “longitud” del vector, calculada como la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados de sus componentes:

$$v = |v| = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2} \quad (3)$$

Esta expresión se utiliza en distintos contextos de la ingeniería para obtener la magnitud total de una cantidad vectorial, como fuerza, velocidad o aceleración, a partir de sus componentes en los ejes cartesianos. En el caso particular del proyecto, esta formulación se emplea para calcular la aceleración total medida por el sensor inercial MPU6050, que proporciona valores en tres ejes (a_x , a_y , a_z). Al aplicar la norma euclidiana se obtiene una única magnitud representativa de la aceleración del sistema, independiente de su orientación. Este procedimiento permite comparar el valor calculado con la aceleración de la gravedad (9.81 m/s^2) durante la etapa de calibración y sirve como base para el cálculo posterior de la velocidad mediante integración numérica (ver Sección 3).

2.5. Tiempo de descenso

Tiempo que tardará el satélite enlatado en descender 400 metros sobre el nivel del mar sin un sistema de autogiro, considerando una masa de 700 gramos y si las dimensiones son las máximas especificadas en la guía de la misión.

- Las fuerzas que actúan sobre el satélite, son representadas en acción sobre centro de masas.
- Para calcular el tiempo de caída, la fuerza de arrastre que depende de la velocidad del viento, y es ortogonal a la dinámica gravitacional, no es considerada.
- Sobre el eje y está el peso del satélite y una fuerza de arrastre en dirección opuesta a esta. La dinámica sobre esta dirección puede escribirse como la siguiente Ecuación 4 (Ray (2015)):

$$ma_y = \frac{1}{2}\rho C_D A v_y^2 - mg \quad (4)$$

o como ecuación diferencial (Ecuación 5)

$$\frac{d^2y}{dt^2} - b \left(\frac{dy}{dt} \right)^2 + g = 0 \quad (5)$$

- Donde $a_y = d^2y/dt^2$ y $v_y = dy/dt$ son la aceleración y la velocidad en la dirección y , respectivamente, m es la masa del satélite, $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ la gravedad, A es la sección de área transversal perpendicular a la trayectoria, ρ es la densidad del aire y C_D es un número adimensional que representa el perfil aerodinámico del satélite. b es una constante que absorbe a todas estas y $b = \frac{1}{2m}\rho C_D A$.
- Es posible solucionar la ecuación, pues es separable, tomando $v = dy/dt$ y $dv/dt = d^2y/dt^2$; así reescribimos la Ecuación 5 como:

$$\frac{dv}{dt} = bv^2 - g \quad (6)$$

Separando se obtiene lo siguiente

$$\frac{dv}{bv^2 - g} = dt \quad (7)$$

- Integrando ambos lados y tomando la sustitución $\sqrt{b/g}v = \tanh(x)$ se tiene

$$\begin{aligned} \int \frac{dv}{1 - bv^2/g} &= -g \int dt \\ \int \frac{\sqrt{g/b} \operatorname{sech}^2(x) dx}{1 - \tanh^2(x)} &= \int \frac{\sqrt{g/b} \operatorname{sech}^2(x) dx}{\operatorname{sech}^2(x)} \\ &= \sqrt{g/b} \int dx \\ &= \sqrt{g/b} x + C_0 \\ &= \sqrt{g/b} \cdot \operatorname{arctanh}(\sqrt{b/g}v) + C_0 = -gt \\ v &= -\sqrt{\frac{g}{b}} \tanh(\sqrt{gb}(t + C_0)) \end{aligned} \quad (8)$$

- Tomando en cuenta que se suelta del reposo, se tiene la siguiente condición inicial $v(t = 0) = 0$, entonces usando la Ecuación 8 se tiene que la constante de integración $C_0 = 0$ (pues $0 = \tanh(\sqrt{gb}C_0)$).

- retomamos la Ecuación 8, y la reescribimos como sigue

$$\frac{dy}{dt} = -\sqrt{\frac{g}{b}} \tanh(\sqrt{gbt})$$

la cual se puede integrar

$$y = -\int \sqrt{\frac{g}{b}} \tanh(\sqrt{gbt}) dt = -\int \frac{\sqrt{g} \sinh(\sqrt{gbt})}{\sqrt{b} \cosh(\sqrt{gbt})} dt$$

sustituyendo en la integral $\sqrt{gbt} = u$, entonces $dt = 1/\sqrt{gb} du$, también donde C_1 es constante relacionada con la posición inicial y se sigue

$$y = -\frac{1}{b} \int \frac{\sinh u}{\cosh u} du + C_1 = -\frac{1}{b} \ln(\cosh(\sqrt{gbt})) + C_1 \quad (9)$$

- El objeto se lanza desde 400 m de altura, de modo que se tiene la condición inicial $y(t = 0) = 400m$; y con el último resultado en la Ecuación 9 se sigue

$$400m = -\frac{1}{b} \ln(\cosh(\sqrt{g \cdot b \cdot 0})) + C_1 \quad (10)$$

$$\Rightarrow C_1 = 400m$$

- De este modo se tiene la siguiente trayectoria y velocidad para el objeto, una vez sustituyendo $b = \frac{1}{2m}\rho C_D A$

$$y(t) = -\frac{2m}{\rho C_D A} \ln\left(\cosh\left(\sqrt{\frac{1}{2m}g\rho C_D A \cdot t}\right)\right) + 400m \quad (11)$$

$$v(t) = -\sqrt{\frac{2mg}{\rho C_D A}} \tanh\left(\sqrt{\frac{g\rho C_D A}{2m}} \cdot t\right) \quad (12)$$

- El satélite alcanza el suelo cuando $y = 0$, llamemos al tiempo en que ocurre eso como t_f , e igualando la Ecuación 11 a 0 y despejando t se obtiene

$$t_f = \sqrt{\frac{2m}{g\rho C_D A}} \operatorname{arccosh}\left\{\exp\left(400m \cdot \frac{\rho C_D A}{2m}\right)\right\} \quad (13)$$

- Resta tomar las Ecuaciones 11, 12, 13 y aplicarles los parámetros correspondientes a las características del lanzamiento y del satélite. $m = 0.7kg$, a nivel del mar: $g = 9.81m/s^2$, $\rho = 1.225kg/m^3$, para un perfil cúbico $C_D = 1.05$ o 0.80 si está en ángulo. El área de la base, que se tomará para el cálculo siguiente, es $A = 10^{-4}m^2$.
- Se ingresaron los parámetros enunciados a un graficador y se comparó la caída bajo estas condiciones con la de una caída libre, cuya trayectoria estaría dada por $y(t) = -gt^2/2 + 400m$. La caída con el arrastre del aire es la curva roja punteada y la caída libre es la verde. La verde está en $y = 0$ a un $t = 9.03s$, mientras que la roja lo está a $t = 9.59s$. Ambos son los tiempos de caída usando las dos condiciones, con arrastre o sin arrastre, es de esperar que si el satélite se encuentra en ángulo en la caída, el tiempo con arrastre se asemeje más al de caída libre como se muestra en la Figura 2.

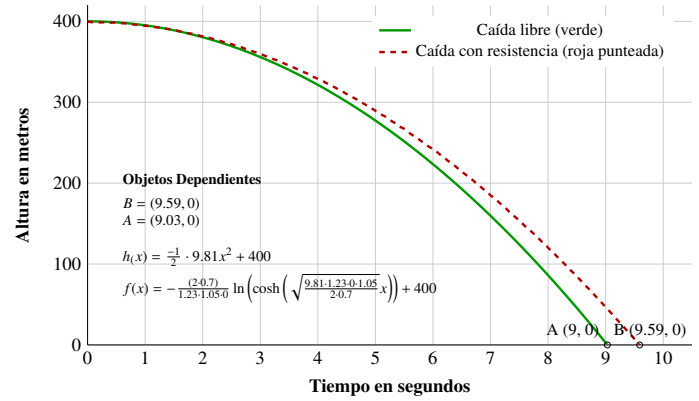


Figura 2: Comparación entre la trayectoria de caída libre (verde) y la caída con resistencia del aire (roja punteada).

Aceleración al momento de impacto y soporte del huevo

Suponiendo una caída de 400 metros sobre el nivel del mar, calcular la aceleración que tiene el satélite al momento del impacto.

¿Cuál es la aceleración máxima que puede soportar un huevo de gallina antes de romperse?

- Lo más adecuado sería abordar esta cuestión desde el punto de vista de la energía del impacto, (Chen *et al.*, 2024) argumenta que un huevo resiste una energía de impacto de entre 12mJ a 26mJ. Calculemos, entonces, la energía del impacto del satélite en el caso en que hay resistencia del aire. Para ello simplemente tomamos el tiempo de caída de 9.59s y lo sustituimos en la expresión para la velocidad del satélite que se muestra en la subsección 2.5
- Para esto nos apoyamos graficando la velocidad contra el tiempo, y observamos que en $t = 9.59s$ la velocidad que alcanza el satélite es de 74.55 m/s (unos 268.4 km/h). Su energía cinética está dada por $\frac{1}{2}mv^2 = \frac{1}{2}(0.7kg)(74.55m/s) = 1945.2J$. como se muestra en la Figura 3

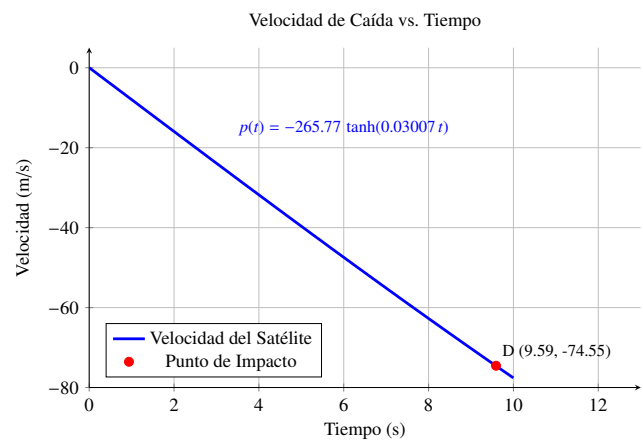


Figura 3: Gráfica de la velocidad del satélite en función del tiempo.

- Claro que en el impacto la energía se dispersaría entre los demás componentes del satélite, por lo que debe de verse

la manera de que la menor cantidad de esta se disperse sobre el huevo, pues la energía mínima para que este se rompa está seis órdenes de magnitud debajo de la energía del impacto sin el autogiro.

2.6. Análisis dinámico del autogiro y criterio de protección de carga

Supuestos y parámetros.. El análisis dinámico del sistema de autogiro se realiza considerando un descenso vertical dividido en dos fases: (i) Caída libre inicial hasta el despliegue del rotor y (ii) Autorrotación en régimen estacionario. Se emplean los siguientes parámetros conocidos del prototipo: masa total $m = 0.599$ kg, gravedad $g = 9.81$ m/s², densidad del aire $\rho = 1.225$ kg/m³, radio del rotor $R = 0.215$ m (diámetro de 0.430 m) y área de disco $A = \pi R^2 = 0.145$ m².

Fase 1: caída libre (pre-despliegue).. Durante los primeros metros de descenso $h_1 = 200$ m, el sistema se comporta como un cuerpo rígido sin sustentación. La velocidad de entrada al régimen de autorrotación (v_1) se obtiene mediante

$$v_1 = \sqrt{2gh_1} = \sqrt{2 \cdot 9.81 \cdot 200} = 62.6 \text{ m/s.} \quad (14)$$

Este valor representa la condición más crítica antes de que las hélices generen fuerza sustentadora.

Fase 2: autorrotación (régimen).. En la fase de autorrotación, el empuje promedio (T) se asume igual al peso $T \approx mg$, con una velocidad ideal (v_i) según la teoría del momento:

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} = \sqrt{\frac{mg}{2\rho A}} = 4.07 \text{ m/s.} \quad (15)$$

La velocidad de hundimiento en régimen se aproxima por $V_s = k v_i$, con k entre 1.5 y 2.2 dependiendo de la solidez y del ángulo de paso. Para un rotor de alta solidez (σ), se adopta $k = 1.6$:

$$V_s \approx 6.5 \text{ m/s.}$$

2.7. Selección del filamento para el amortiguamiento de tripulantes

Se eligió el Poliuretano Termoplástico (TPU) por su combinación estratégica de propiedades. Su perfil único como material híbrido une la flexibilidad del caucho con la durabilidad y alta resistencia al desgaste de un plástico. Esta robustez es directamente accesible gracias a su excelente compatibilidad con la impresión 3D, lo que permite el prototipado rápido de geometrías complejas y acelera la validación del diseño. Además, su disponibilidad en diversos grados de dureza ofrece un control preciso sobre la flexibilidad final de la pieza, permitiendo ajustar su rendimiento mecánico a los requerimientos exactos del proyecto.

2.8. Relación con estudios previos

Brecha identificada: Proyectos como (Narashinodai, 2023) usan CanSats para monitoreo ambiental, pero pocos integran comunicación LoRa + autogiro + TPU en un solo sistema. Innovación del proyecto: Combinación de estas tecnologías para garantizar tanto la transmisión de datos como la supervivencia del huevo y las semillas (carga biológica).

3. Desarrollo del satélite enlatado

La implementación del satélite enlatado requirió componentes especializados que cumplieran con los exigentes requisitos de peso (≤ 700 g), resistencia estructural y capacidad de transmisión en condiciones variables. La selección priorizó la confiabilidad del sistema y la protección de la carga útil durante las fases críticas del vuelo.

El conjunto completo (estructura, PCB, sensores, módulos y carga útil) alcanzó una masa total de aproximadamente 599 g, cumpliendo con el límite establecido (700 g) para la categoría CanSat.

MATERIALES/UTENSILIOS		
Cant.	Descripción	Especificaciones
1	SCD41 module	
2	RYLR998	
2	Tarjeta de desarrollo ESP32	NodeMCU-32S (genérico): 1 Tx a bordo, 1 Rx en estación
1 m	Hilo de albañil	
1	Regulador de voltaje	Para PB 5V/3.3V
1	BMP280	
2	Batería	Rectangular (9V)
8	Madera de balsa (10x20cm)	4 de 6mm 4 de 3mm
1	Madera de pino (10x10cm)	9mm de espesor
1	Adhesivo	Para madera
2	Placa de cobre de una sola capa	10x10cm
2	Rollo de filamento	De PLA y TPU
1 m	Cable estañado	
1	Cloruro férrico	250ml
1	Gel de acrílico	
2	Rodamientos	8x22x7 mm, 11 g
EQUIPOS/INSTRUMENTOS		
Cant.	Descripción	Especificaciones
1	Estación de soldadura	Soldadura y pasta
1	Pinzas	De corte y/o punta
1	Pela-cables	
1	Segueta para madera	De precisión
1	Nivel	
1	Tijeras	
1	Lámpara de fotocurado	
1	Vernier	
1	Impresora 3D	
1	Escuadra	
1	Moto-tool	Variedad de fresas

Tabla 1: Lista de materiales necesarios para la elaboración del satélite enlatado.

La Tabla 1 detalla los materiales y equipos empleados, organizados según su función dentro del sistema. Esta selección refleja un balance óptimo entre desempeño técnico y viabilidad en un proyecto académico.

3.1. Sensores

Para la selección de los sensores se consideraron cuatro factores clave: compatibilidad con el protocolo de comunicación I2C, tamaño reducido, alimentación de 3.3 V y compatibilidad con el IDE de Arduino. Para la medición de temperatura y concentración de dióxido de carbono, se eligió el sensor SCD41;

para la medición de presión atmosférica y altitud, se seleccionó el sensor BMP280; y para la medición de aceleración y velocidad, se optó por el sensor MPU6050 (Sabatini y Palmerini, 2022).

3.2. Módulo de comunicación

Para la selección del módulo de comunicación, se buscó que proporcionara un largo alcance, bajo consumo de energía, tamaño reducido, alta sensibilidad, posibilidad de configuración tanto como receptor como transmisor, fácil de utilizar y un costo accesible. Teniendo en cuenta estos criterios, se optó por utilizar el módulo LoRa RYLR998 y se mencionan sus características en la Tabla 2. Su modulación por ensanchamiento de espectro le permite alcanzar distancias de hasta 20 km en condiciones de línea de vista entre el receptor y el transmisor. Además, es capaz de detectar señales con una potencia de hasta -129 dBm. Por último, el módulo se comunica con la placa de desarrollo mediante comandos AT enviados a través de una interfaz de comunicación serial (Ortiz *et al.*, 2023).

Característica	Descripción
Tipo de módulo	Transceptor LoRa con antena integrada
Frecuencia de operación	868 MHz (Europa) / 915 MHz (América del Norte)
Modulación	LoRa (Long Range), FSK, GFSK, OOK
Potencia de transmisión	Hasta +22 dBm (ajustable)
Sensibilidad de recepción	Hasta -129 dBm
Interfaz de comunicación	UART (controlado por comandos AT)
Voltaje de operación	2.3 – 3.6 V (típico 3.3 V)
Consumo de corriente	Sleep: 10 μ A Recepción: 17.5 mA @3.3V Transmisión: hasta 140 mA @+22 dBm
Antena	Integrada
Rango de operación	-40 °C a +85 °C

Tabla 2: Características técnicas del módulo LoRa RYLR998.

3.3. Placa de desarrollo

Se emplearon dos tarjetas de desarrollo ESP32, una configurada como transmisor a bordo del satélite y otra en la estación receptora. Debido a las siguientes características (Espressif-Systems, 2024):

- Incluye un regulador de voltaje de 3.3V, el cual es muy útil, ya que tanto los sensores como el módulo de comunicación utilizados funcionan con ese voltaje.
- Tanto el ESP32 como los sensores utilizados emplean el protocolo de comunicación I2C, lo que facilita la integración y el intercambio de datos entre dispositivos.
- Dispone de tres puertos UART. El puerto 0 se utiliza para la programación, mientras que el puerto 2 se destina a la comunicación con el módulo LoRa. Una de sus grandes ventajas es su compatibilidad con el entorno de desarrollo Arduino, el cual emplea principalmente los lenguajes C y

C++. Además, este IDE proporciona bibliotecas esenciales para el correcto funcionamiento de todos los sensores empleados en el proyecto.

3.4. Instalación de librerías de los sensores

Los sensores requeridos para el funcionamiento se instalaron utilizando el gestor de librerías del IDE de Arduino, el cual se encuentra en la ruta de opciones “Herramientas/Gestor de bibliotecas”. Tal como se muestra en la siguiente Figura 4:

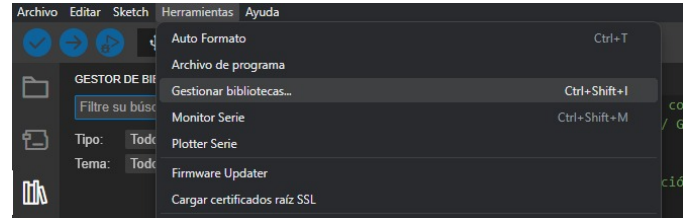


Figura 4: Ruta de opciones para acceder al gestor de bibliotecas.

3.5. Programación del transmisor

El transmisor se implementó en la tarjeta de desarrollo ESP32, ubicada en el interior del CanSat. Para organizar su lógica, se elaboró el diagrama de flujo (Figura 5) que permitió estructurar un programa ordenado y funcional. El programa se divide en las siguientes etapas: configuración e inicialización de los puertos seriales, configuración e inicialización de los sensores mediante I2C, captura de magnitudes, construcción del mensaje y envío del mensaje.

A continuación se describe cada uno de los procesos del programa:

- Inicialización de los puertos seriales: Se inicializa el puerto 0 para la programación del microcontrolador y el envío de mensajes a través de la consola. Asimismo, se inicializa el puerto 2 para la comunicación con el módulo LoRa. Ambos puertos se configuran con una tasa de baudios (Baud Rate) de 115200.
- Inicialización de los sensores: Cada sensor se inicializa y configura mediante la interfaz I2C.
- La calibración consistió en promediar 1000 mediciones consecutivas de aceleración para obtener la referencia en reposo, como en la Ecuación 3.

En condiciones ideales, dicha magnitud debería aproximarse a 9.81 m/s^2 en reposo. El valor promedio de las mediciones se tomó como referencia para ajustar la lectura del sensor durante el vuelo.

Inicialmente se definió un total de 1000 muestras para la calibración; sin embargo, debido a restricciones de tiempo y recursos, el valor empleado en las pruebas finales fue de 100 muestras, lo que proporcionó un promedio estable sin incrementar significativamente el tiempo de inicialización. En futuras versiones, se planea optimizar este parámetro mediante un análisis estadístico de la varianza de las lecturas y recomendaciones del fabricante para determinar la cantidad óptima de muestras.

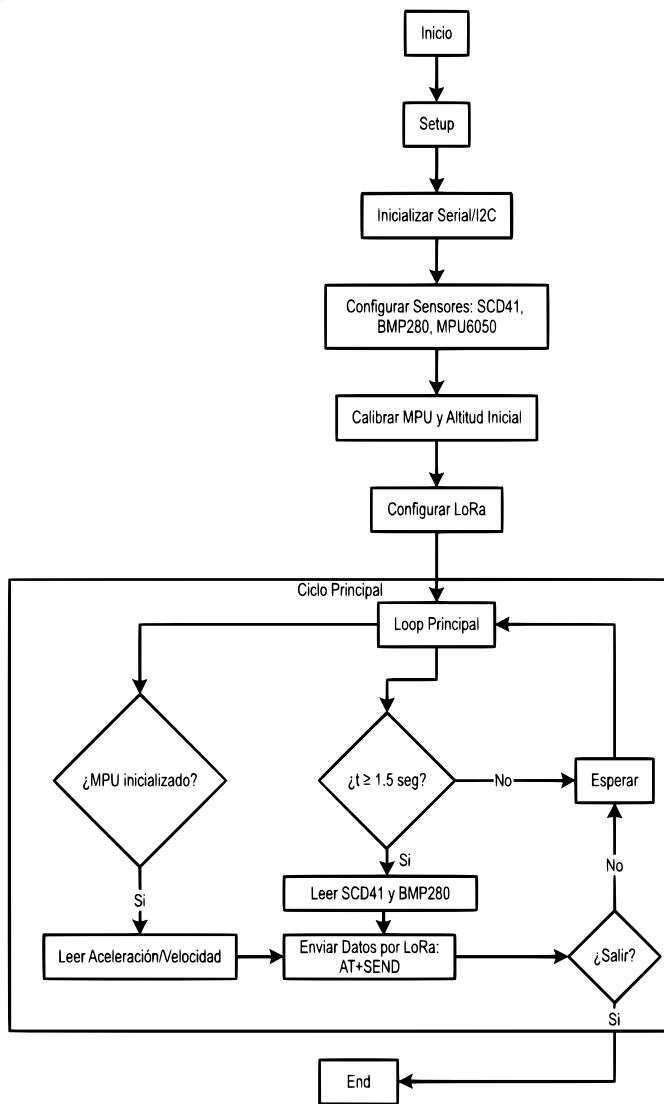


Figura 5: Diagrama de flujo de la programación del transmisor.

Nota: aunque la Figura 5 representa flujos diferenciados para mayor claridad visual, las lecturas de los sensores se realizan de forma secuencial. El microcontrolador ESP32 ejecuta la adquisición en el orden BMP280 → SCD41 → MPU6050, de acuerdo con las frecuencias de muestreo mostradas en la Tabla 3.

- Inicialización del módulo LoRa: se configura el módulo para su correcto funcionamiento como transmisor.
- Obtención de altitud inicial: durante la rutina `setup()` (ejecutada una sola vez), se solicita la altitud inicial como punto de referencia para las mediciones posteriores.
- Adquisición de variables de los sensores: el sistema realiza la captura de datos de manera secuencial, respetando las limitaciones del microcontrolador ESP32 en ejecución monohilo. El orden de lectura corresponde a BMP280 (presión y altitud), SCD41 (temperatura y CO_2) y MPU6050 (aceleración y velocidad), de acuerdo con las frecuencias de muestreo resumidas en la Tabla 3.
- Para mantener un intervalo uniforme de adquisición, se implementó una rutina de temporización basada en la función `millis()` del entorno Arduino, estableciendo un umbral mínimo de $t \geq 1500\text{ ms}$ entre envíos de trama. Esta condición se cumple mediante un control de diferencia temporal entre la lectura actual y la última ejecución, evitando solapamientos de datos y garantizando coherencia entre sensores.

- Las pruebas experimentales reportaron una latencia promedio de transmisión de 1.53 s con una desviación estándar de 0.07 s , lo que permite clasificar la comunicación como de *tiempo cuasi real*. La tasa de muestreo global ($\approx 0.65\text{ Hz}$) asegura consistencia temporal sin necesidad de un sistema operativo de tiempo real (RTOS) ni interrupciones por hardware.
- Envío de datos mediante el módulo LoRa: una vez adquiridas todas las mediciones, estas se concatenan y se envían utilizando el comando `AT+SEND`, siguiendo la estructura: `AT+SEND=<Address>,<Payload Length>,<Data>`, en la Figura 6 se muestra el diagrama de lecturas de valores del sensor MPU6050 previo al envío.

Frecuencias de muestreo por sensor y método de adquisición.			
Sensor	Intervalo (s)	Frecuencia (Hz)	Método de adquisición
BMP280 (Presión / Altitud)	0.60	1.66	Comunicación I ² C secuencial compartida dentro del ciclo.
SCD41 (Temperatura / CO_2)	0.60	1.66	Comunicación I ² C sincronizada con el BMP280 en el mismo ciclo.
MPU6050 (Aceleración / Velocidad)	0.0024	417	Lectura I ² C independiente de alta frecuencia.
Ciclo completo (Tx)	—	≈ 0.65	Transmisión LoRa del paquete consolidado cada 1.5 s.

Tabla 3: Frecuencias de muestreo y modos de adquisición de los sensores empleados en el sistema CanSat.

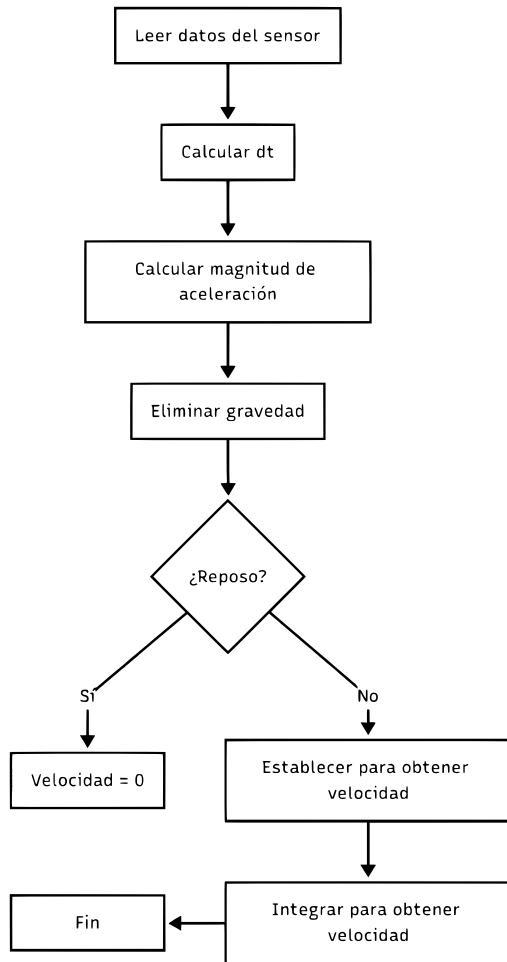


Figura 6: Diagrama de flujo del cálculo de aceleración y velocidad.

3.6. Programación del receptor

Para la elaboración del receptor se creó un diagrama de flujo que describiera el funcionamiento general del programa, y a partir de este crear el código, como se muestra en la Figura 7:

La descripción de cada proceso se describe a continuación:

- **Inicialización de los puertos seriales:** Se inicializa el puerto 0 para la programación del microcontrolador y el envío de mensajes a través de la consola. Asimismo, se inicializa el puerto 2 para la comunicación con el módulo LoRa. Ambos puertos se configuran con una tasa de baudios (BaudRate) de 115200.
- **Inicialización del módulo LoRa:** Se configura el módulo para su correcto funcionamiento como receptor.
- **Loop:** En loop(), se espera un mensaje serial del transmisor, se lee carácter por carácter hasta encontrar un salto de línea, se limpia el mensaje, se identifican las posiciones de las comas y se extraen las variables contenidas. Finalmente, se forma un nuevo mensaje concatenando los valores útiles del receptor y se imprime en el monitor serial para ser enviado a la interfaz gráfica.

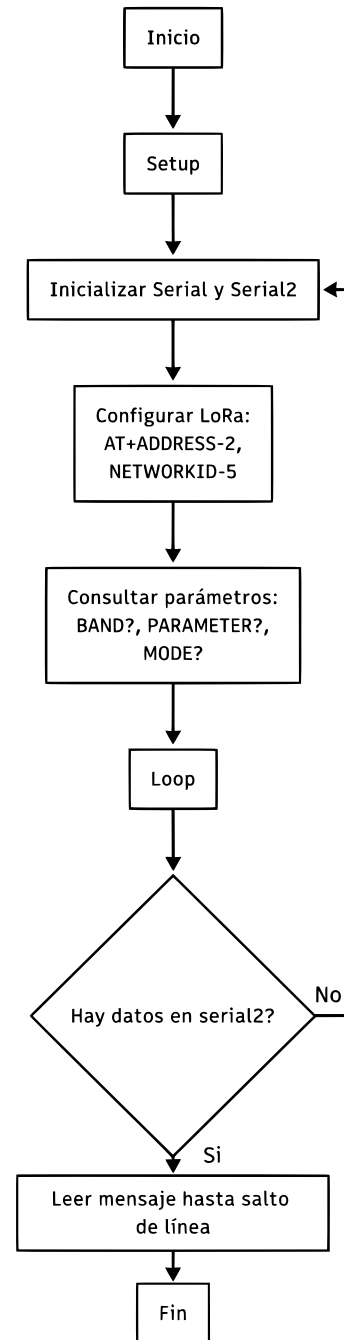


Figura 7: Diagrama de flujo general del funcionamiento del programa.

3.7. Programación de la interfaz gráfica

Para la creación de la interfaz gráfica se utilizó el IDE Visual Studio 2022 (Figura 8), junto a su herramienta de desarrollo “Aplicación de Windows Forms”. La utilización de dicha herramienta permite crear interfaces de manera rápida al permitir diseñar visualmente los componentes mediante un sistema de arrastrar y soltar, facilitando el posicionamiento, organización y personalización de controles de usuario. Además, permite programar a través de eventos y el lenguaje C# los procesos del programa. Los principales elementos para la creación de la interfaz gráfica fueron los siguientes:

- **Chart:** permite mostrar las mediciones recibidas a través de gráficos de línea, facilitando la visualización en tiem-

po cuasi real de variables como temperatura, presión, concentración de CO_2 , altura, aceleración y velocidad.

- **Button:** a través de ellos se inicia y termina la comunicación serial con los botones “Open” y “Close”.
- **Label:** permite mostrar mensajes de estado y las mediciones de manera numérica para un monitoreo detallado.
- **GroupBox:** permite agrupar elementos para mejorar la organización. En la interfaz se utilizó este elemento para agrupar las gráficas, las mediciones numéricas, las opciones de comunicación serial y los logotipos institucionales.
- **ComboBox:** permitió definir las velocidades de baudrate para que el usuario pudiera seleccionar la adecuada, además de listar y seleccionar los puertos COM disponibles para la conexión serial.

El diseño de la interfaz gráfica quedó de la siguiente manera:

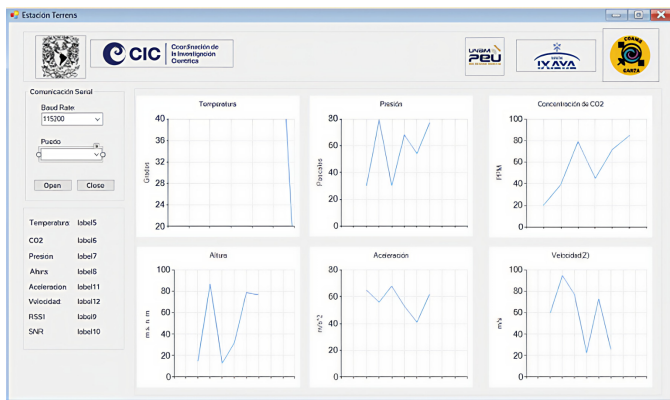


Figura 8: Interfaz Gráfica.

3.8. Eventos

A continuación se hace una descripción general de los procesos ejecutados en cada evento.

- **Iniciar aplicación:** al iniciar la aplicación, se desactiva el botón Close y se activa el botón Open. Se establece una velocidad predeterminada de 115200 baudios. Además, se solicitan los puertos COM disponibles y se agregan al comboBox de selección de puertos.
- **Cerrar aplicación:** se detiene la comunicación serial.
- **Presionar botón Open:** tomando el puerto y la velocidad de baudios seleccionados por el usuario, se inicia la comunicación serial. Luego, se inhabilita el botón Close.
- **Presionar botón Close:** se detiene la comunicación serial y se habilita nuevamente el botón Open.
- **Detección de datos en el puerto serial:** cada vez que llega un mensaje, este se lee línea por línea y se valida que no esté vacío. Posteriormente, el programa identifica las posiciones de las comas para separar los datos individuales, los cuales representan diferentes mediciones como

temperatura, concentración de CO_2 , presión, altura, aceleración, velocidad, RSSI y SNR. Solo si el identificador del mensaje es “571617”, se extraen estos valores, se convierten a sus respectivos tipos numéricos y se actualizan las gráficas correspondientes de la interfaz gráfica en tiempo cuasi real. Además, las mediciones también se muestran de forma numérica en etiquetas específicas de la ventana principal.

3.9. Elaboración de las PCBs

3.9.1. Diseño del circuito

Se realizó el diseño esquemático (Figura 9 y 10) y del PCB (Figuras 11 y 12) utilizando el software EasyEDA. Se ajustaron las dimensiones, el grosor de las pistas y se acomodaron los componentes para optimizar el espacio de la placa.

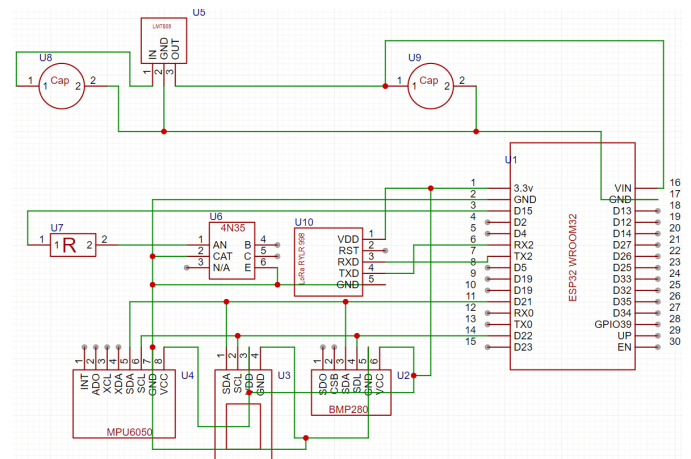


Figura 9: Diseño esquemático del circuito transmisor en EasyEDA.

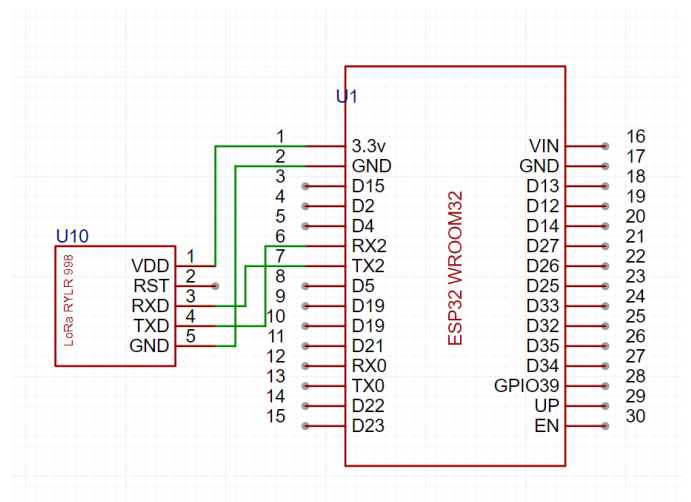


Figura 10: Diseño esquemático del circuito receptor en EasyEDA.

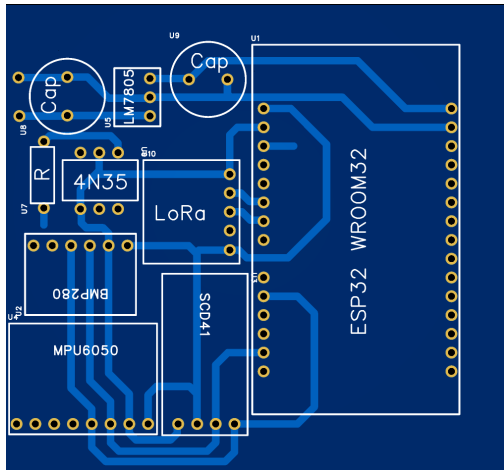


Figura 11: Vista previa del diseño final de PCB transmisor en modo producción.

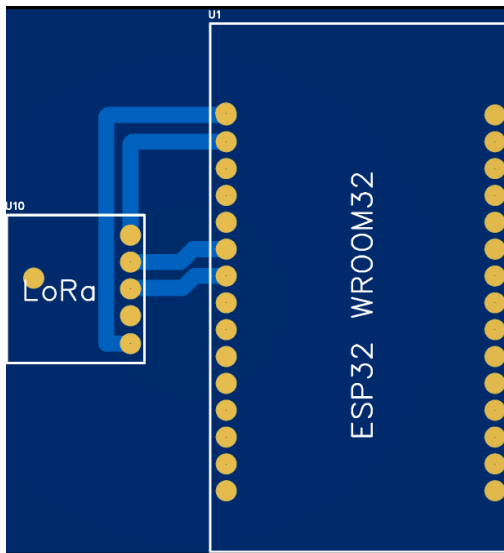


Figura 12: Vista previa del diseño final de PCB receptor en modo producción.

3.9.2. Dimensionamiento de pistas y plano de tierra

Durante la elaboración del PCB se consideraron las especificaciones eléctricas, térmicas y de manufactura de cada componente, así como las limitaciones propias del proceso artesanal de grabado químico con cloruro férrico sobre una placa de PCB virgen de una sola capa. El diseño se realizó bajo una tensión nominal de 3.3 V y corrientes independientes por módulo como se muestra en la Tabla 4, de acuerdo con la norma IPC-2221, que establece el ancho mínimo de pista (W) en función de la corriente (I), el aumento de temperatura permisible (ΔT):

$$W [\text{mm}] = \left(\frac{I [\text{A}]}{k \cdot (\Delta T [^{\circ}\text{C}])^{0.44}} \right)^{1/0.725} \quad (16)$$

donde $k = 0.024$ para pistas internas y $k = 0.048$ para pistas externas.

Componente	Corriente (mA)
ESP32 WROOM32	~30
LoRa RYLR998	140 (Tx) / 17.5 (Rx)
MPU6050	3.6
BMP280	0.7
SCD41	4.5
4N35 Optoacoplador	10
Regulador LM7805 (externo)	5
Regulador 3.3V (en placa ESP32)	5

Tabla 4: Consumo estimado de corriente por componente.

El espesor total de la tarjeta es de 1.57 mm, con una capa de cobre de 35 μm (0.035 mm). Considerando una temperatura ambiente de 23 $^{\circ}\text{C}$ y un incremento máximo admisible de 10 $^{\circ}\text{C}$, se calculó un ancho mínimo de aproximadamente 0.25 mm para líneas de señal y 0.8 mm para líneas de alimentación. No obstante, el ancho físico real medido de las pistas fue de 1.016 mm, valor superior al mínimo calculado y adoptado intencionalmente para mejorar la calidad del grabado. Las pistas más delgadas tendían a degradarse durante la disolución con cloruro férrico, por lo que este ajuste incrementó la confiabilidad eléctrica y redujo la tasa de defectos en la producción artesanal del prototipo. También se implementó un plano de tierra continuo en la cara inferior de la PCB, conectado directamente al pin GND de la tarjeta ESP32 y compartido con todos los módulos digitales. Aún cuando los sensores empleados (SCD41, BMP280 y MPU6050) operan bajo protocolos digitales (I²C y UART) y no requieren referencias analógicas dedicadas, mantener un plano de tierra común permite:

- Garantizar una referencia eléctrica estable para todos los dispositivos alimentados desde la misma fuente;
- Reducir el acoplamiento de ruido electromagnético (EMI) generado por la conmutación del módulo LoRa y el microcontrolador;
- Optimizar el retorno de corriente y mejorar la disipación térmica en la placa.

De este modo, el plano de tierra no solo contribuye a la integridad de las señales digitales, sino que también incrementa la robustez general del sistema frente a fluctuaciones de alimentación y posibles interferencias como se muestra en la Figura 13.

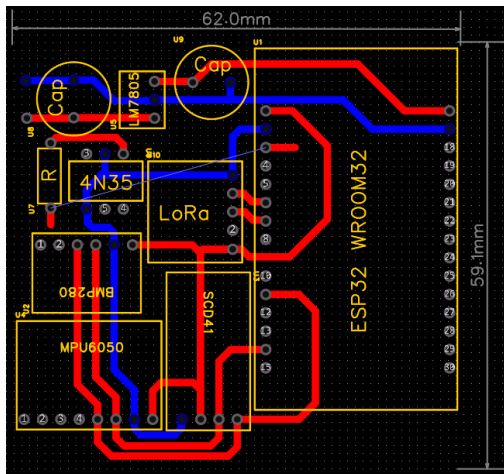


Figura 13: Vista previa del diseño de plano de tierra de PCB transmisor en modo layout, GND (layer azul).

3.9.3. Generación de archivos

Se exportó el diseño en formato de imagen adecuado para impresión, asegurando la correcta resolución y tamaño.

3.9.4. Impresión del diseño

Se imprimió el diseño de la PCB en papel fotográfico (papel transfer) usando una impresora láser (Figura 14), para mantener la definición de las pistas.

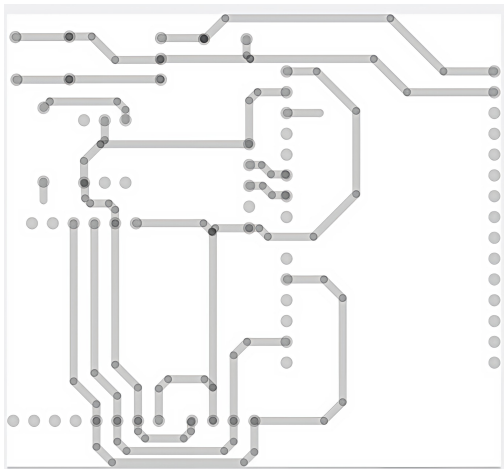


Figura 14: Diseño impreso en papel transfer, listo para aplicar a la placa de cobre.

3.9.5. Transferencia del diseño a la placa

Se colocó el papel transfer sobre una placa virgen de cobre y se aplicó calor usando una plancha doméstica a temperatura alta, ejerciendo presión constante para adherir el tóner al cobre.

3.9.6. Revelado del circuito

Después de enfriar, se retiró el papel con agua tibia, dejando el tóner adherido en la placa como máscara protectora.

3.9.7. Ataque químico (grabado)

Se sumergió la placa en una solución de cloruro férrico ($FeCl_3$) hasta que el cobre expuesto fue disuelto, quedando únicamente las pistas protegidas por el tóner (Figura 15).

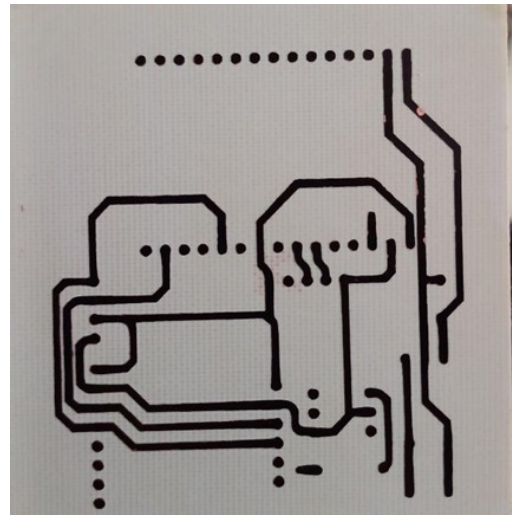


Figura 15: Resultado del grabado.

3.9.8. Limpieza de la placa

Se eliminó el tóner utilizando alcohol isopropílico, revelando las pistas de cobre limpias (Figura 16).

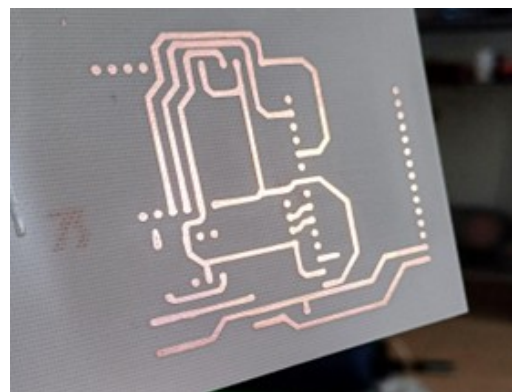


Figura 16: Limpieza de la placa y preparación de los orificios.

3.9.9. Perforado de la placa

Se utilizaron herramientas tipo Moto Tool (Dremel) para realizar los orificios donde se montarían los componentes electrónicos.

3.9.10. Recorte del PCB

Finalmente, se recortó el exceso de material de la placa utilizando un disco de corte del Moto Tool para dejar la placa en su tamaño final (Figura 17).

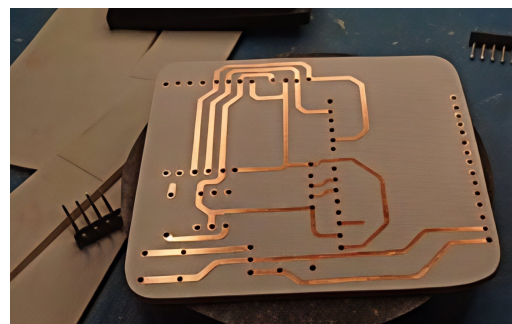


Figura 17: Detalle del recorte de la placa al tamaño final.

3.9.11. Ensamblaje completo de la placa

En la Figura 18 se muestra la placa de circuito impreso (PCB) final del sistema de control, completamente ensamblada y lista para su integración en la estructura del satélite. Esta imagen evidencia la disposición real de los módulos y la correcta interconexión de los sensores, verificando la etapa de integración electrónica previa al lanzamiento.

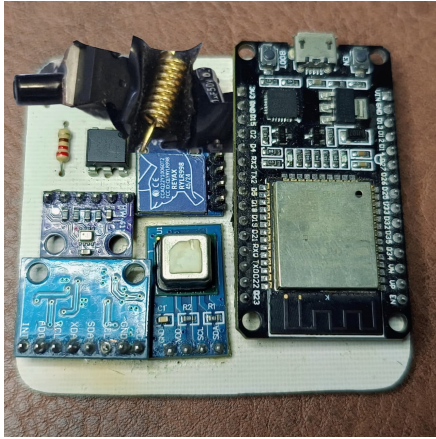


Figura 18: PCB del sistema de control del CanSat completamente ensamblada.

3.10. Diseño mecánico y sistema de autogiro

El sistema de autogiro del CanSat consistió en un mecanismo pasivo de estabilización compuesto por aspas de perfil alar fabricadas en madera de balsa, montadas sobre un eje central equipado con rodamientos para garantizar una rotación suave. Su diseño, como se aprecia en las Figuras 19, 20 y 21, permitió que el flujo de aire durante el descenso generara un par de torsión que inducía su rotación, contribuyendo a estabilizar la trayectoria de caída (Chun y otros, 2023).

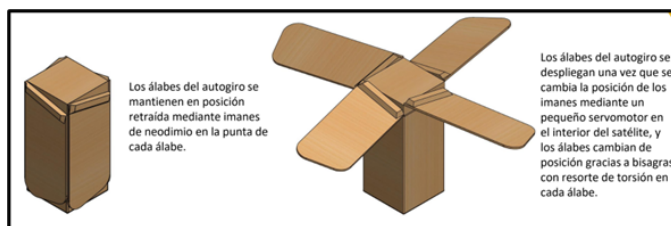


Figura 19: Despliegue del sistema de autogiro.

El mecanismo incorporó un sistema de despliegue automático accionado por un motor. La combinación de madera de balsa y rodamientos de precisión permitió un funcionamiento eficiente sin comprometer el peso total del sistema. Este comportamiento fue comprobado experimentalmente en el prototipo construido, coincidiendo con lo descrito por (Gadekar, 2023) en cuanto a la eficiencia aerodinámica de rotores autorrotativos.

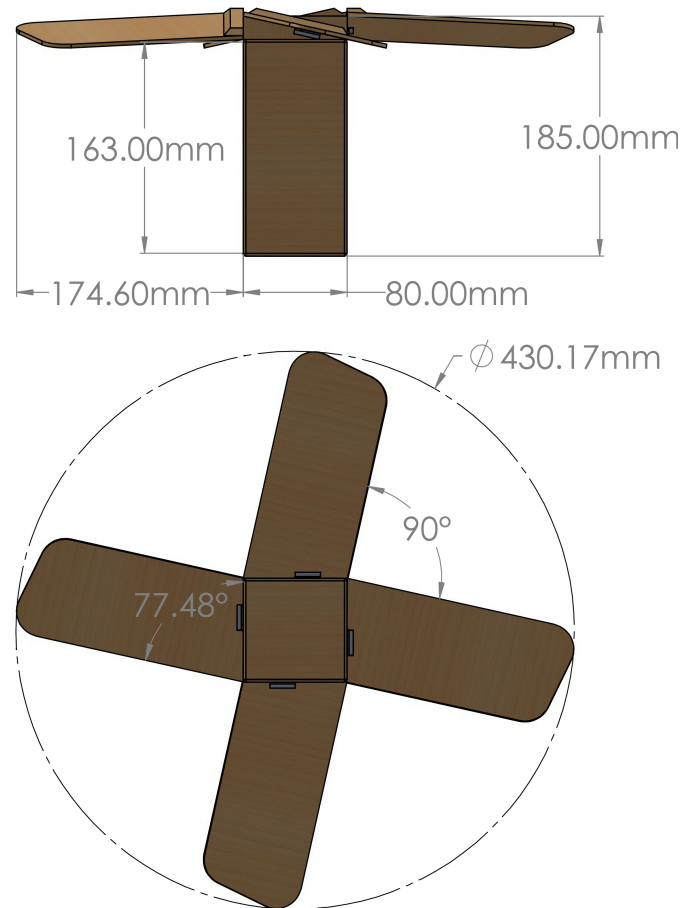


Figura 20: Modelado 3D del satélite enlatado generado en SOLIDWORKS 2020 con sus medidas principales.

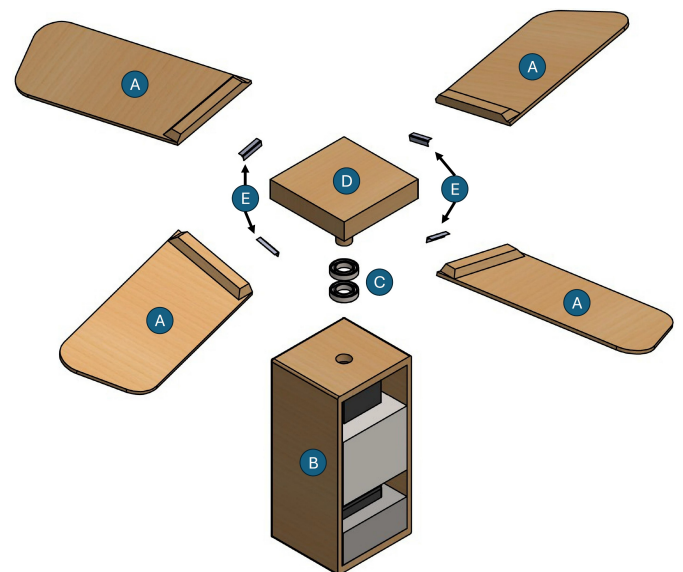


Figura 21: Vista explosionada del satélite enlatado generada en SOLIDWORKS 2020. A) Alabes del autogiro, B) Contenedor de la carga útil, C) Rodamientos, D) Parte giratoria del autogiro, E) Bisagras.

3.11. Diseño y elaboración del contenedor de agua y semillas

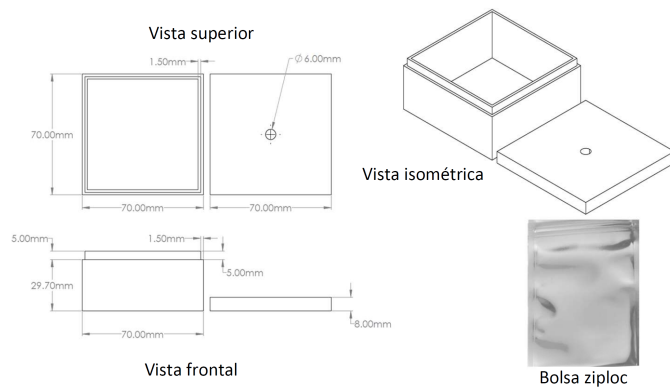


Figura 22: Modelado 3D del compartimiento de agua en Hyper PLA y consideración de una bolsa Ziploc para el transporte de semillas.

3.12. Diseño del sistema de amortiguamiento del huevo

La Figura 22 muestra el plano de los compartimientos que resguardan el agua y las semillas. La Figura 23 muestra el diseño final del sistema de amortiguamiento hecho de material TPU (poliuretano termoplástico) haciendo referencia a la subsección 2.7 además de que esté diseñado a la medida y especificaciones para un amortiguamiento específico para este proyecto con tecnología de diseño de impresión FDM en ambos filamentos, sus dimensiones tienen un propósito importante a la hora de tenerlo en físico y las propiedades del material naturalmente sin tanto esfuerzo, ayuda a cumplir el objetivo, la base del sistema de amortiguamiento sirve como tapa del sistema de amortiguamiento del agua, ya que ayuda a reducir $\pm 1\text{ cm}$ y nos ayuda a que todo enbóne perfectamente sin perjudicar calidad y estrategia, además que la base y su tapa están diseñados de forma que parecen esponjas y amortigua al máximo el huevo acompañado de los laterales que son elásticamente necesarios para el movimiento mínimo del choque del huevo al piso.

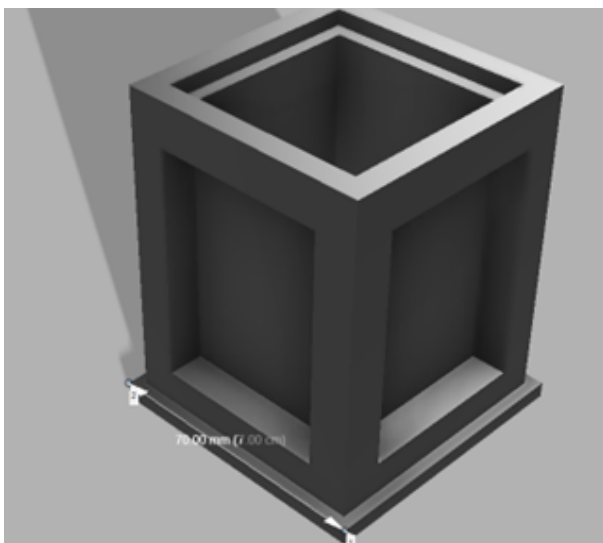


Figura 23: Modelado 3D para compartimientos de transporte del huevo en TPU.

4. Resultados y discusión

Los resultados obtenidos durante el lanzamiento del CanSat proporcionan información valiosa sobre su desempeño en condiciones reales, así como sobre los desafíos técnicos enfrentados durante la misión. A través del análisis de las gráficas de altura versus presión, velocidad, aceleración, concentración de CO_2 y tasa de transmisión de datos, es posible evaluar tanto el éxito de los sistemas implementados como las áreas críticas que requieren mejora. Antes de las pruebas experimentales, se documentó el estado estructural del CanSat en reposo. La Figura 24 muestra el satélite con las hélices del rotor desplegadas, mientras que la Figura 25 presenta el mismo prototipo con el sistema cerrado y listo para su transporte. Ambas imágenes evidencian la alineación de las hélices, la fijación de los ejes y la disposición de la carcasa de madera de balsa utilizada como estructura principal.



Figura 24: CanSat en estado de reposo con el sistema de autogiro desplegado.



Figura 25: CanSat con el sistema cerrado y el contenedor principal ensamblado antes de las pruebas.

El vuelo mostró un comportamiento esperado durante el ascenso como se muestra en la Figura 26, con datos consistentes en la mayoría de los sensores. Sin embargo, la fase de descenso reveló una falla crítica en el sistema de autogiro, lo que provocó una caída en picada y la interrupción abrupta de varias mediciones a partir de aproximadamente 190 m de altura. Este evento no solo limitó la recolección completa de datos, sino que también destacó vulnerabilidades en el diseño que deben ser abordadas en futuras iteraciones.



Figura 26: Fase inicial del lanzamiento: el dron eleva el CanSat.

4.1. Condiciones del lanzamiento y validación experimental

El lanzamiento experimental del CanSat se realizó el 24 de mayo de 2025 a las 10:35 h, en una cancha de césped ubicada en las coordenadas 19.3267° N, -99.1869° W (Ciudad de México). El evento fue documentado mediante registros en video y fotografía, con el propósito de evaluar la estabilidad aerodinámica del autogiro, la integridad estructural del satélite y la efectividad del sistema de transmisión LoRa durante el ascenso y descenso.

Durante la prueba se registraron dos materiales audiovisuales: el primero corresponde al montaje y lanzamiento del prototipo (Rosales Hernández, 2025a), mientras que el segundo muestra el impacto y la recuperación del dispositivo (Rosales Hernández, 2025b). Aunque la calidad de las grabaciones es limitada y los eventos no son plenamente perceptibles, ambos registros constituyen evidencia documental del procedimiento experimental, permitiendo identificar la trayectoria de caída y la localización final del CanSat.

Durante el vuelo, se registró una transmisión telemétrica continua en ascenso y pérdida intermitente de señal al final del descenso, atribuida a la orientación del módulo LoRa y a la rotación del autogiro.

Las condiciones meteorológicas del día fueron favorables, sin presencia de precipitación ni ráfagas considerables. Los datos históricos fueron obtenidos del portal meteorológico (Tiempo3, 2025).

Parámetro	10:00 h	11:00 h	Promedio
Temperatura (°C)	19.7	21.5	20.6
Humedad relativa (%)	64	51	57.5
Velocidad del viento (km/h)	1.8	3.2	2.5
Ráfaga de viento (km/h)	2.1	3.8	2.95
Ángulo del viento (°)	113	131	122
Dirección del viento	ESE	SE	SE
Nubosidad (%)	12	15	13.5
Visibilidad (km)	10	10	10

Tabla 5: Condiciones ambientales durante el lanzamiento.

La Tabla 5 resume los parámetros ambientales registrados a la hora del experimento.

Durante la recuperación del satélite, se observó fractura estructural en el sistema de autogiro y desprendimiento parcial de las hélices, sin daño eléctrico en la PCB ni en el módulo de comunicación, como se aprecia en la Figura 27. La apertura visible en la estructura corresponde al procedimiento posterior al impacto para acceder a los componentes internos y verificar su estado, no a una destrucción completa del dispositivo. El análisis interno confirmó la continuidad eléctrica de los circuitos y la integridad del sistema LoRa, validando que el daño fue exclusivamente mecánico.



Figura 27: Estado del CanSat tras el impacto. Se observa fractura del autogiro y apertura de la estructura para inspección interna.

4.2. Análisis de telemetría y comportamiento en vuelo

A continuación, se presenta un análisis detallado de las gráficas obtenidas a partir de los datos transmitidos en tiempo real por el sistema de telemetría. Estas gráficas permiten correlacionar las variaciones de altura, presión, velocidad, aceleración, concentración de CO_2 y tasa de transmisión de datos con los eventos observados en los registros audiovisuales del vuelo. La Figura 28 muestra la relación entre la altura y la presión atmosférica, confirmando el comportamiento esperado según los principios físicos: a mayor altura, menor presión; sin embargo, se observa una interrupción en los datos alrededor de los 190 m, coincidiendo con el fallo del sistema de autogiro y la posterior caída. Esta pérdida de información sugiere que el sensor barométrico pudo dejar de funcionar debido al impacto o a un corte en el sistema de adquisición de datos.

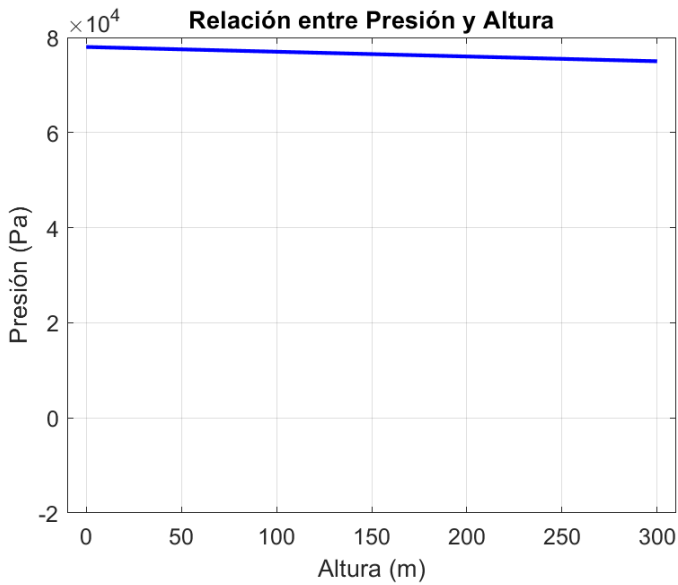
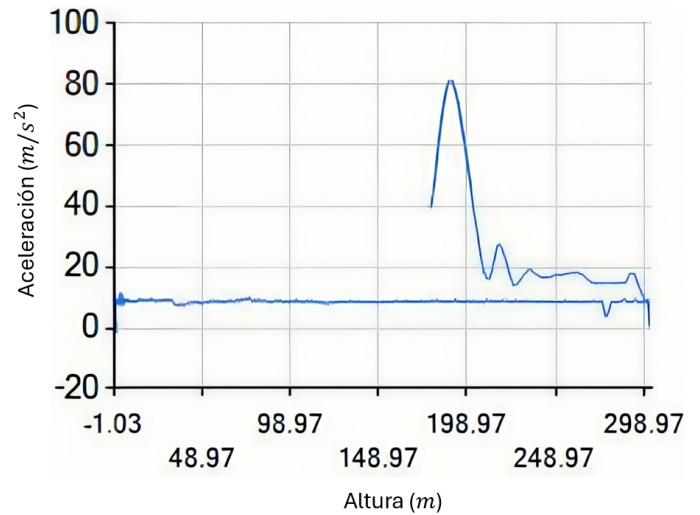


Figura 28: Altura(m) Vs Presión(Pa).

Figura 30: Altura(m) Vs Aceleración(m/s²).

La Figura 29 refleja el perfil de vuelo del CanSat, con una aceleración inicial durante el ascenso y cambios bruscos durante el descenso. La falta de datos registrados después de los 190 m refuerza la hipótesis de un fallo estructural o electrónico durante la caída en picada, lo que impidió continuar con la medición de la velocidad en la fase crítica del aterrizaje.

A diferencia de las gráficas anteriores, la Figura 31 no muestra una pérdida abrupta de datos, lo que sugiere que el sensor de CO_2 continuó operando incluso después del fallo del autogiro. Los valores registrados varían con la altura, lo que podría relacionarse con cambios en la densidad del aire o en la concentración de gases durante el descenso.

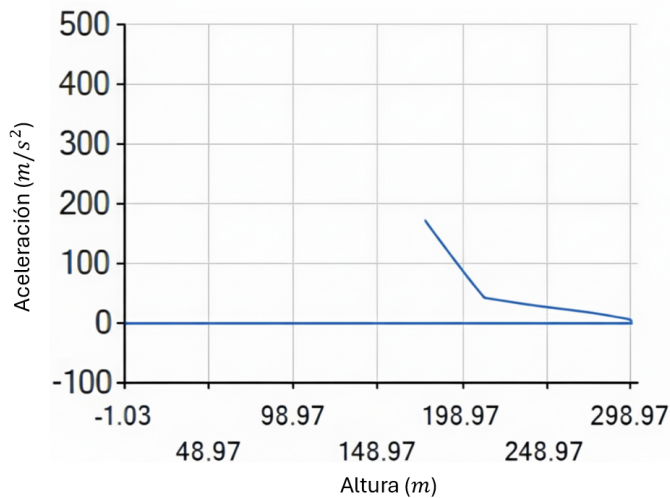
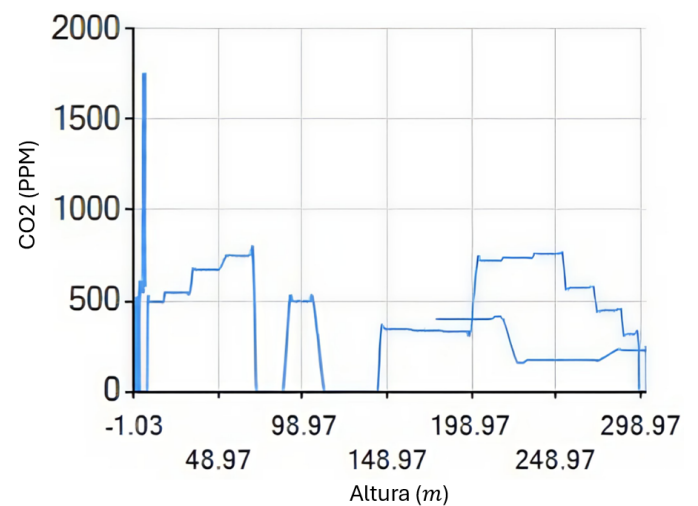


Figura 29: Altura(m) Vs Velocidad(m/s).

Figura 31: Altura(m) Vs CO_2 (PPM).

En la Figura 30 se aprecia con mayor claridad el momento del fallo: tras alcanzar la altura máxima (190 m), la aceleración registrada desaparece abruptamente. Esto indica que el sistema de medición dejó de funcionar, muy probablemente debido al daño físico en el circuito tras el colapso del autogiro.

La tasa de transmisión de datos (Figura 32) disminuye progresivamente con la altura, lo que podría atribuirse a interferencias en la comunicación. Aun así, no hubo interrupción total, lo que indica que el sistema de telemetría mantuvo cierta funcionalidad durante todo el vuelo.

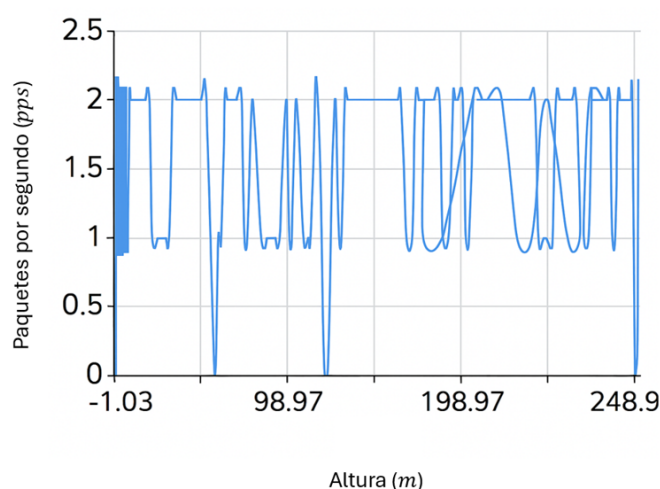


Figura 32: Altura (m) vs Paquetes por Segundo (pps) Transmitidos por el CanSat.

Análisis comparativo y aportaciones específicas

En comparación con reportes típicos de *CanSat* educativos, donde el descenso se resuelve mayoritariamente con paracaídas y la telemetría se implementa con enlaces de corto alcance (p. ej., WiFi o XBee) (Conference, 2024; CanSat-Competition-Home, 2022), los resultados de este trabajo muestran que el uso de LoRa permitió mantener un enlace estable durante el ascenso con bajo consumo energético y buena sensibilidad (RSSI/SNR), aun con una tasa de muestreo multisensorial. En cuanto al sistema de recuperación, el empleo de un autogiro pasivo difiere del enfoque dominante con paracaídas en competencias académicas (CanSat-Competition-Home, 2022). Nuestros datos evidencian que, si bien el autogiro contribuyó a estabilizar la fase inicial del descenso, la falla estructural cerca de los 190 m expuso límites mecánicos del diseño actual. En síntesis, los resultados confirman la viabilidad de la telemetría LoRa en ascenso con muestreo multisensorial y evidencian que el autogiro, en su configuración actual, es el elemento limitante del desempeño; esto orienta la siguiente iteración del sistema hacia el refuerzo de uniones, balanceo dinámico del rotor y blindaje mecánico de la electrónica.

5. Conclusiones

El desarrollo del satélite enlatado constituyó un proyecto integral que combinó la transmisión de datos mediante tecnología LoRa con la operación coordinada de múltiples sensores ambientales. Durante su implementación, se superaron desafíos técnicos relevantes, en particular en el diseño electrónico, donde se mitigaron interferencias en los sensores de presión y giroscopio, incrementando la estabilidad y fiabilidad de las mediciones. Los resultados del lanzamiento evidenciaron un funcionamiento estable durante la fase de ascenso, validando la arquitectura electrónica, la comunicación LoRa y la sincronización multisensorial. Sin embargo, el sistema de autogiro presentó una falla estructural alrededor de los 190 metros de altura, lo que interrumpió la adquisición completa de datos en la etapa final. Este evento no invalida la propuesta tecnológica, sino

que permitió identificar áreas específicas de mejora en el diseño mecánico, como el refuerzo de las uniones y la protección de los circuitos sensibles frente a vibraciones e impactos.

La propuesta tecnológica concreta se basa en una arquitectura estructural híbrida de madera de balsa, PLA y TPU, que integra un sistema de amortiguamiento pasivo y componentes electrónicos compactos controlados por un microcontrolador ESP32 con transmisión LoRa en tiempo cuasi real. Entre sus aportaciones innovadoras destacan la combinación de materiales de distinta naturaleza mediante manufactura aditiva, la sincronización temporal de lecturas multisensoriales (SCD41, BMP280 y MPU6050) y el monitoreo en tierra mediante interfaz gráfica en C#, configurando una plataforma reproducible para aplicaciones académicas de bajo costo. En síntesis, el proyecto demostró la viabilidad técnica del concepto CanSat y sentó las bases para versiones más confiables y funcionales. Las lecciones aprendidas y la experiencia de integración multidisciplinaria constituyen un aporte valioso al desarrollo de sistemas aeroespaciales educativos que integran teoría, experimentación y diseño orientado a la innovación.

6. Material complementario

Como apoyo visual del proceso experimental, se incluyen dos videos que documentan momentos clave de la misión: el lanzamiento del satélite enlatado y la recuperación del prototipo tras el aterrizaje. Estos materiales sirven como evidencia directa del desempeño del sistema en campo.

Video 1. Lanzamiento del satélite enlatado: (COSMO GARZAS, 2025a)

Video 2. Recuperación del prototipo después del aterrizaje: (COSMO GARZAS, 2025b)

Lista de acrónimos

Acrónimo	Descripción
AI	Inteligencia Artificial (Artificial Intelligence)
ARLISS	A Rocket Launch for International Student Satellites
ASS	American Astronautical Society
AT	Atención (comandos para módulos de comunicación)
BMP280	Sensor de presión y temperatura (Bosch Sensortec)
CAN	Controller Area Network
CanSat	Satellite enlatado (Can + Satellite)
CPU	Unidad Central de Procesamiento (Central Processing Unit)
CSV	Valores Separados por Comas (Comma-Separated Values)
DC	Corriente Directa (Direct Current)

Acrónimo	Descripción
DOF	Grados de Libertad (Degrees of Freedom)
DREMEL	Herramienta rotativa (marca registrada)
DSP	Procesamiento Digital de Señales (Digital Signal Processing)
ECEF	Earth-Centered, Earth-Fixed
EEPROM	Memoria de Solo Lectura Programable y Borrable Eléctricamente (Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory)
ESA	Agencia Espacial Europea (European Space Agency)
ESP32	Tarjeta de desarrollo basada en microcontrolador
$FeCl_3$	Cloruro férrico (usado en grabado de PCBs)
FFT	Transformada Rápida de Fourier (Fast Fourier Transform)
FSK	Modulación por Desplazamiento de Frecuencia (Frequency-Shift Keying)
GFSK	FSK con filtro Gaussiano (Gaussian Frequency-Shift Keying)
GNSS	Sistema Global de Navegación por Satélite (Global Navigation Satellite System)
GPS	Sistema de Posicionamiento Global (Global Positioning System)
GUI	Interfaz Gráfica de Usuario (Graphical User Interface)
HIL	Hardware-in-the-Loop
PC	Circuito Interintegrado (Inter-Integrated Circuit)
IC	Circuito Integrado (Integrated Circuit)
IMU	Unidad de Medición Inercial (Inertial Measurement Unit)
JAXA	Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial (Japan Aerospace Exploration Agency)
Kbps	Kilobits por segundo
LoRa	Long Range (tecnología de comunicación inalámbrica)
MPU6050	Sensor inercial (InvenSense)
OOK	Modulación por Encendido-Apagado (On-Off Keying)
PCB	Placa de Circuito Impreso (Printed Circuit Board)
PCM	Modulación por Código de Pulsos (Pulse-Code Modulation)
PLA	Ácido Poliláctico (material para impresión 3D)
PPM	Partes por Millón (Parts Per Million)
PWM	Modulación por Ancho de Pulso (Pulse-Width Modulation)
RF	Radiofrecuencia (Radio Frequency)
RSSI	Indicador de Intensidad de la Señal Recibida (Received Signal Strength Indicator)
RYLR998	Módulo transceptor LoRa
SCD41	Sensor de CO_2 (Sensirion)
SD	Tarjeta Secure Digital (almacenamiento)
SDA	Línea de Datos Serial (I ² C)
SCL	Línea de Reloj Serial (I ² C)
SNR	Relación Señal-Ruido (Signal-to-Noise Ratio)
SPI	Interfaz Periférica Serial (Serial Peripheral Interface)
STEM	Ciencia, Tecnología, Ingeniería y Matemáticas (Science, Technology, Engineering, and Mathematics)

Referencias

American Astronautical Society (2024). Cansat competition student guide

2024. <https://www.cansatcompetition.com/documents.html>. Consultado el 11/10/2025.
- ASS-Home (2025). <https://astronautical.org/>.
- CanSat-Competition-Home (2022). <https://cansatcompetition.com/>.
- Chen, C., Wang, X., Liu, Y., Li, Y., Tang, K., y Qiu, X. (2024). Dynamic fracture of hen's eggshell under impact loading: A combined experimental, theoretical and numerical study. *Thin-Walled Structures*, 203:112192.
- Chun, C. y otros (2023). *The CanSat Compendium: A Review of Scientific CanSats*, volumen 11.
- Conference, S. S. (2024). 38th small satellite conference 2024. proceedings. Logan, Utah, USA.
- COSMO GARZAS (2025a). Lanzamiento experimental del cansat.
- COSMO GARZAS (2025b). Recuperación del cansat tras el descenso.
- ESERO, E. S. A. . (2023). Cansat guidelines 2023–2024. <https://cansat.esa.int/wp-content/uploads/2023/09/CanSat-Guidelines-23-24.pdf>. Versión de septiembre de 2023.
- Espressif-Systems (2024). Esp32-mini-1 & esp32-mini-1u datasheet (v1.4). https://www.espressif.com/en/support/documents/technical-documents/esp32-mini-1-datasheet_en. Accessed on 25/04/2025.
- Etkin, B., Reid, L. D., y Berthold, J. K. S. (2021). *Dynamics of Flight: Stability and Control*. John Wiley & Sons, Hoboken, NJ, 4th edición.
- Fortescue, P., Stark, G., Swinerd, G., y Stark, J. (2023). *Spacecraft Systems Engineering*. Wiley, Chichester, UK, 5th edición. Updated edition covering modern satellite and CubeSat systems.
- Francisco, J., Farah, A., Juan, E., Sánchez, A., Solís, G., Ángeles, F., Moisés, F., Hernández, G., Montoya, G., Carolina, A., Freire, K., y Berónica, K., P. (2024). Guía de misión mundial cansat. https://peu.unam.mx/files/CANSAT/2025/GUIA_DE_MISION_MUNDIAL_CANSAT2025_ESP.pdf.
- Fuentes, N. L. (2025). Kit de prensa mundial cansat 2025. <https://peu.unam.mx/kitprensacansat25.html>.
- Gadekar, A. (2023). *Design and Implementation of an Efficient Onboard Computer System for CanSat Atmosphere Monitoring*.
- Grossman, S. I. (2019). *Álgebra Lineal*. McGraw-Hill Interamericana de España S.L., México, 8 edición.
- Helvajian, H. y Janson, S. W. (2023). *The Nanosatellite Revolution: 30 Years and Continuing*. SPIE Press.
- Myers, A. (2022). Cubesat: The little satellite that could. <https://engineering.stanford.edu/news/cubesat-little-satellite-could>.
- Narashinodai, F. (2023). Cansat. <https://stage.tksc.jaxa.jp/taurus/member/miyazaki/old/e/CanSat.html>.
- Ortiz, F., Sanchez, M., y Castro, A. (2023). Lora based telemetry system for cansat missions.
- Ray, S., F. J. (2015). An analytic solution to the equations of the motion of a point mass with quadratic resistance and generalizations. *Arch Appl Mech*, 85:395–414.
- Rosales Hernández, Z. G. (2025a). Lanzamiento experimental del cansat. https://youtube.com/shorts/W_0Y1u6aCII?feature=share. Material audiovisual complementario del proyecto "Propuesta de Integración Tecnológica de un Satélite Miniaturizado para Comunicaciones Inalámbricas de Largo Alcance".
- Rosales Hernández, Z. G. (2025b). Recuperación del cansat tras el descenso. https://youtube.com/shorts/S3m9ucE_JEE?feature=share. Material audiovisual complementario del proyecto "Propuesta de Integración Tecnológica de un Satélite Miniaturizado para Comunicaciones Inalámbricas de Largo Alcance".
- Sabatini, M. y Palmerini, G. (2022). Structural design and validation of a 3u cubesat structure. SSC22-WK5-04, Logan, Utah, USA.
- Tiempo3 (2025). Clima histórico para ciudad de México, 24 de mayo de 2025. <https://www.tiempo3.com/north-america/mexico/mexico-city?page=past-weather#day=24&month=5>. Consultado el 11/10/2025.
- UNOOSA (2023). United nations/japan cooperation programme on cubesat deployment from the international space station (iss) japanese experiment module "kibocube". https://www.unoosa.org/oosa/en/ourwork/access2space4all/KiboCUBE/KiboCUBE_Index.html.
- Wood, T. (2023). Understanding the i2c bus.