

Diseño y construcción de un satélite enlatado Design and construction of a can-sized satellite

R. Vázquez-Ortíz ^a, A. I. Aboytes-Hernández ^a, A. A. Ortiz-Olvera ^{a,*}

^a Facultad de ingeniería, Universidad La Salle, 06140, Ciudad de México, México.

Resumen

En este documento, se describen los diversos subsistemas que conforman un satélite enlatado o CanSat, además de una revisión detallada de las consideraciones más relevantes en los respectivos subsistemas para su construcción. Adicionalmente, se ofrece una visión integral de los CanSats como herramienta educativa en el campo de la ingeniería.

Palabras Clave: Satellite, enlatado, CanSat.

Abstract

In this paper the subsystems of a can-sized satellite or CanSat are described, a detailed revision for the design process of every system is included and finally, a propose for the use of CanSats as engineering teaching tool is presented.

Keywords: Satellite, can-sized, CanSat.

1. Introducción

En este trabajo se describe el proceso de diseño y fabricación de un satélite enlatado que cumple con los requerimientos del concurso Iberoamericano de satélites enlatados 2023, organizado por el programa espacial universitario (PEU).

Un satélite enlatado, conocido como CanSat, es un dispositivo que simula los diferentes subsistemas de un satélite real en un volumen aproximado al de una lata de refresco. Por lo general, las misiones de estos pequeños satélites consisten en ser elevados a una altitud de cientos de metros o unos pocos kilómetros para luego llevar a cabo su misión correspondiente.

Estos dispositivos se emplean principalmente en entornos educativos, con el propósito de familiarizar a estudiantes que cursan carreras relacionadas con la robótica espacial. Esto se logra a través de la simulación de tareas similares a las que se realizan en situaciones reales, pero en una escala reducida.

El concurso Iberoamericano de Satélites Enlatados en su edición 2023 consistió en incorporar los siguientes subsistemas: potencia eléctrica, procesamiento, mecánico y telemetría. A un encapsulado en forma de prisma cilíndrico con un diámetro de mínimo 9 cm y máximo 10 cm con una altura mínima de 20 cm y máxima de 22 cm. Además del satélite enlatado CanSat, por sus siglas en inglés, el concurso establece la necesidad de una estación terrena encargada de monitorear,

recopilar, procesar y presentar los datos transmitidos por el satélite.

La dinámica del concurso es la siguiente: el satélite es elevado dentro de la troposfera a una altura de 400 m y posteriormente liberado en caída libre. Durante todo el proceso de elevación y caída, el satélite debe recopilar y transmitir información de la presión, temperatura, orientación y aceleración. A partir de estos datos el subsistema de procesamiento debe estimar la velocidad instantánea y altura máxima lograda por el satélite.

Por otro lado, el subsistema mecánico debe estar formado por dos etapas o cargas, como se ilustra en la Figura 1, la carga primaria debe ser de una altura de 18 cm y debe alojar los componentes electrónicos necesarios para la recopilación y transmisión de los datos antes descritos, además de un par de mecanismos que permitan mantener a salvo a la tripulación, un pequeño huevo de gallina, el primer mecanismo debe cumplir la función de amortiguar los impactos sufridos por la carga primaria al caer mientras que el segundo mecanismo, denominado mecanismo de autogiro, debe ser capaz de entrar en acción cuando el satélite, en caída libre, alcance una altura de 250 m y frenar la caída del satélite. La carga secundaria debe tener una altura de 4 cm y se debe desacoplar en el momento en que el sistema de autogiro entre en acción. Esta carga secundaria también debe contener toda la instrumentación necesaria para permitirle, a la etapa primaria,

* Autor para correspondencia: alexis.ortiz@lasallistas.org.mx

Correo electrónico: r.vo@lasallistas.org.mx (Rebeca Vázquez-Ortíz), ai.ah@lasallistas.org.mx (Angel Ivan Aboytes-Hernández), alexis.ortiz@lasallistas.org.mx (Alexis Adrian Ortiz-Olvera).

identificar la posición relativa de una con respecto a la otra. Después del aterrizaje el satélite debe seguir transmitiendo la información recopilada por al menos 15 segundos, junto con la posición relativa de la etapa dos respecto a la posición de la etapa uno.

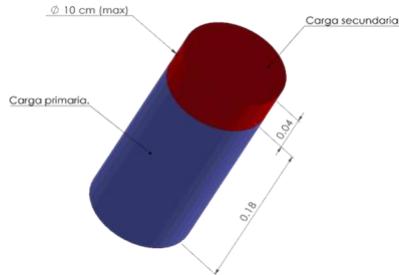


Figura 1: Dimensiones y distribución del satélite enlatado.

2. Subsistema de Telemetría

2.1. Sensores

Para la medición de la presión, temperatura, aceleración y orientación se decidió utilizar el módulo GY-87, el cual ya se encuentra instrumentado e implementado para trabajar con sistemas digitales TTL de manera directa, utilizando tanto los estándares SPI o I2C, para nuestro caso en particular se utiliza el protocolo I2C, en la Figura 2 ilustra el módulo y se muestran sus especificaciones técnicas básicas.

Opción 3					
GY-87	Acelerómetro	3 a 5 V	± 2.4, 8, 16 g	2.2 x 1.7 cm	6g \$155
	Brújula digital		0.6 a 4800 microT		
	Barómetro		300 - 1100 hPa ± 1hPa		
	Giroscopio		±250, 500, 1000, 2000/ S		
	Temperatura		-40 a 85 C ±0.5°C		



Figura 2: Características del sensor GY-87

Para el requerimiento de la auto localización de las distintas etapas del satélite, se incorporó el módulo GPS Neo-6m V2 en cada una de las etapas del satélite. Se seleccionó este modelo de GPS debido a su bajo peso y reducido costo, aunque las dimensiones son un poco mayores, en comparación con otros modelos. La comunicación con el sistema de procesamiento es a través del protocolo RS232 con niveles de voltaje TTL o 3.3V, dependiendo del voltaje de alimentación del módulo. En la Figura 3 se ilustra el módulo junto con una comparativa con otro modelo de GPS.

GPS					
Modelo	Peso	Costo	Dimensiones	Velocidad de trans	Voltaje
Neo-6m V2	6g	\$166.00	23x30 mm	9600 bps	3~5 V
PA1616S	8.5g	\$500.00	16x16x5.2 mm	9600 bps	3.3~4.3V



Figura 3: Características del GPS

2.1. Telecomunicación

Cada etapa del satélite cuenta con un módulo de radiofrecuencia LoRa RYLR998 (REYAX, s.f.), como el mostrado en la Figura 4, al igual que la estación terrena. De esta forma se establece una comunicación bidireccional entre cada una de las etapas del satélite y la estación terrena. Cabe mencionar que para las necesidades del concurso la

comunicación bidireccional no es necesaria, pues basta con que cada etapa envíe sus datos a la estación terrena, por lo tanto, se implementa una comunicación serial simplex usando el protocolo RS232 con niveles de voltaje TTL en el software de control.

Item	Min.	Typical	Max.	Unit
VDD Power supply	1.8	3.3	3.6	V
RF Output power range	-20		22	dBm
Filter insertion loss	1	2	3	dB
RF Sensitivity	-129			dBm
RF Input level			10	dBm
Frequency range	820	868/915	960	MHz
Frequency accuracy		±10		ppm



Figura 4: Módulo de telemetría LoRa RYLR998

3. Subsistema de Procesamiento

El subsistema de procesamiento consiste en un sistema embebido Raspberry Pi Pico, la cual ofrece 2 Puertos de comunicación I2C y 2 UART completamente independientes (Raspberry Pi, s.f.). De esta manera la unidad de medición inercial, IMU GY-87, utiliza uno de los puertos I2C, mientras que los módulos de GPS y radiofrecuencia utilizan un puerto serial cada uno. Se optó por esta opción sobre otros sistemas embebidos de dimensiones y peso similares ya que estos otros solo cuentan con un puerto I2C y/o uno UART.

3.1. Estimación de la altura

Con la finalidad de lograr una estimación, más confiable, de la altura y el posicionamiento de las etapas del satélite se implementó un filtro de Kalman extendido para realizar la fusión sensorial, primero de las mediciones del GPS y la unidad inercial (Hao y Xu, 2018). Posteriormente este resultado se refina nuevamente con la estimación de la altura a partir de la lectura del barómetro usando la ecuación (2).

$$P_y = P_{atm} e^{-\frac{Mgh}{RT}} \quad (1)$$

$$h = -\frac{RT}{Mg} \ln\left(\frac{P_y}{P_{atm}}\right) \quad (2)$$

De donde: P_y es la lectura del sensor GY-87, P_{atm} es la presión atmosférica (101.3 kPa), M corresponde a la masa molecular del aire (28.96 g/mol), g es la aceleración gravitacional (9.806 m/s²), h es la altura del satélite, R es la constante del gas ideal (8.314 J/Kmol) y T es la temperatura ambiente 293 K.

3.2. Estimación de la velocidad

La velocidad del satélite es estimada a partir de las mediciones de aceleración del sensor GY-87 y un algoritmo de integración a largo plazo (Gilbert et al., 2010).

$$V_n = V_{n-1} + a_n \Delta t. \quad (3)$$

Donde: V_n es la velocidad actual, V_{n-1} es la velocidad anterior, a_n corresponde a la lectura instantánea de la aceleración y Δt el tiempo entre cada lectura.

3.3. Algoritmos de medición.

El proceso de inicialización, configuración y utilización de los módulos en las diferentes estaciones y cargas del satélite son indicados en los correspondientes diagramas de flujo: Carga primaria Figura 5, carga secundaria Figura 6 y estación terrena Figura 7.

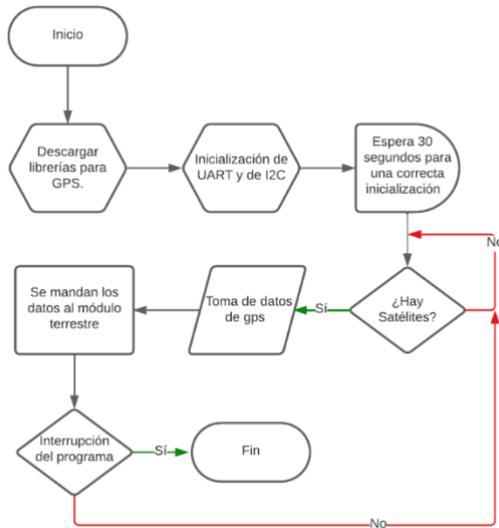


Figura 5: Diagrama de flujo del subsistema de control de la carga primaria.

4. Subsistema de Potencia Eléctrica

4.1. Fuente de alimentación.

Dentro de las especificaciones de la competencia, se indica que ambas etapas del satélite deben ser alimentadas por baterías cuadradas de 9V. Para suministrar los 5Vcc necesarios para los dispositivos digitales se empleó un regulador LM7805 conectado directamente en a la batería de 9Vcc como se ilustra en la Figura 8.

4.2. Etapa de potencia

Como cualquier sistema de control digital requiere de una etapa de potencia que reciba las señales, TTL, de salida del sistema de procesamiento, Raspberry Pi Pico, y permita alimentar a los actuadores encargados del proceso de desacoplamiento de las etapas del satélite. La etapa de potencia se implementó con un integrado L298 en su encapsulado DIP, debido a la baja corriente, poco tiempo de alimentación de los actuadores y peso reducido, en comparación con el encapsulado Zip o multiwatt15.

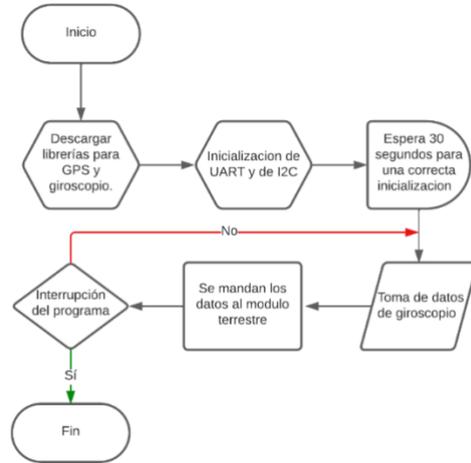


Figura 6: Diagrama de flujo del subsistema de control de la carga secundaria.

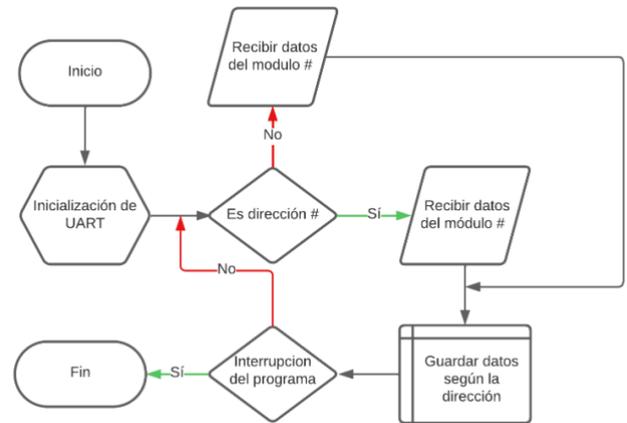


Figura 7: Diagrama de flujo de la lectura de datos en la estación terrena

4.3. Actuadores

Para producir los movimientos mecánicos de acople y desacople de las cargas primaria y secundaria se implementó un sistema de cerrojo actuado por un servomotor de corriente directa de 6V a 20 RPM. Se opto por un servomecanismo de baja velocidad y alto par ya que el movimiento de acople y desacople es pequeño y sucede solo una vez por lo cual un motor pequeño y de bajo consumo de potencia es ideal para esta finalidad.

5. Integración de sistemas electromecánicos

Todos los sistemas antes descritos interactúan entre sí en los procesos de adquisición y procesamiento de la información además de la generación de las señales de control. En las figuras 8 y 9 se ilustran la distribución e interconexión de los diferentes elementos eléctricos, electrónicos y electromecánicos que conforman a los tres subsistemas previamente descritos.

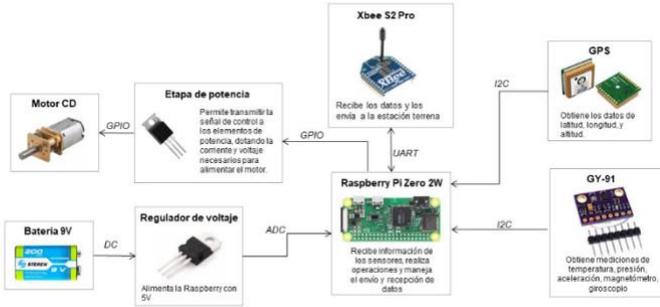


Figura 8: Interconexión de elementos de la carga primaria.

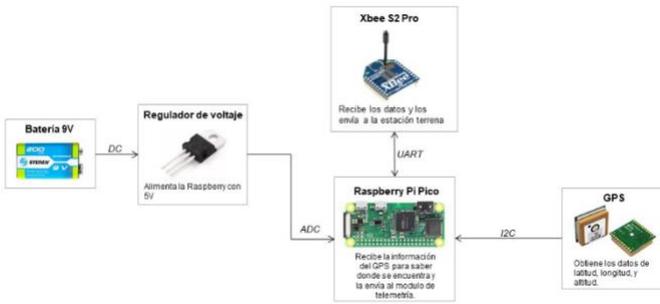


Figura 9: Interconexión de elementos de la carga secundaria.

6. Subsistema Mecánico

La carcasa o envoltente del satélite debe ser capaz frenar y amortiguar el impacto final con la finalidad de proteger los elementos internos del satélite, así como su tripulación, a su vez el sistema de autogiro debe producir una reducción substancial de la velocidad de caída de la primera etapa. Para ambos casos la velocidad límite y el tiempo de caída del satélite son parámetros de diseño indispensables.

6.1. Tiempo de caída y velocidad límite

Para un cuerpo con una masa m_s de 500g, durante una caída de 400m en la ciudad de México ($h = 2.6km$ sobre el nivel del mar) el peso del satélite w_s está definido por la ecuación de la gravitación universal:

$$w_s = \frac{Gm_T m_s}{(r_T + h)^2} \quad (4)$$

Donde, r_T es el radio de la tierra (6371km), G es la constante de la gravitación universal ($6.67 \times 10^{-11} Nm^2/Kg^2$) y m_T es la masa de la tierra ($5.972 \times 10^{24} kg$). Se calcula un peso del satélite igual a 4.903N. Por otro lado, la velocidad límite está definida por el peso del objeto, la fuerza de arrastre y la constante de proporcionalidad del objeto:

$$V_L = \sqrt{\frac{w_s}{k}} \quad (5)$$

La constante de proporcionalidad del objeto, contenida en la ecuación 5, depende directamente de la forma del objeto y la densidad del medio en el que se mueve:

$$k = \frac{\rho_{aire} A \delta}{2} \quad (6)$$

De donde: ρ_{aire} es la densidad del aire ($0.92kg/m^3$), A es el área del satélite perpendicular al vector de caída, es decir, la base del cilindro que encapsula al satélite ($0.007854m^2$) finalmente δ es el coeficiente de la forma del cilindro igual a 1.17 (Anderson, 2017). Substituyendo todos estos valores en la ecuación 5 se determina el valor de la constante de proporcionalidad $k = 4.224 \times 10^{-3} kg/m$, usando este valor en la ecuación (5) se determina una velocidad límite de 34.07 m/s.

Para el tiempo de caída es necesario conocer la fuerza de arrastre que se genera debido a la fricción del cuerpo con el aire, la cual esta expresada en función de la velocidad límite y la constante de proporcionalidad por la siguiente expresión:

$$F_d = kV_L^2 \quad (7)$$

La ecuación (7) define el valor final de la fuerza de arrastre en función de la velocidad límite del cuerpo en caída, la misma expresión puede ser utilizada para describir el cambio dinámico de la fuerza de arrastre en función del cambio de la velocidad del cuerpo, ya que k es una constante:

$$F_d(t) = kV(t)^2 \quad (8)$$

Aplicando la segunda ley de Newton se establece la ecuación que dinámica de la caída del satélite:

$$\sum F_y = ma, \quad ma(t) = F_d(t) - W_s \quad (9)$$

De manera explícita la ecuación (9) puede escribirse como:

$$ma(t) = kV(t)^2 - m \cdot g \quad (10)$$

Haciendo la substitución de $a(t) = dV(t)/dt$ la ecuación (10) puede ser escrita en forma de una ecuación integral:

$$\int_{v_0}^{V_L} \frac{dv}{\frac{kv^2}{m} - g} = \int_{t_0}^t dt \quad (11)$$

La ecuación (11) puede ser resuelta para t evaluando las integrales de cada lado de manera independiente, obteniendo la siguiente solución:

$$t = \frac{V_L}{2g} \ln \left[\left| \frac{1+w}{1-w} \right| \right] \quad (12)$$

Con $w = V/V_L$, el modelo de la ecuación (12) describe la dinámica de la caída del satélite en función de una exponencial la cual converge asintóticamente a la solución real en un tiempo infinito, por lo cual para cuestiones prácticas se considera que la solución se obtiene cuando el cuerpo alcanza el 90% de su velocidad final, es decir $w = 0.9$ y con esta consideración y la ecuación (12) calculamos el tiempo que le toma al satélite alcanzar su velocidad límite $t = 5.104s$.

6.2. Auto giro

La finalidad del mecanismo de autogiro es frenar la caída del satélite, reduciendo la fuerza del impacto con el suelo, salvaguardando la estructura del satélite, así como su contenido y la tripulación. Lo primero que se debe considerar al momento de diseñar un sistema de autogiro con hélices es las dimensiones y el número de estas. En este caso las dimensiones están restringidas por el tamaño del satélite, luego entonces de forma arbitraria seleccionamos el radio de giro de las hélices R igual al 10 cm , para determinar el número de hélices se emplea la ecuación (13) que describe el coeficiente de arrastre para un sistema con hélices circulares, en función de los parámetros de las hélices y el medio donde actúan (Gessow y Meyers, 1952).

$$C_{Dr} = \frac{L}{0.5\rho V^2 \pi R^2} \quad (13)$$

C_{Dr} es el coeficiente de arrastre que depende el perfil alar, para un perfil ULM de baja velocidad $C_{Dr} = 1.1$ [4], L es la fuerza perpendicular al plano de giro de la hélice, V es la velocidad del objeto, perpendicular a la hélice y ρ es la densidad del aire (1.225 kg/m^3).

Considerando que el satélite tiene una masa de 0.5 Kg la fuerza con la que cae el satélite cae es de $L = 49.05\text{ N}$, además la velocidad terminal del satélite es de 34.07 m/s y se busca frenar esta caída con n hélices de $R = 0.1\text{ m}$. Despejando de la ecuación (14) se puede obtener la siguiente expresión:

$$V = n \sqrt{\frac{mg}{\rho A C_{dr}}} \quad (14)$$

De donde podemos calcular que con $n = 2$ se logra una velocidad final de 7.61 m/s lo cual es una velocidad final aceptable.

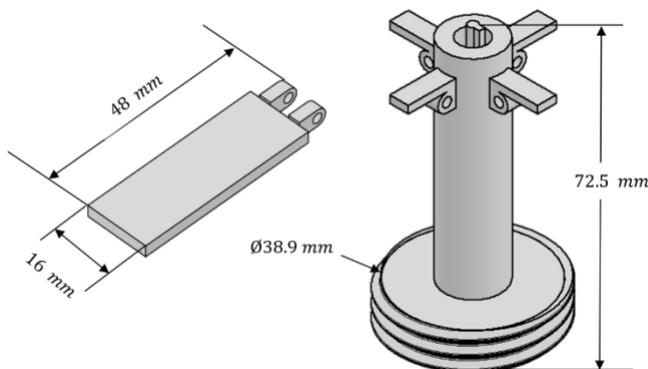


Figura 10: Sistema de auto giro.

6.3. Fabricación y construcción

Para la envoltura de la carga primaria se decidió utilizar PLA como material de impresión, es de 100 mm de diámetro por 174 mm de alto con paredes de 5 mm de espesor y se encuentra dividido en dos partes:

En la parte superior son colocados los sistemas de alimentación y control sujetos a la pared divisora con el sistema de amortiguamiento, mientras que los sistemas de comunicación y sensores van sujetos a un disco (disco superior) que se inserta por medio de rieles, adicionalmente, se incorpora un segundo disco (disco inferior) que tiene un agujero de 40

mm de diámetro en el centro para sujetar el sistema de autogiro, como se ilustra en la Figura 8. En la parte inferior se coloca el sistema de amortiguamiento, en este sistema se hace uso de roscas para asegurar el compartimento donde va la tripulación. El espacio mide 80 mm de alto, mientras que los diámetros se adaptan a la pieza que conforma el sistema.

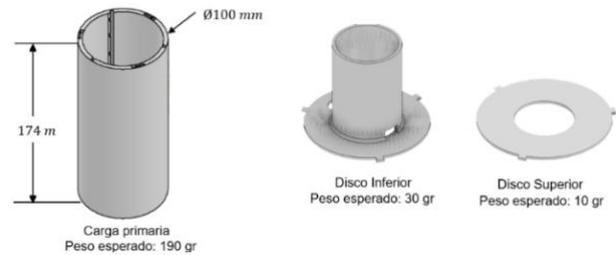


Figura 11: Envoltura de la carga primaria.

Dentro del compartimento superior de la carga primaria se acomodan los sistemas de alimentación y control por debajo de la línea amarilla marcada en la Figura 12, mientras que los sistemas de sensores, comunicación y desaceleración se encuentran por encima de la línea, dándole prioridad de espacio al sistema de desaceleración.

El sistema de desaceleración consiste en un cilindro y dentro se coloca el poste que sostiene las hélices, el cual se despliega subiendo por un sistema de roscas, en la parte superior del poste sobresale una "llave" que se encarga de girar la tapa de la carga secundaria para su liberación. Para que el cilindro del sistema de autogiro se mantenga en su lugar se apoya este de un par de discos que, a su vez, sostienen a los componentes electrónicos.

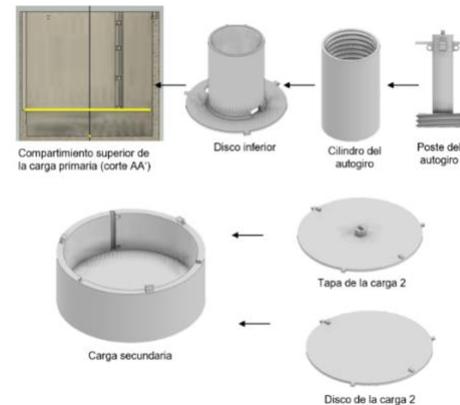


Figura 12: Integración de la carga primaria y secundaria.

La estación terrena debe ser capaz de recibir, procesar y almacenar toda la información provista por ambas cargas del satélite, además de que debe contar con una interfaz gráfica de usuario que le permita visualizar al usuario toda esta información de forma ergonómica y funcional. Nuestra estación terrena consiste en un sistema de comunicación Lora conectada al puerto serie de una Laptop en la cual se ejecuta una GUI generada en C# ilustrada en la Figura 13.

7. Conclusiones

El satélite descrito en este trabajo cumple con los requerimientos de la competencia, sin embargo, durante las pruebas de campo y la prueba final en acción se identificaron áreas de mejora. En particular, se observó que el sistema de auto giro es demasiado pesado y complejo, sistemas más simples, como hélices de membrana con un marco de madera, pueden

ayudar a reducir el peso sin que esto tenga un efecto negativo en la fuerza de arrastre.



Figura 13: GUI de la estación terrena.

Por otro lado, el mecanismo de cerrojo implementado para lograr el acoplamiento y desacoplamiento de las cargas requiere de un servomotor de CD que solo se utiliza 1 vez para producir un giro de máximo 120° , por lo cual un mecanismo utilizando un actuador lineal podría simplificar el sistema, reducir peso y disminuir la corriente demandada a la batería.

Se espera que este proyecto funcione como un apoyo a la educación para transmitir a los estudiantes el funcionamiento de los sistemas espaciales. Además de ser una fuente de inspiración en las áreas STEM para nuevas generaciones.

Referencias

- Anderson, J. (2017) *Fundamentals of Aerodynamics* (6ª ed.). Estados Unidos: Mc Graw Hill Education.
- Gessow, A., y Meyers, C. (1952) *Aerodynamics of Helicopter* (8ª ed.). Estados Unidos: Frederick Ungar Publishing Co.
- Gilbert, H., Celik, O., y O'Malley, M. (2010). Long-term double integration of acceleration for position sensing and frequency domain system identification. *IEEE/ASME International Conference on Advanced Intelligent Mechatronics (AIM)*, July 2010, pp. 453–458
- Hao, Y., y Xu, A. (2018) A modified extended kalman filter for a two-antenna GPS/INS vehicular navigation system. *Sensors (Basel)*, 18(11).
- Raspberry Pi Ltd. (s.f). *Raspberry Pi documentation*. Raspberry Pi. Recuperado el 20 de julio del 2023 de <https://www.raspberrypi.com/documentation/microcontrollers/raspberry-pi-pico.html>
- REYAX Technology Corporation Ltd. (s.f.) *RYLR998 specification*. Recuperado el 20 de Julio del 2023 de <https://reyax.com/products/RYLR998>