

Diseño e Implementación de un Picosatélite tipo CanSat

Lucas D. Moreira¹, José G. Moreira¹, Dr. Diego H. Stalder², Dr. Jorge H. Kurita²

¹Estudiante, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

²Orientador, Facultad de Ingeniería. Universidad Nacional de Asunción. San Lorenzo, Paraguay

Palabras clave:

- Picosatélite
- Modelo en V
- Subsistemas
- Operación y Análisis

Resumen

El diseño de pequeños satélites se realiza para posibilitar a estudiantes universitarios y a países con poca capacidad espacial tener acceso a la tecnología necesaria para desarrollar, construir y operar sistemas satelitales. Esto ha permitido que estudiantes puedan hacer frente a algunos desafíos de una misión espacial real, pero con presupuestos y período de tiempo limitados. Los CanSats son pico-satélites con forma de una lata de refresco cuya construcción tiene como objetivo la enseñanza de tecnologías espaciales. El presente Trabajo Final de Grado propone diseñar e implementar un prototipo con fines educativos, de un pico-satélite tipo CanSat a bajo costo, para que sea accesible a los centros educativos que deseen replicar el proyecto. Para eso se propone realizar una construcción en base a un Modelo en V, y haciendo las consideraciones necesarias para que pueda adaptarse a las necesidades educativas paraguayas y futuros programas.

Keywords

- Picosatellite
- V-Model
- Subsystems
- Operation and Analysis

Abstract

Small satellites are designed to enable university students and poor spatial capacity nations access to develop, build, and operate satellite systems. This has allowed some challenges of a real space mission, but with limited budgets and time frame. The CanSats are soda-shaped pico-satellites whose construction aims to teach space technologies. The present Final Degree Project proposes to design and implement a prototype for educational purposes of a low-cost CanSat-type pico-satellite, so that it is accessible to educational centers that wish to replicate the project. For this, it is proposed to carry out a construction based on a V-Model, and making the necessary considerations so that it can adapt to Paraguayan educational needs and future programs.

1. Introducción

La clasificación de los satélites por su masa es la más usual porque está relacionada directamente con los costos de lanzamiento. De acuerdo con esta clasificación se tienen: satélites grandes, medianos y pequeños.

Los pequeños satélites pueden subclasificarse en microsátélites (10 a 100kg), nanosatélites (1 a 10kg), picosatélites (0.1 a 1kg) y femtosatélites (menos que 0.1kg). Existen diversos estándares de diseño de nanosatélites y picosatélites como los CubeSats, CanSats o TubeSats y PocketQubes[1].

Los pequeños satélites pueden aprovechar las oportunidades de viaje compartido, lo que conduce a menores costos de lanzamiento, menor complejidad y lanzar rápidamente nuevas misiones espaciales. También ha permitido acercar las misiones espaciales a universidades, empresas y países que antes no tenían capacidades en ciencias y tecnologías espaciales.

1.1. Antecedentes

El profesor Robert Twiggs, había propuesto el lanzamiento de estructuras del tamaño de una lata

(can, en inglés) de refresco al espacio, que luego fueron llamados CanSat[2]. El objetivo principal de este proyecto fue la enseñanza de tecnologías espaciales. Desde entonces se crearon muchas competencias y cursos de entrenamientos con la misión de cumplir ese objetivo, inclusive se realizaron algunas misiones que los han puesto en órbita[3].

1.2. Planteamiento del problema

En un país desarrollado, por cada 2.000 habitantes hay al menos un ingeniero graduado por año. Sin embargo, en Paraguay por cada 30.000 habitantes, solo un ingeniero se gradúa[4, 5, 6]. Para un país tan rezagado en el desarrollo de infraestructura, esta relación es catastrófica[7]. Además, el interés en las carreras STEM (Ciencia, Tecnología, Ingeniería y Matemáticas) ha disminuido debido a la falta de conocimiento y el bajo rendimiento en materias relacionadas con estas áreas[8].

1.3. Objetivos

Objetivo General

Diseñar e Implementar un Pico-Satélite Educativo tipo CanSat

Objetivos Específicos

- Diseñar, construir e integrar los subsistemas del CanSat de acuerdo a una misión
- Realizar el lanzamiento del CanSat y analizar los datos obtenidos
- Generar un mayor acercamiento de las ciencias espaciales a los colegios del país

1.4. Justificación

Muchos de los avances tecnológicos que ahora forman parte de nuestra vida cotidiana se desarrollaron gracias a las misiones espaciales.

El mercado de satélites pequeños se valoró en USD 2,69 mil millones en 2017. Se espera que esta cifra alcance los USD 6,91 mil millones para 2023[9].

Se está produciendo un descenso de costes respecto a la construcción de satélites, el cual el País debe aprovechar. [10]. Jeff Foust, analista de la consultoría Futron, afirma que los precios ya pueden reducirse a 30.000 dólares para un CubeSat lanzado en un cohete ruso[11].

La OCDE¹ en su informe sobre PISA ², señala que en Paraguay se obtuvieron desempeños por debajo de la línea de base[13]. Los resultados de ese estudio motivan a que se busquen alternativas de enseñanza para revertir la situación.

¹ Organización para la Cooperación y el Desarrollo Económicos

² Programa para la Evaluación Internacional de Alumnos

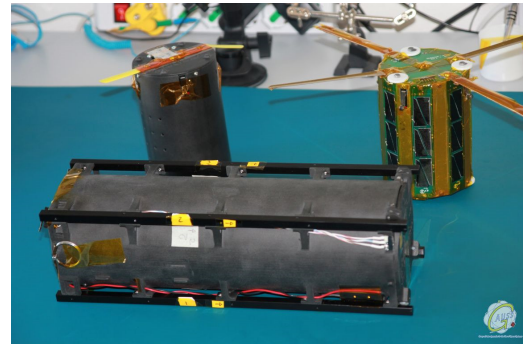


Figura 1: Integración de los TubeSats

Fuente: GAUSS SRL [12]

1.5. Alcance

Se propone diseñar y implementar un prototipo con fines educativos, de un pico-satélite tipo CanSat a bajo costo, para que sea accesible a los centros educativos que deseen replicar el proyecto.

Se realizará una construcción por subsistemas que permitirá dar funcionamiento al prototipo. El prototipo será modular, es decir, se podrán agregar otros subsistemas para realizar tareas específicas en caso de necesidad.

El CanSat tendrá como objetivo realizar mediciones físicas y controlar variables en tiempo de vuelo. No se tiene intención que el prototipo realice una órbita terrestre ni que suba a alturas estratosféricas.

Al ser un prototipo para fines educativos, se tendrán en cuenta los conocimientos iniciales de estudiantes a quienes se podría aplicar un programa de capacitación y así seleccionar la metodología más conveniente.

2. Marco Teórico

2.1. Ambiente de Operación

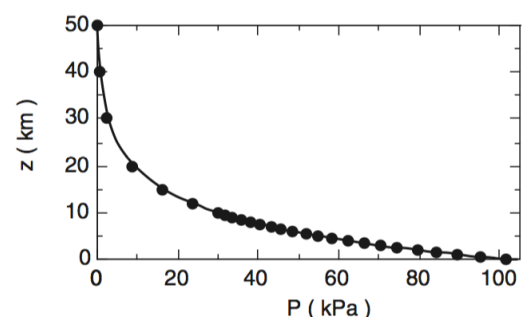


Figura 2: Variación de presión en función de la altitud

Fuente: UBC ATSC 113 Applied Meteorology [14]

La presión atmosférica descende con el aumento de la altura respecto a la superficie terrestre. En el espacio, al no haber columna de aire por no existir atmósfera, se tiene una presión casi nula.

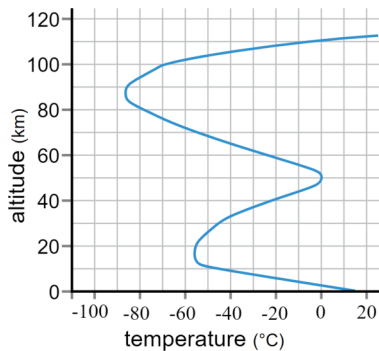


Figura 3: Variación de temperatura vs. la altitud
Fuente: Paul McCord UT Austin ChemBook [15]

La temperatura ambiente en la tierra se mantiene estable gracias a su interacción térmica con los gases y fluidos atmosféricos. En el espacio exterior al no tener atmósfera es extremadamente frío, con una temperatura fijada por la radiación posterior del Big Bang a 2.7 K.

No hay un límite claro entre la atmósfera terrestre y el espacio exterior, ya que la densidad de la atmósfera decrece gradualmente a medida que la altitud aumenta. No obstante, la Federación Aeronáutica Internacional ha establecido la línea de Kármán a una altitud de 100 kilómetros como el límite entre la atmósfera y el espacio.

2.2. Macrosistema de una Misión

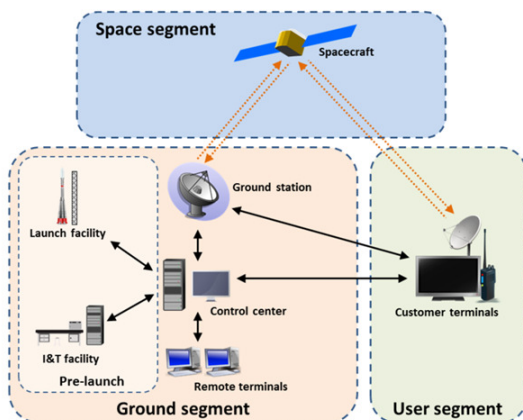


Figura 4: Segmentos de una misión espacial
Fuente: Carlos Duarte Muñoz - Misiones Espaciales[16]

Un proyecto que implique realizar una Misión Espacial puede ser conceptualizado como un macrosistema que a su vez involucre a otros sistemas, también llamados segmentos, tales como: Segmento Espacial (o Segmento de Vuelo), Segmento Terrestre y Segmento de Usuario 4.

2.3. Satélite como sistema

Arquitectura

Un satélite debe superar varios desafíos por lo que, el desarrollo, construcción e implementación del mismo está comprendido por distintos subsistemas, que varían dependiendo del perfil de la misión. Esto permite enfocar los recursos para solucionar problemas específicos y estructurar el desarrollo de subsistemas similares.

Una configuración particular de subsistemas conforman un "Bus Satélite" que son utilizados para producción en serie. Al "Bus Satélite" se adjunta la Carga Útil, que son los subsistemas diseñados para el cumplimiento de la misión.

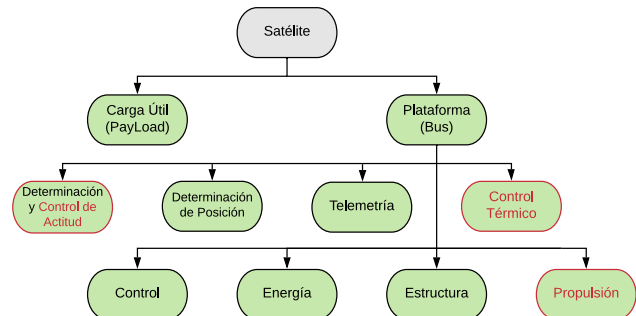


Figura 5: Subsistemas de un Satélite.
Fuente: Elaboración propia basado en AEM[17]

En el diagrama de la Figura 5 se observan los subsistemas que por lo general se consideran en un Satélite. En comparación se muestran en color rojo aquellos subsistemas que habitualmente no forman parte de un CanSat.

Protocolos de Comunicación

En la Figura 6 se comparan las interfaces de hardware más comunes.

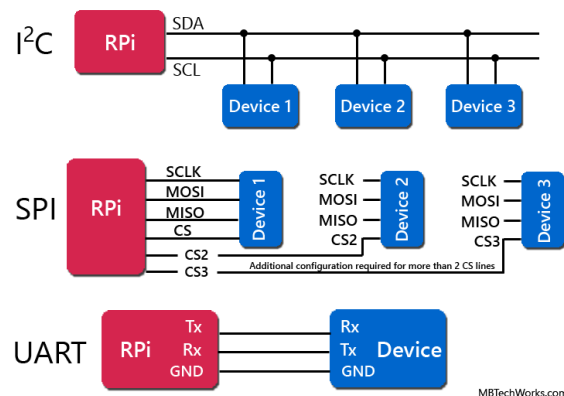


Figura 6: Diagrama de conexión I2C, SPI, UART.
Fuente: [18]

2.4. Subsistemas de un CanSat

2.4.1. Determinación de Actitud y Posición

Sistemas de Referencia

En aviación se utiliza un sistema solidario al centro de masa de la aeronave pero orientado con los ejes de la tierra, el sistema es NED (North East Down). La orientación puede ser descrito con tres rotaciones elementales compuestas respecto a NED.

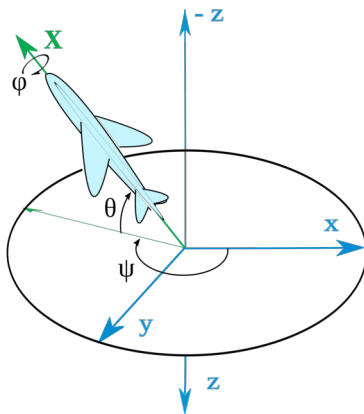


Figura 7: Representación del sistema NED con los ángulos de Euler

Fuente: [19]

Se utiliza normalmente la secuencia de rotación ZY'X'' para estas aplicaciones. Esta secuencia realiza movimientos de giñada (Yaw) definida por el ángulo ψ , cabeceo (Pitch) definido por el ángulo θ y balanceo (Roll) definido por el ángulo ϕ . Los ángulos mencionados para determinar la orientación son llamados ángulos de Euler.

Medición de variables de orientación

Los sistemas de determinación de actitud están formados por como: giróscopos, acelerómetros, y magnetómetros, que proporcionan datos en los tres ejes del espacio. La bibliografía menciona algoritmos que combinar los datos de los sensores para crear datos de orientación. En la Tabla 1 Se comparan los más populares[20].

Euler angles (°)	EKF	Madgwick	Mahony
Roll (static)	0.02	0.03	0.02
Pitch (static)	0.07	0.05	0.05
Yaw (static)	0.31	1.92	1.85
Roll (dynamic)	6.64	6.51	6.69
Pitch (dynamic)	2.75	3.34	2.85
Yaw (dynamic)	6.09	7.07	6.92

RMSE: root mean square error; EKF: Extended Kalman Filter.

Tabla 1: Comparación de los algoritmos EKF, Madgwick y Mahony.

Fuente: [21].

Medición de variables de posición

Para la determinación de la posición de un CanSat se utiliza un receptor GPS. Los receptores GPS utilizan una constelación de satélites y estaciones terrestres para calcular la posición y el tiempo en casi cualquier lugar de la tierra. El estándar NMEA está formateado en líneas de datos llamadas oraciones. Cada oración contiene varios bits de datos organizados en formato delimitado por comas.

Presión barométrica para la medición de altura

Toda la aviación utiliza una medición de presión barométrica convertida para mostrar una medición de altura, ya que la presión disminuye con la altura. Un factor que afecta la lectura es la temperatura y, por lo tanto, los altímetros tienen compensación de temperatura.

2.4.2. Telemetría

En la evaluación de los requisitos del sistema en términos de comunicación se deben tener en cuenta algunas consideraciones como: cantidad de datos que se necesita procesar, velocidad, precio, tamaño de los componentes, escenario de utilización[22].

Los requisitos de la antena se basan en varios factores, incluido el alcance inalámbrico necesario, el tamaño del dispositivo, su ubicación, el hardware de radio y el protocolo de comunicación inalámbricos[23]. La Figura 8 representa una comparación entre estas tecnologías teniendo en cuenta el consumo de potencia y el alcance.

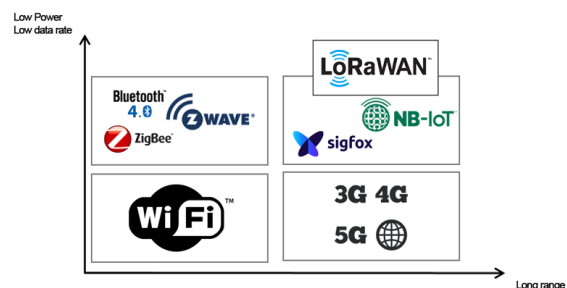


Figura 8: Tecnologías de comunicación inalámbrica. Fuente: [24]

2.4.3. Control

Para el subsistema de control de un CanSat se utiliza un microcontrolador, cuya elección se basa en las prestaciones necesarias de este para afrontar la misión del CanSat.

Los microcontroladores se describen en términos de la cantidad de bits que la CPU puede procesar o mover dentro y fuera de la memoria a la vez. Los principales son los dispositivos de 8 y 32 bits[25].

2.4.4. Energía

Baterías

Con respecto a las tecnologías disponibles de baterías recargables se mencionan características como tamaño, peso, densidad de carga, voltaje de celda, capacidad de energía y capacidad de carga. Depende de las necesidades del proyecto establecer la prioridades que mejor se adapten a la aplicación.

La tecnología de las baterías con litio: Li-Ion (iones de litio) y LiPoly (polímero de litio) aún no ha alcanzado la madurez. Sin embargo, estas baterías son la elección preferente en electrónica de consumo, tienen una de las mejores relaciones energía/masa y una pérdida muy lenta de carga cuando no está en uso.

Reguladores

Los reguladores lineales son una solución simple y barata, pero los reguladores lineales normalmente son ineficientes porque la diferencia entre el voltaje de entrada y el voltaje de salida regulado se disipa continuamente en forma de calor. Los reguladores de conmutación, por otro lado, son altamente eficientes y están disponibles como chips modulares que son compactos y confiables.

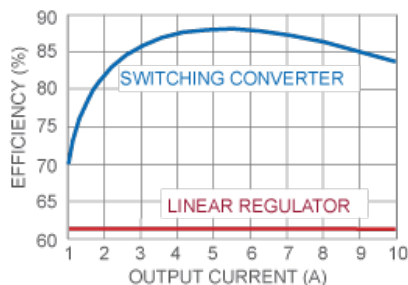


Figura 9: Curva de eficiencia de regulador lineal y regulador de conmutación.

Fuente: [26]

2.4.5. Estructura

Impresión 3D

En cuanto a impresión 3D de escritorio se refiere, los dos tipos de filamentos más comunes son el ABS vs PLA. El filamento PLA se funde a una temperatura más baja, no tiende a deformarse y no desprende olores. En cuanto a la duración, el filamento ABS es más duradero que el PLA debido a su alta resistencia al calor.

El Relleno de panel 3D proporciona una mayor resistencia general en todas las direcciones que un patrón rectangular, con muy poco aumento en el tiempo de impresión. En general este último, se considera el patrón de relleno más resistente y utilizado[27].

Disposición de componentes

Una ventaja de la disposición horizontal para un diseño por subsistemas es que los componentes de cada subsistema pueden estar ubicados en distintas capas reduciendo así la complejidad en el diseño por la independencia de estos. Esta disposición permite la comunicación entre todos los subsistemas por medio de un bus de datos vertical que sea común para todo el sistema. Sin embargo, tiene la desventaja que el tamaño de los componentes se encuentra limitado por el diámetro de la estructura. En contrapartida la disposición vertical permite el uso de componentes de mayor tamaño, y por lo general es utilizado cuando el diseño no se realiza por subsistemas.

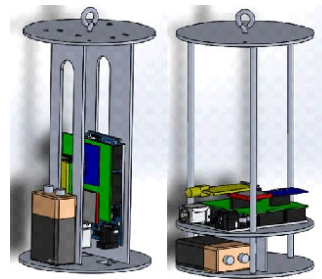


Figura 10: Disposiciones de la estructura.

Fuente: [28]

2.5. Diseño basado en Modelo en V

Los proyectos espaciales son generalmente muy complejos y requieren de la intervención de equipos de trabajo multidisciplinarios. Por lo tanto, para realizar un proyecto espacial se requiere de un proceso disciplinado y sistemático que garantice la interacción entre los diferentes equipos de trabajo y que al final los sistemas desarrollados cumplan cabalmente con los requisitos de la misión. Es por esto que los proyectos espaciales se apoyan en la ingeniería de sistemas[29].

En la Figura 11 se muestra un modelo en V de ingeniería de sistemas espaciales.

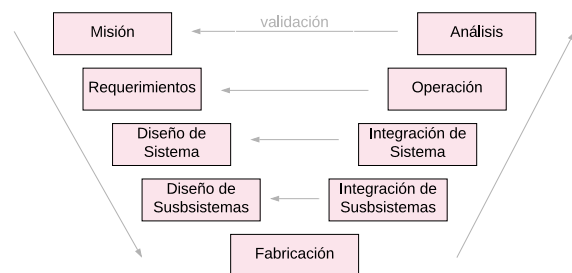


Figura 11: Modelo en V de ingeniería de sistemas espaciales.

Fuente: Elaboración propia con información de Waseem y otro[30]

2.6. Enfoques educativos

En la construcción de un CanSat se puede enfocar solo una parte del proyecto para la enseñanza de temas específicos dirigidos a estudiantes de colegios o universidades e incluso a estudiantes en etapa escolar o de especialidades diferentes a la ingeniería, es decir, es posible la creación de un plan de estudios que esté acorde con los conocimientos y necesidades del estudiante e incluso al presupuesto de determinada institución.

3. Prototipo 1

Este prototipo fue construido con el fin de participar en la competencia internacional 2º CubeDesign desarrollada en Brasil. Se construyeron dos CanSats de este prototipo.

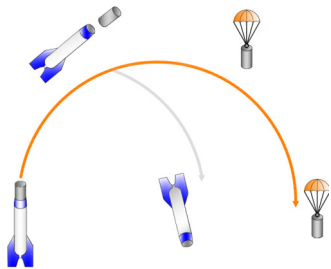


Figura 12: Descripción gráfica del lanzamiento.
Fuente: Elaboración propia

Misión

Simular el lanzamiento, reentrada y aterrizaje de un módulo espacial cargando experimentos.

Requerimientos

1. El lanzamiento será realizado por medio de un cohete hidroneumático con un compartimiento de la misma dimensión del CanSat.
2. El CanSat debe estar en condición cerrada durante el lanzamiento.
3. Se debe obligatoriamente recuperar los datos de altitud del lanzamiento.
4. Los datos recopilados deben ser utilizados para demostrar los eventos y la variación de la altitud.
5. El mecanismo de aterrizaje debe estar dentro del CanSat.
6. Se puede accionar el mecanismo de aterrizaje: por telecomando, autónomo, o pre-accionado.
7. El impacto con el suelo no debe ser catastrófico. La carga útil¹ debe ser la primera en tocar el suelo.

8. En suelo, y solo en suelo, debe comenzar a emitir una señal (por ejemplo, emitir un sonido en un buzzer).
9. El tamaño del CanSat no debe superar las siguientes dimensiones: Diámetro de 60mm y Altura de 120mm.
10. La masa del CanSat debe ser de 300 ± 100 gramos.
11. La parte inferior del CanSat debe estar reservada para alojar una carga útil de las siguientes dimensiones: 55x35x25mm (Largo x Ancho x Alto).

Diseño

En la Figura 13 se observan las áreas consideradas en el diseño del CanSat, se especifican de forma general los componentes y/o tareas dependientes de cada una.

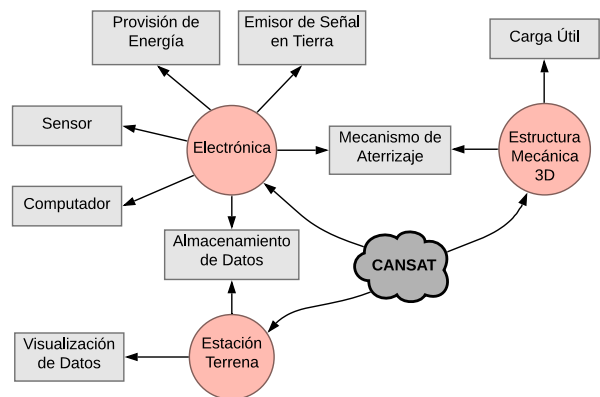


Figura 13: Esquema de diseño del prototipo 1.
Fuente: Elaboración propia.

Implementación

■ Electrónica

Para electrónico se utilizó la aplicación web EasyEDA, la implementación de la placa electrónica se realizó por el método de exposición ultravioleta. En la Figura 14 se detallan los componentes.

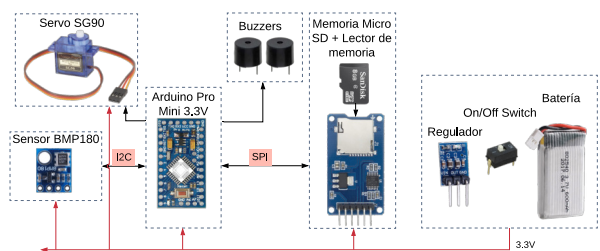


Figura 14: Diagrama electrónico del prototipo 1.
Fuente: Elaboración propia.

■ Estructura Mecánica 3D

En la Figura 15 se observa el diseño 3D de la estructura y sus compartimientos. Este diseño se realizó utilizando la aplicación SolidWorks.

Las características del resorte y el paracaídas son las siguientes:

- Resorte helicoidal: Diámetro inferior 1.5cm, Diámetro superior 4cm, Altura 4.5cm. Diámetro de espira 1mm
- Paracaídas: Octágono regular de 14.16cm de lado. Tela Poliéster. Color Naranja.

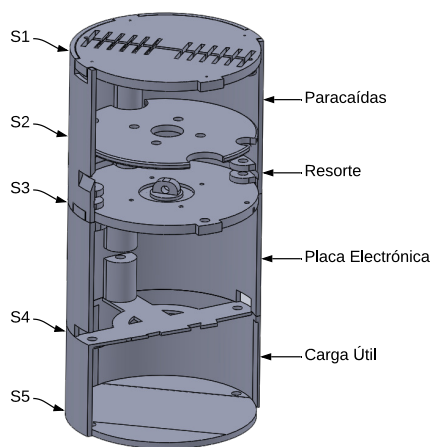


Figura 15: Estructura mecánica del prototipo 1.

Fuente: Elaboración propia.

■ Estación Terrena

En la Figura 16 se observa una captura de pantalla de la aplicación web utilizada para la visualización de los datos. Los datos visualizados fueron los de Presión, Temperatura, Altitud y Estados del CanSat.

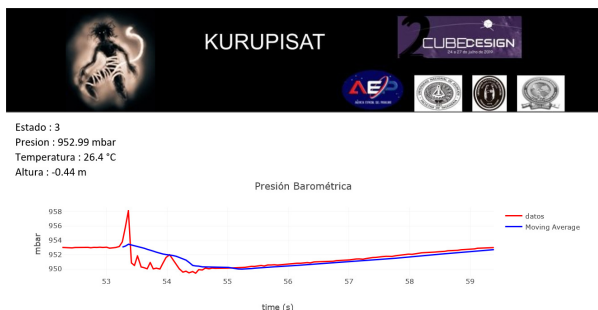


Figura 16: Captura de pantalla de la aplicación web utilizada en el prototipo 1.

Fuente: Elaboración propia[31].

La aplicación web se basa en el lenguaje de marcado HTML, en el lenguaje de estilo CSS y en el formato de texto para intercambio de datos JSON.

Operación y Análisis

■ Lanzamiento

El lanzamiento se realizó por medio de un lanzador de cohete hidroneumático construido por el comité organizador de la competencia como se muestra en la Figura 17.

Durante la competencia el primer lanzamiento fue fallido a causa de que la configuración inicial se realizó en un lugar con poca luz y afectó su comportamiento al salir de ella. Posterior a eso se tuvo un lanzamiento exitoso.



Figura 17: Foto del sistema lanzador del prototipo 1.

Fuente: Fanpage oficial de la competencia CubeDesign .

■ Análisis de resultados

En la Figura 18 se puede observar el estado, la altitud y el estado del CanSat en cada instante de tiempo. Los valores medidos de la presión y la temperatura rondaron en torno de los 953mbar y 26.5°C respectivamente.

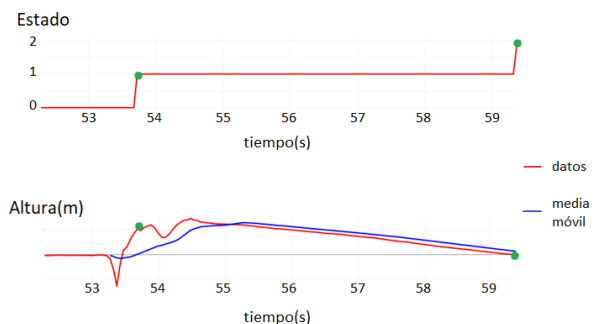


Figura 18: Datos del lanzamiento del prototipo 1.

Fuente: Elaboración propia.

También se observa el descenso lento a partir de que el CanSat alcanzó su altura máxima, logrando así un impacto suave con el suelo, lo que finalmente permitió recuperar de forma segura los datos medidos y conservar intacta la estructura del CanSat. Cumpliendo los requerimientos.

4. Prototipo 2

Este prototipo fue construido con el fin de llevar a cabo el primer Curso de Construcción CanSat en un colegio de Paraguay. Estuvo basado en el prototipo 1, la principal diferencia con este es el rediseño de la estructura mecánica. Se construyeron 5 CanSats de este prototipo.

Misión

Simular el lanzamiento, reentrada y aterrizaje de un módulo espacial cargando experimentos.

Requerimientos

Se enumeran los requerimientos diferentes al prototipo 1.

1. El mecanismo de aterrizaje se debe accionar de forma autónoma.
2. El tamaño del CanSat no debe superar las siguientes dimensiones: Diámetro de 7cm y Altura de 13cm.
3. La masa del CanSat debe ser de 300 gramos como máximo.

Diseño

■ Análisis de otros diseños

Se definieron tres aspectos para el análisis, la complejidad tecnológica, la dificultad de montaje y el costo con el objetivo identificar las mejores características para aplicar al Sistema Educativo Paraguayo.

■ Selección de componentes

La principal diferencia respecto al prototipo 1 es la reducción de la cantidad de componentes, sin alterar las especificaciones del CanSat, teniendo como prioridad la compresión de conceptos.

Implementación

■ Electrónica

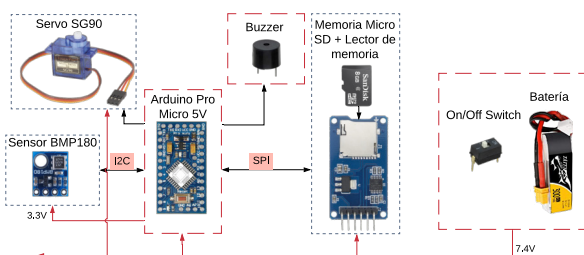


Figura 19: Diagrama electrónico del prototipo 2.
Fuente: Elaboración propia.

■ Estructura Mecánica 3D

Se consideró importante que los estudiantes aprendieran conceptos sobre subsistemas e integración modular, por lo que este prototipo hizo hincapié en la modularización utilizando compartimentos y al mismo tiempo permite un montaje rápido.

El tamaño del CanSat es de 129.6 mm de altura y 70 mm de diámetro. El peso del CanSat con todos los componentes se encuentra en torno a los 230g. El costo total de un CanSat fue de aproximadamente \$50.

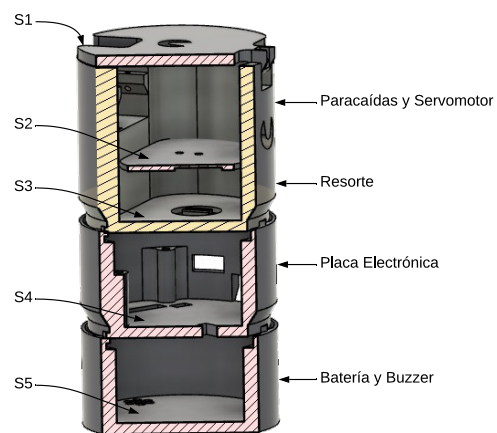


Figura 20: Estructura mecánica del prototipo 2.
Fuente: Elaboración propia.

Se logró la reducción de la complejidad de la estructura mecánica principalmente con la reducción de la cantidad de piezas impresas, esto se puede observar en la Figura 21.

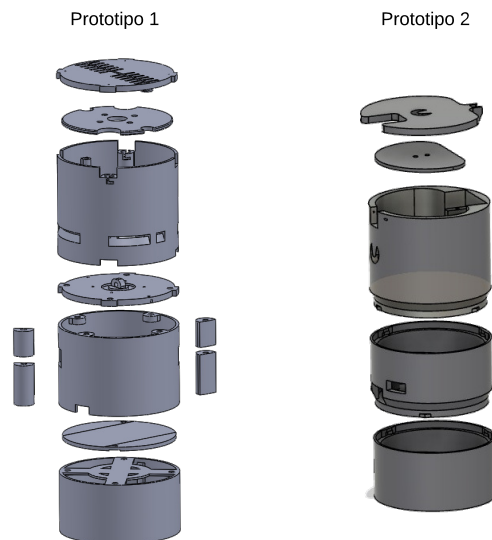


Figura 21: Despiece de los diseños 3D de los prototipos 1 y 2.
Fuente: Elaboración propia.

■ Estación Terrena

La herramienta utilizada para la visualización de los datos fue la aplicación Excel de Microsoft, esto atendiendo la disponibilidad en la institución y ser de uso frecuente por los estudiantes.

Operación y Análisis

■ Lanzamiento

El lanzamiento se realizó por medio de un lanzador de cohete hidroneumático similar al descrito por M. R. Vicent y otros[32]. La presión utilizada fue de 5 bar. Alcanzando una altura aproximada de 20 metros.

■ Análisis de resultados

Durante los lanzamientos hechos por los alumnos, de los 5 intentos, 3 de ellos fueron exitosos registrando los datos en la memoria microSD, realizando la apertura de los paracaídas y finalmente emitiendo la señal en tierra, en los otros 2 lanzamientos en cambio no se logró la apertura del paracaídas.

A partir de los datos analizados en donde se observó que la máquina de estados programada se ejecutó de forma correcta como se puede observar en la Figura 22. Se concluyó que la no apertura del paracaídas en dos de los CanSats se debió a la mala inserción de estos en el interior del CanSat y/o por alguna falla del servomotor.

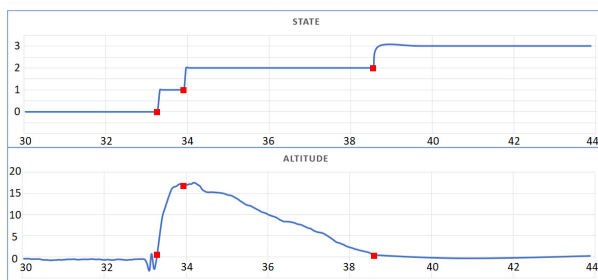


Figura 22: Datos del lanzamiento del prototipo 2.
Fuente: Elaboración propia.

5. Prototipo 3

Este prototipo se realizó con el fin de ser el legado principal de este Trabajo Final de Grado, por lo que fue llevado a cabo con un análisis y estudio más detallados, agregando mejoras y complejidad tecnológica respecto a los diseños anteriores, teniendo como intención aplicar y ampliar nuestros conocimientos en el área, pero a la vez que el prototipo pueda convertirse en una herramienta educativa para estudiantes de colegios y universidades.

Misión

Recolectar datos de variables atmosféricas, de orientación y posición del CanSat, y capturar imágenes.

Requerimientos

1. El costo del proyecto debe ser como máximo de 250\$.
2. El CanSat debe ser lanzado o probado hasta obtener un distanciamiento de 100 metros como mínimo de la estación terrena.
3. Se deben transmitir los datos de las variables atmosféricas, de orientación y posición del CanSat de forma inalámbrica para visualizarlos en la estación terrena.
4. La comunicación inalámbrica debe ser efectiva hasta los 100 metros como mínimo, medidos desde la estación terrena al CanSat, considerando un área sin interferencias.
5. El tamaño del CanSat no debe superar las siguientes dimensiones: Diámetro de 8.9cm y Altura de 12.7cm.
6. La masa del CanSat no debe superar los 750 gramos.
7. La precisión de la medición de la posición debe ser de 5 metros o menos.
8. El CanSat debe poder descender de forma segura, de tal forma que el impacto con el suelo no dañe los subsistemas.
9. La estructura debe ser modular, para que sea posible utilizar los mismos subsistemas en otras misiones.

Los requerimientos 5 y 6 fueron definidos utilizando como modelo de referencia el TubeSat Tancredo-1[33], pico-satélite desarrollado por estudiantes, lanzado al espacio en el año 2016 por la compañía italiana GAUSS SRL y la Agencia Espacial Brasileña.

Diseño

■ Consideraciones de diseño

1. Las variables atmosféricas a ser medidas son temperatura y presión.
2. Las variables a ser medidas para la determinación de la orientación y posición son: yaw, pitch, roll, longitud, latitud y altitud.
3. Los subsistemas del CanSat a ser construidos son: Subsistema de Telemetría (SST), Subsistema de Cómputo (SSC), Subsistema de Potencia (SSP), Subsistema de Misión (SSM), Subsistema de Aterrizaje (SSA).

4. Se implementará una Estación Terrena para la recepción de datos.
5. Considerando el requerimiento 4 se realizarán pruebas en un lugar allanado de 100 metros como mínimo.
6. La resolución mínima de las imágenes captadas será de 2MP, de tal forma que estas puedan ser aptas para un eventual procesamiento.
7. Atendiendo que la frecuencia de transmisión utilizada debe ser apta para Paraguay y teniendo en cuenta el Plan Nacional de Atribución de Frecuencias de la CONATEL[34], se utilizará la frecuencia de 915MHz que corresponde a la frecuencia central de la banda ICM¹ de la región 2, a la que pertenece Paraguay.
8. Se establece una frecuencia de transmisión inalámbrica mínima de 1Hz, de tal forma que los datos transmitidos puedan ser visualizados de manera continua en la estación terrena.
9. Deberá poder medirse el voltaje de la batería, así como la corriente y potencia que suministra.
10. Por lo expuesto en el capítulo 2 se utilizará el protocolo SPI para las comunicaciones entre los subsistemas.
11. Para evitar posibles fallos en algún mecanismo de apertura, se utilizará un paracaídas suelto que estará ubicado en el exterior del CanSat. Sin embargo, un compartimiento cerrado para el Subsistema de Aterrizaje será diseñado para ser utilizado opcionalmente.
12. Para los distintos componentes se considerarán los puertos, protocolos de comunicación y niveles lógicos que permitan que estos se puedan integrar en cada subsistema.
13. Se utilizarán componentes de tamaño y peso adecuado de tal forma a cumplir con los requerimientos 5 y 6.
14. Se deberá tener una autonomía de 30 min como mínimo, y se deberá poder determinar el nivel de carga de la batería.
15. Para la selección de los sensores se considerarán la resolución y precisión de estos como características relevantes siempre que no se contrapongan con el cumplimiento de los requerimientos y las consideraciones anteriores.

El proyecto fue dividido en un segmento de vuelo y en un segmento de estación terrena, y estos a su vez en subsistemas que deben realizar determinadas tareas.

■ Selección de componentes

Para la selección de los componentes y modelos a ser utilizados en cada uno de los subsistemas del CanSat, se estableció la siguiente estructura:

- Subsistema de Telemetría
 - Transmisor inalámbrico de datos
 - Almacenamiento de datos
 - Controlador del subsistema
- Subsistema de Cómputo
 - Sensor de presión y temperatura
 - Sensor de orientación
 - Sensor de posición
 - Controlador principal
- Subsistema de Potencia
 - Regulador de voltaje
 - Sensor de corriente
 - Controlador del subsistema
 - Provisión de Energía
- Subsistema de Misión
 - Controlador con cámara
- Subsistema de Aterrizaje
 - Mecanismo de aterrizaje

Además, se consideró un Bus de Datos para la comunicación entre subsistemas.

Para la selección de cada componente se hizo una comparación de características de varios modelos con prestaciones similares, de forma a seleccionar aquellos más aptos para cumplir la misión. Teniendo en cuenta los requerimientos y las consideraciones de diseño, algunas características fueron consideradas con mayor peso al momento de la selección. El criterio utilizado fue el siguiente:

Para cada caso se tuvieron en cuenta las características de mayor peso para escoger la mejor opción, y se evaluaron sus demás características verificando que ninguna que pueda dificultar el cumplimiento de la misión. En los casos donde se encontró alguna característica con esta particularidad se evaluó la segunda opción más conveniente, así sucesivamente hasta encontrar una opción que se adapte a las necesidades de la misión.

¹ Banda de frecuencia para fines Industriales, Científicos y Médicos

Implementación

■ Segmento de vuelo: CanSat

● Electrónica

Para la comunicación entre los distintos subsistemas se utilizó el protocolo de comunicación SPI, además se utilizaron protocolos como UART o I2C para la comunicación entre componentes de un mismo subsistema.

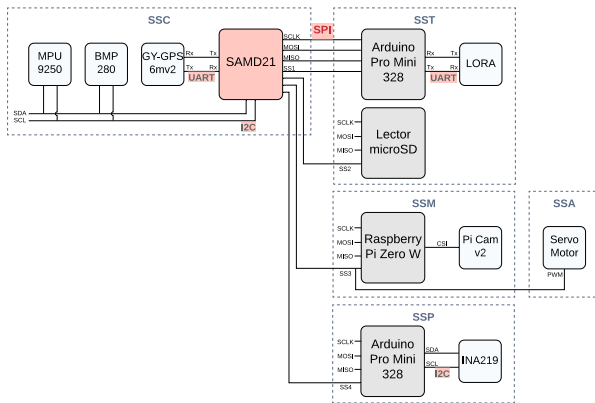


Figura 23: Diagrama de los protocolos de comunicación en el prototipo 3.

Fuente: Elaboración propia.

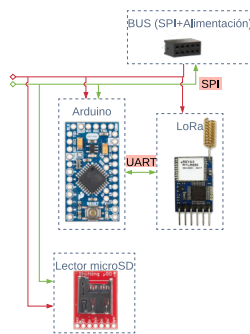


Figura 24: Conexionado del Subsistema de Telemetría.

Fuente: Elaboración propia.

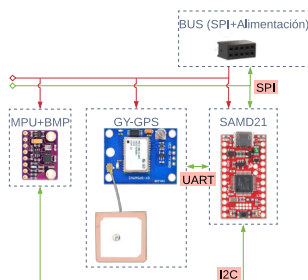


Figura 25: Conexionado del Subsistema de Cómputo.

Fuente: Elaboración propia.

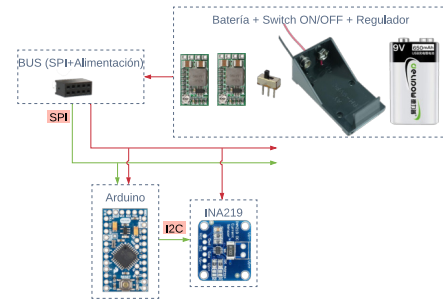


Figura 26: Conexionado del Subsistema de Potencia.

Fuente: Elaboración propia.

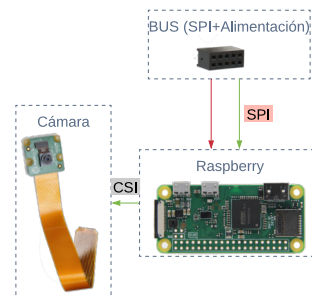


Figura 27: Conexionado del Subsistema de Misión.

Fuente: Elaboración propia.

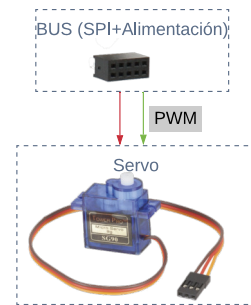


Figura 28: Conexionado del Subsistema de Aterrizaje.

Fuente: Elaboración propia.

● Estructura Mecánica 3D

Habiendo considerado los requerimientos número 5 y 9 que determinan el tamaño máximo del CanSat, así como la arquitectura de este, se diseñó e implementó una estructura de 110mm de altura y 85mm de diámetro, con un mecanismo de giro y bloqueo (en inglés, twist and lock) que permite el fácil y rápido ensamblaje de las partes. La implementación se basó en impresión 3D, con filamento del tipo ABS que es un material de mayor resistencia en comparación con el PLA que fue utilizado en los prototipos 1 y 2.

Este diseño se realizó utilizando el software SolidWorks.

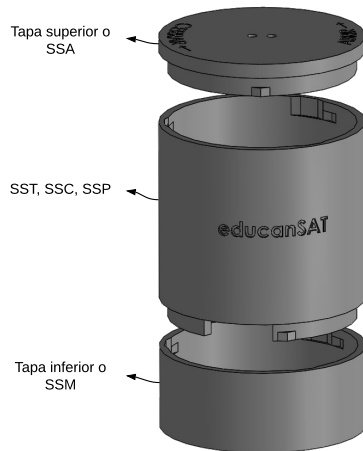


Figura 29: Estructura mecánica 3D del prototipo 3.
Fuente: Elaboración propia.

- Programación

Los microcontroladores de las placas Sparkfun SAMD21 y Arduino Pro Mini ATmega328p se programaron usando el IDE de Arduino. La programación del Subsistema de Misión se realizó en el entorno desarrollo incluido en el propio Raspberry llamado Tony. La programación se realizó utilizando el lenguaje Python y su función es realizar capturas de videos cortos cada vez que el controlador principal lo ordene.

- Estación Terrena

- Electrónica

Los datos enviados por el CanSat son recibidos en una estación fija en tierra por medio del módulo receptor RYLY896 con tecnología LoRa que es conectado a una computadora como se observa en la Figura 30.

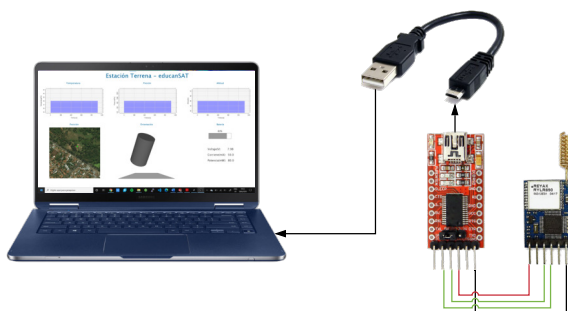


Figura 30: Conexión de la Estación Terrena del prototipo 3.
Fuente: Elaboración propia.

- Estructura Mecánica 3D

La estructura es una caja con base cuadrada de 4cm de lado y altura de 10cm, dentro de esta se introducen el módulo receptor LoRa y el conversor UART-USB. Como se puede observar en la Figura 31.

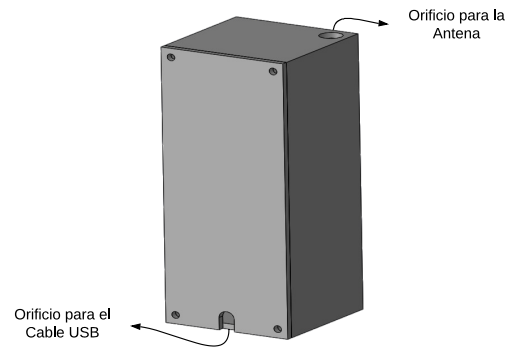


Figura 31: Estructura mecánica 3D de la Estación Terrena del prototipo 3.
Fuente: Elaboración propia.

- Programación

La aplicación fue desarrollada en Processing 3+. La función es mostrar datos y variables del CanSat por medio de una interfaz gráfica. Se muestran gráficos de Temperatura, Presión, Altitud, y nivel de Batería, también es posible observar la posición y orientación del CanSat por medio de un mapa y una representación en tres dimensiones respectivamente.



Figura 32: Captura de pantalla de la aplicación diseñada para visualizar los datos del prototipo 3.
Fuente: Elaboración propia.

5.1. Operación y Análisis

- Pruebas

Se realizaron pruebas para analizar el funcionamiento correcto del CanSat. La metodología implementada fue la de verificación por medio de

observación visual utilizando la aplicación de escritorio diseñada para tal efecto.

Para la prueba de Determinación de Actitud, se realizaron movimientos de rotación al CanSat y se observaron los movimientos de un modelo 3D del CanSat graficado en la aplicación. Para la Determinación de Posición, se realizó un recorrido dentro del Campus de la Universidad y se observó la posición determinada por CanSat en un mapa graficado en la aplicación. Con respecto a la medición de altura se realizó un recorrido por el Edificio CETUNA desde la planta baja hasta la última planta y viceversa. En relación a la captura de imágenes correspondiente al subsistema de misión se realizó la prueba generando vídeos cortos a partir del encendido del CanSat.

■ Análisis de resultados

Con respecto al desempeño del Subsistema encargado de Determinar la Actitud podemos mencionar que, se observó que el modelo 3D en la aplicación permite reflejar el estado de rotación del CanSat como se muestra en la Figura 33.

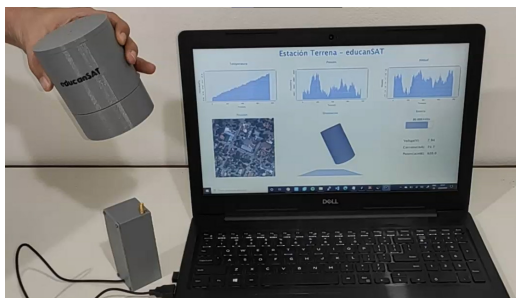


Figura 33: Actitud del CanSat
Fuente: Elaboración propia.

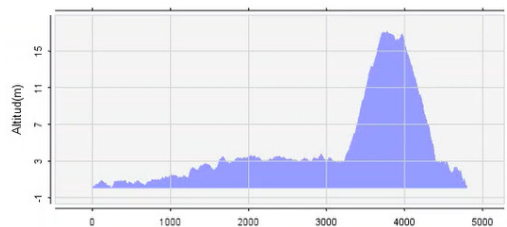


Figura 34: Medición de la altura
Fuente: Elaboración propia.

Para la medición de altura, se observa en la Figura 34 que se puede visualizar el cambio de altura correspondiente al ascenso y descenso del CanSat, con esta medición se observa que la altura aproximada recorrida en el edificio es de 18 metros. El ruido generado por variables externas fue menor a 0.5m.



Figura 35: Recorrido realizado
Fuente: Elaboración propia.

Por lo expuesto se considera que el prototipo 3 es apto para el cumplimiento de la misión y los requerimientos establecidos.

En el siguiente link se encuentran los diseños de las placas electrónicas, códigos utilizados y diseños de la estructura mecánica 3D:

<https://github.com/moreirabogado/CanSat.git>

6. Conclusiones y Trabajos futuros

6.1. Conclusiones

Este Trabajo Final de Grado permitió ir diseñando prototipos sucesivos a los que se fueron aplicando mejoras. Las conclusiones posteriores al desarrollo son:

- El protocolo SPI es adecuado para esta aplicación ya que es un protocolo que está siendo utilizado de forma global para la comunicación entre subsistemas, lo que genera fuentes de información que facilitan su implementación.
- El filamento ABS utilizado para el prototipo 3 es más apto para esta aplicación por su mayor resistencia y durabilidad en comparación con el filamento PLA utilizado en los prototipos 1 y 2.
- El diseño por subsistemas permite generar independencia en el diseño de cada subsistema, lo que simplifica la implementación.
- El mecanismo de apertura del paracaídas debe ser simple y seguro ya que un error en su funcionamiento puede resultar en una misión fallida.
- Realizar pruebas previas imitando un lanzamiento real es de suma importancia para validar el desarrollo y corregir fallas.
- El análisis de datos posterior a un lanzamiento permite validar la programación e identificar la

etapa del vuelo en el que ocurre algún error para corregirlo.

- La estructura mecánica puede ser un área de diseño compleja de acuerdo a la misión. Por lo que una estructura mecánica de fácil ensamblaje en un CanSat Educativo permite a los estudiantes centrarse en otros conceptos sin que la estructura represente una dificultad.
- La elaboración de placas electrónicas manufacturadas en china resulta mucho mas económica en comparación a la fabricación con materiales disponibles en el mercado local.

En lo que corresponde al cumplimiento de los objetivos podemos mencionar que:

1. Para los tres prototipos se llevó a cabo el diseño, construcción e integración de los subsistemas del CanSat de acuerdo a una misión previamente definida.
2. Para los tres prototipos se han realizando lanzamientos y posteriormente análisis de los resultados que permitieron validar todo el desarrollo.
3. El segundo prototipo permitió generar un mayor acercamiento de las ciencias espaciales a los colegios con el desarrollo en dos oportunidades de un “Taller de Diseño de CanSats”, en la primera dirigido a estudiantes y en la segunda a docentes que tiene a su cargo alumnos de distintas edades.

Por lo expuesto se concluye que se han logrado los objetivos de este Trabajo Final de Grado. Todos los materiales y detalles de los desarrollos involucrados en este Trabajo serán puestos a disposición de la Facultad de Ingeniería, de tal forma a que puedan seguir generando un impacto positivo en la educación.

6.2. Trabajos Futuros

- Implementar una interfaz gráfica para la programación del CanSat.
- Crear más módulos o subsistemas de Misión intercambiables.
- Diseñar un plan de estudios para el tercer prototipo.
- Organizar una competencia Nacional de CanSats.
- Generar un programa de capacitación docente en el área STEM utilizando el CanSat como herramienta.
- Añadir más características al CanSat para obtener un diseño apto para ser lanzado al espacio.

Referencias

- [1] N. Jones, “Space: Mini satellites prove their scientific power,” vol. 508, no. 7496, pp. 300–301, apr 2014.
- [2] R. J. Twiggs, “Introducing new challenges for future space missions,” in *International CanSat Workshop*, 2007.
- [3] A. Tikami, C. Moura, and W. A. Dos-Santos, “First on-orbit results from the tancredo-1 picosat mission,” in *Proceedings of the 1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems, Session*, vol. 2, 2017.
- [4] “Paraguay requiere 1.000 ingenieros por año y de la UNA solo egresan 90.” [Online]. Available: <https://www.ultimahora.com/paraguay-requiere-1000-ingenieros-ano-y-la-una-solo-egresan-90-n708162.html>
- [5] “Egresan 145 ingenieros de la UNA, pero Paraguay necesita mil por año - Nacionales - ABC Color.” [Online]. Available: <https://www.abc.com.py/nacionales/egresan-145-ingenieros-de-la-una-pero-paraguay-necesita-mil-por-ano-1683979.html>
- [6] “HOY / Paraguay forma un ingeniero por cada 45 mil habitantes.” [Online]. Available: <https://www.hoy.com.py/nacionales/paraguay-forma-a-1-ingeniero-por-cada-45-mil-habitantes>
- [7] Royal Academy of Engineering, “Engineering and economic growth,” Royal Academy of Engineering, Tech. Rep. September, 2016.
- [8] G. Molinas Santana *et al.*, “Percepciones de la oferta educativa del Bachillerato Científico con Énfasis Ciencias Básicas de la Educación Media y la demanda de saberes para el ingreso en las carreras de ingenierías,” *Revista Científica Estudios e Investigaciones*, vol. 7, no. 1, p. 188, 11 2018.
- [9] B. Doncaster and J. Shulman, “2016 Nano / Microsatellite Market Assessment,” *SpaceWorks Enterprises, Inc. (SEI)*, 2016.
- [10] “Cubesats: Tiny Spacecraft, Huge Payoffs | Space.” [Online]. Available: <https://www.space.com/308-cubesats-tiny-spacecraft-huge-payoffs.html>
- [11] “Nanosatellites - Nanosats are go! | Technology Quarterly | The Economist.” [Online]. Available: <https://www.economist.com/technology-quarterly/2014/06/05/nanosats-are-go>

- [12] "Successful mission of TuPOD, an innovative CubeSat, a TubeSats deployer manufactured via Additive Manufacturing by CRP USA using Windform® XT 2.0 composite material," Tech. Rep.
- [13] MEC, "Resumen Ejecutivo | Educación en Paraguay. Hallazgos de la experiencia en PISA para el Desarrollo," 2018, p. 46–52. 2018.
- [14] "UBC ATSC 113 - Standard Atmosphere - Pressure." [Online]. Available: <https://www.eoas.ubc.ca/courses>
- [15] "Our Atmosphere - Profile altitude vs temperature." [Online]. Available: <https://mccord.cm.utexas.edu>
- [16] "Misiones Espaciales: Introducción al diseño y análisis." [Online]. Available: <http://haciaelespacio.aem.gob.mx>
- [17] "Ingeniería de Sistemas Espaciales Aplicados a una misión CanSat." [Online]. Available: <http://www.educacionespacial.aem.gob.mx>
- [18] "I2C, SPI, UART Data Communications on the Raspberry Pi." [Online]. Available: <https://www.mbtechworks.com/hardware/raspberry-pi-UART-SPI-I2C.html>
- [19] "Understanding Euler Angles | Brain=f(X)." [Online]. Available: <https://dreamanddead.github.io/2019>
- [20] S. O. H. Madgwick, "An Efficient Orientation Filter for Inertial and Inertial/magnetic Sensor Arrays," Tech. Rep., 2010.
- [21] A. Cirillo, P. Cirillo, G. De Maria, C. Natale, and S. Pirozzi, "A Comparison of Multisensor Attitude Estimation Algorithms Contents," Tech. Rep.
- [22] "IoT Development with Wireless Communications: Getting Started | Digi International." [Online]. Available: <https://www.digi.com/blog/post/iot-development-and-wireless-communication>
- [23] "Transports | Adafruit Learning System." [Online]. Available: <https://learn.adafruit.com/alltheiot-transports?view=all>
- [24] "LoRaWAN vs NB-IoT." [Online]. Available: <https://www.m2mlogitek.com/lorawan-vs-nb-iot-competencia-o-complementarios/>
- [25] "How to Choose a Microcontroller | Adafruit Learning System." [Online]. Available: <https://learn.adafruit.com/how-to-choose-a-microcontroller?view=all>
- [26] "Linear vs. Switching Regulators | Renesas Electronics." [Online]. Available: <https://www.renesas.com/cn/en/products/power-management/linear-vs-switching-regulators.html#choose>
- [27] "How to Use 3D Print Infill Settings - Increase Strength, Save Filament." [Online]. Available: <https://rigid.ink/blogs/news/optimum-infill>
- [28] M. Cecilia, "Design Of A Generic Platform For An Educational Cansat." [Online]. Available: <https://www.academia.edu/>
- [29] "Introducción a la Ingeniería de Sistemas Espaciales." [Online]. Available: <http://haciaelespacio.aem.gob.mx>
- [30] M. Waseem and M. U. Sadiq, "Application of Model-based Systems Engineering in Small Satellite Conceptual Design-A SysML Approach," *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, vol. 33, no. 4, pp. 24–34, apr 2018. [Online]. Available: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8354448/>
- [31] "CanSat2018-Ground-Station," 2018. [Online]. Available: <https://github.com/mstou/CanSat2018-Ground-Station>
- [32] M. R. Vicent, M. Á. G. Gil, and I. S. Campreciós, "Cohetes de agua. la parte divertida de las leyes de newton," *Modelling in Science Education and Learning*, vol. 10, no. 1, pp. 73–100, 2017.
- [33] W. Abrahão, "1st IAA Latin American Symposium on Small Satellites: Advanced Technologies and Distributed Systems First On-Orbit Results from the Tancredo-1 Picosat Mission," INPE, Tech. Rep., 2017.
- [34] "CMR-15 Plan Nacional de Atribución de Frecuencias," CONATEL, Tech. Rep., 2019. [Online]. Available: <http://www.conatel.gov.py/conatel/wp-content/uploads/2019/10/go-030623-118bis-rd1505-2002.pdf>