

Diseño, implementación y validación de la aviónica para el cohete sonda de combustible sólido Orion UIS participante en el Latin American Space Challenge 2022

Juan Martín Vivas Camargo,
Santiago Hernández Rincón

Trabajo de grado para optar al título de
Ingeniero Electrónico

Director

Julián Gustavo Rodríguez Ferreira
Doctor en Física, Especialidad Astrofísica

Co-Director

Pedro Andrés Salgado Meza
Ingeniero Electrónico

Universidad Industrial de Santander
Facultad de Ingenierías Fisicomecánicas
Escuela de Ingenierías
Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones
Bucaramanga
2022

Dedicatoria

Yo **Juan Martín Vivas Camargo**, agradezco inicialmente a Dios por permitirme escribir esta dedicatoria, por permitirme soñar, llegar hasta este punto y cumplir la promesa a mis padres. Dedico este proyecto al *Piojo Juan Carlos Vivas Corredor*, gracias Papito por cada desayuno, por ser mi mayor mentor, mi gran amigo en este proceso. A mi viejita hermosa, **Maria Rita Camargo Morales**, gracias por cada llamada, por demostrarme la importancia de la familia y por cada palabra de apoyo, ¡lo logré Mamita! A ustedes dos, con quienes estaré eternamente agradecido por el apoyo moral y económico a lo largo de mi carrera universitaria, por enseñarme a través del ejemplo y la humildad a luchar por mis sueños y que siempre habrán razones para no descertar. A **Sandra Marcela Vivas Camargo**, mi hermana, quien junto a mis padres son lo más importante en mi vida, le agradezco haberme acompañado durante estos 3 años y atravesar conmigo la difícil época de pandemia siendo esa amiga cercana que necesité. A **Leidy Natalia Téllez Gonzalez**, quien justificó a través del amor todo el apoyo brindado siempre que lo necesité, por cada voz de aliento, por haberme enseñado que la lealtad está por encima de todo, por alegrarme cada día y a quien siempre agradeceré por hacer más llevadera esta etapa de mi vida. Finalmente, dedico el presente trabajo realizado a mi abuelita **Rita Camargo de Morales**, quien nunca paró de orar por mí, a mi tía **Gilma Camargo** y mi prima **Maleja Parra** por abrirme las puertas de su casa y ayudarme a superar las difíciles situaciones al inicio de mi llegada a Bucaramanga, y a todo el *Team Bucaramanga* por cada domingo familiar.

Yo **Santiago Hernández Rincón** dedico la conclusión de este proyecto a las dos personas más importantes y que más amo en mi vida, **Yein Rincón Gómez** y **Luis Carlos Hernández Cuello**, mis padres, quienes siempre están conmigo apoyandome y pronunciando esas palabras de aliento cuando más lo necesito. Muchas gracias por enseñarme a siempre confiar en mi mismo y a afrontar cada obstáculo con honestidad y haciéndolo lo mejor que posible. A mi hermana **Catalina Hernández Rincón**, por esas charlas que compartimos juntos y las risas que nunca faltan. Finalmente, a mis tías **Marcela Hernández Cuello**, **Janeth Hernández Cuello**, **Claudia Hernández Cuello**, tío **Heider hernández Cuello** y primo **Andrés Felipe Hernández Cuello**, con los que compartí hogar durante toda mi etapa universitaria, toda mi vida estaré agradecido con ustedes por acogerme en su casa y hacerme sentir todos los días como si fuera la mía.

Agradecimientos

A nuestro director Dr. Julián Gustavo Rodríguez Ferreira y a nuestro co-director Pedro Andrés Salgado Meza por la orientación brindada a lo largo del desarrollo de este proyecto y ser un apoyo indispensable en el proceso de aprendizaje.

Al Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial por acogernos como integrantes e incursionarnos en las ciencias aeroespaciales. A los 18 miembros del semillero, quienes a través del esfuerzo y dedicación fueron artífices del éxito en la misión Orion UIS, especialmente a Luis Fernando Niño, por brindarnos su apoyo técnico en el área de electrónica, ofreciéndonos consejos y recomendaciones durante el desarrollo de este proyecto. Gracias por todo ese tiempo compartido juntos.

A la Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y de Telecomunicaciones, a todos aquellos docentes de quienes tuvimos la oportunidad de aprender en el aula de clase y crecer profesionalmente. A los compañeros con quienes triunfamos y también fallamos, con quienes aprendimos a lo largo del proceso la importancia de la amistad y a defender la universidad pública.

Tabla de Contenido

Introducción	16
1 Objetivos.	18
1.1 Objetivo General	18
1.2 Objetivos Específicos	18
2 Misión Orion UIS - LASC 2022.	19
2.1 Definición del problema	19
2.1.1 <i>Planteamiento de la misión</i>	21
2.2 Orion UIS - Subsistema de aviónica	25
3 Marco conceptual.	27
3.1 Cohetería experimental	27
3.2 Aviónica	30
3.3 Algoritmos para detección de apogeo	33
4 Descripción del sistema	35
4.1 Requerimientos técnicos del sistema	35
4.1.1 <i>Requerimientos de Hardware</i>	35
4.1.2 <i>Requerimientos de Software</i>	36
4.2 Solución propuesta	37
4.2.1 <i>Arquitectura general planteada</i>	37
4.2.2 <i>Arquitectura por etapa específica</i>	38
5 Implementación de la solución propuesta.	53
5.1 Implementación específica por etapa	53
5.1.1 <i>Implementación de la etapa de potencia</i>	53
5.1.2 <i>Implementación de la etapa de procesamiento</i>	55
5.1.3 <i>Implementación de la etapa de sensado</i>	57
5.1.4 <i>Implementación de la etapa de control</i>	65
5.1.5 <i>Implementación de la etapa de almacenamiento</i>	66
5.1.6 <i>Implementación de la etapa de telemetría</i>	67
5.1.7 <i>Implementación de la etapa de visualización</i>	71
5.2 Integración general del sistema	74
5.3 Presupuesto del proyecto	84
6 Análisis de resultados.	85
6.1 Resultado de la prueba en Brasil	85
6.2 Resultados de los vuelos en el Dron	87

7 Conclusiones	96
8 Recomendaciones	98
9 Trabajo Futuro	99
Referencias Bibliográficas	102
Apéndices	103

Lista de Tablas

1	<i>Tabla de selección de dispositivos electrónicos para aviónica a bordo . . .</i>	39
2	<i>Tabla de selección de dispositivos electrónicos para estación terrena . . .</i>	39
3	<i>Presupuesto energético acorde a los dispositivos seleccionados</i>	40
4	<i>Características técnicas de baterías para la aviónica a bordo</i>	41
5	<i>Tabla comparativa - especificaciones técnicas reguladores preseleccionados</i>	42
6	<i>Tabla comparativa - microcontroladores preseleccionados</i>	43
7	<i>Tabla comparativa - sensores de unidades inerciales preseleccionados . . .</i>	44
8	<i>Tabla comparativa - sensores de presión atmosférica preseleccionados . .</i>	45
9	<i>Tabla comparativa - localizadores geográficos preseleccionados</i>	47
10	<i>Tabla comparativa - transistores de canal N preseleccionados</i>	48
11	<i>Especificaciones técnicas tarjeta microSD seleccionada</i>	50
12	<i>Tabla comparativa - módulos transceptores preseleccionados</i>	51
13	<i>Análisis de comportamiento del sensor MS5611 - presión barométrica . .</i>	59
14	<i>Análisis de comportamiento del sensor MS5611 - temperatura</i>	59
15	<i>Análisis de comportamiento del sensor de unidades inerciales BNO055 .</i>	63
16	<i>Pruebas realizadas etapa de telemetría</i>	67
17	<i>Dispositivos utilizados - Etapa de telemetría</i>	68
18	<i>Proceso de desarrollo de placas para la aviónica</i>	75
19	<i>Reglas de diseño definidas - fabricante local</i>	79
20	<i>Presupuesto general del proyecto</i>	84
21	<i>Presupuesto para la aviónica a bordo</i>	84

Lista de Figuras

1	<i>Subsistemas que componen un cohete sonda</i>	20
2	<i>Misión Orion UIS - LASC 2022</i>	21
3	<i>Subsistema de propulsión - composición del motor</i>	22
4	<i>Subsistema de estructuras - partes del cohete Orion UIS</i>	23
5	<i>Subsistema de estructuras - sistema de acoplamiento</i>	23
6	<i>Carga útil - satélite tipo CanSat</i>	24
7	<i>Descripción del subsistema de estación terrena</i>	25
8	<i>Perfil de vuelo descrito por un cohete sonda experimental</i>	28
9	<i>Funcionamiento general de computadoras de vuelo</i>	31
10	<i>Arquitectura general del Subsistema de Aviónica</i>	37
11	<i>Arquitectura por etapa específica</i>	38
12	<i>Baterías LiPo y Li-Ion preseleccionadas</i>	41
13	<i>Regulador convertidor reductor</i>	42
14	<i>Microcontroladores preseleccionados</i>	43
15	<i>Módulos de medición de unidades inerciales preseleccionados</i>	44
16	<i>Módulos de sensores barométricos preseleccionados</i>	45
17	<i>Módulos GPS preseleccionados</i>	47
18	<i>Etapa de control - Transistores preseleccionados</i>	48
19	<i>Dispositivos de almacenamiento seleccionados</i>	49
20	<i>Módulos transceptores preseleccionados</i>	51
21	<i>Convertidor reductor MP2307</i>	54
22	<i>Ajuste y validación de módulos reguladores</i>	54
23	<i>Validación de la tensión de carga en las celdas de la batería</i>	54
24	<i>ESP32 versión modulo - NodeMCU</i>	55
25	<i>Módulo NodeMCU-ESP32 ejecutando tareas en sus 2 núcleos</i>	56
26	<i>Algoritmo general implementado</i>	56
27	<i>Diagrama de conexiones - sensor barométrico</i>	58
28	<i>Implementación sensor barométrico MS5611</i>	58
29	<i>Datos obtenidos - Implementación estática del sensor MS5611</i>	60
30	<i>Diagrama de conexiones sensor de unidades inerciales</i>	61
31	<i>Implementación sensor de unidades inerciales BNO055</i>	61
32	<i>Datos obtenidos - Implementación estática del sensor BNO055</i>	62
33	<i>Datos obtenidos - Implementación en movimiento del sensor BNO055</i>	63
34	<i>Diagrama de conexiones localizador geográfico GPS NEO-6M</i>	64
35	<i>Resultados de búsqueda a través de coordenadas arrojadas por GPS</i>	64

36	<i>Diagrama para circuito de ignición</i>	65
37	<i>Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición</i>	66
38	<i>Datos almacenados por parte de los sensores</i>	67
39	<i>Módulos transmisor y receptor para pruebas de telemetría</i>	68
40	<i>Líneas de vista de las pruebas de telemetría realizadas</i>	69
41	<i>Prueba de telemetría 1</i>	69
42	<i>Prueba de telemetría 2</i>	70
43	<i>Prueba de telemetría 3</i>	71
44	<i>Validación de la información recibida - prueba 3</i>	72
45	<i>Algoritmo implementado para la etapa de visualización</i>	73
46	<i>Interfaz local desarrollada en Java</i>	73
47	<i>Diagrama ilustrativo de integración final</i>	74
48	<i>Evidencias placa desarrollada 1</i>	75
49	<i>Evidencias placa desarrollada 2</i>	76
50	<i>Proceso de diseño placa de pruebas 3</i>	77
51	<i>Evidencias placa desarrollada 3</i>	78
52	<i>Proceso de diseño circuito impreso 4</i>	79
53	<i>Evidencias placa de circuito impreso 4</i>	79
54	<i>Proceso de diseño placa de circuito impreso 5</i>	81
55	<i>Evidencias placa de circuito impreso 5 y diseño base soporte</i>	82
56	<i>Evidencias de integración aviónica y estructura</i>	82
57	<i>Fotografía momento de evaluación por parte de los organizadores</i>	83
58	<i>Resultados de lanzamiento - explosión</i>	83
59	<i>Evidencias de pruebas realizadas previas al lanzamiento en Brasil</i>	85
60	<i>Prueba de lanzamiento 1 - variables inerciales</i>	86
61	<i>Prueba de lanzamiento 1 - variables atmosféricas</i>	86
62	<i>Prueba de lanzamiento 1 - detección de apogeo</i>	87
63	<i>Aviónica reconstruída luego de la competencia</i>	88
64	<i>Integración de la aviónica al dron</i>	88
65	<i>Evidencias de vuelo del dron</i>	88
67	<i>Resultados del vuelo 1 - variables atmosféricas</i>	89
66	<i>Resultados del vuelo 1 - variables inerciales</i>	90
68	<i>Resultados del vuelo 1 - detección de apogeo</i>	90
69	<i>Datos de telemetría Vs Datos locales en microSD - vuelo 1</i>	91
70	<i>Resultados del vuelo 2 - variables inerciales</i>	92
71	<i>Resultados del vuelo 2 - variables atmosféricas</i>	92
72	<i>Resultados del vuelo 2 - detección de apogeo</i>	93

73	<i>Datos de telemetría Vs Datos locales en microSD - vuelo 2</i>	93
74	<i>Resultados del vuelo 3 - variables inerciales</i>	94
75	<i>Resultados del vuelo 3 - variables atmosféricas</i>	95
76	<i>Resultados del vuelo 3 - detección de apogeo</i>	95
77	<i>Esquemático utilizado para el diseño final de la placa de circuito impreso</i>	103

Lista de Apéndices

Apéndice A. Repositorio general del proyecto - GitHub.	103
Apéndice B. Repositorio general del proyecto - Códigos implementados	103
Apéndice C. Esquemático utilizado para el diseño final de la placa de circuito impreso	103
Apéndice D. Repositorio general del proyecto - Material audiovisual de soporte . . .	104
Apéndice E. Repositorio general del proyecto - Código implementado eyección. . . .	104
Apéndice F. Repositorio general del proyecto - Base de datos de hojas de datos. . .	104
Apéndice G. Página web del trabajo de investigación	104

Glosario

- **LASC:** "Latin American Space Challenge" Evento de cohería experimental y satélites realizado en Brasil.
- **VSC:** "Visual Studio Code" Editor de código optimizado para crear y desarrollar software como aplicaciones móviles y entornos web compatibles con la plataforma.
- **EasyEda:** Herramienta basada en la web que permite diseñar, simular y editar circuitos electrónicos y placas de circuito impreso.
- **Cohete sonda:** Vehículo aeroespacial encargado de llevar instrumentos para estudiar la atmósfera superior de la tierra o para llevar a cabo observaciones por encima de la atmosfera.
- **Carga Útil:** Es el peso autorizado que puede transportar un cohete a su destino.
- **IoT:** "Internet of Things" o Internet de las cosas, es la agrupación e interconexión de dispositivos y objetos a través de una red.
- **Radio Enlace:** Sistema de comunicación electrónico vía inalámbrica que opera a través de transferencia de ondas para transmitir información entre dos puntos.
- **Telemetría:** Medición remota de variables atmosféricas y posterior envío de información hacia el centro de control del sistema.
- **Trama:** Unidad de envío de datos que transporta información con una estructura lógica que permite extraer toda la información por parte del receptor.
- **Protocolos de comunicación:** Sistema de normas que permiten la comunicación entre dos o más dispositivos electrónicos.
- **SPI:** "Serial Peripheral Interface" o Interfaz de Periféricos Serial, estándar de comunicación utilizado para la transferencia de información entre circuitos integrados en dispositivos electrónicos.
- **I2C:** "Inter-Integrated Circuit" o Circuito inter-integrado. Protocolo de comunicación que permite la conexión de varios dispositivos a un mismo bus de datos donde todos ellos pueden funcionar como maestro.
- **UART:** "Universal Asynchronous Receiver Transmitter" o Transmisor-Receptor Asíncrono Universal. Protocolo para el intercambio bidireccional de datos entre dos dispositivos.

- **DMA:** "Design for Manufacturing and Assembly" o Diseño para Fabricación y Montaje. Metodología de ingeniería que se enfoca en reducir el tiempo de comercialización y los costos totales de producción al priorizar la facilidad de fabricación de las partes del producto y el ensamblaje simplificado de esas partes en el producto final.
- **PLA:** Material derivado de materias primas naturales y renovables (como el maíz) que pertenece a los poliésteres como un polímero sintético.
- **CanSat:** Sistema del tamaño de una lata de refresco que simula el funcionamiento de un satélite al recoger datos, efectuar retornos controlados y realizar perfiles atmosféricos según el entorno donde sea usado.
- **Rack:** Pieza estructural donde se soporta la tarjeta electrónica.
- **NASA:** "National Aeronautics and Space Administration" o Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio. Agencia aeroespacial estadounidense que estudia el espacio.
- **Sensórica:** Hace referencia a un sistema compuesto por diferentes tipos de sensores.
- **GPS:** "Global Positioning System" o Sistema de Posicionamiento Global. Sistema que permite localizar objetos presentes en la superficie de la tierra con alta precisión.
- **MOSFET:** "metal-oxide-semiconductor field-effect transistor" o transistor de efecto de campo semiconductor de óxido de metal. Dispositivo semiconductor que se usa para fines de conmutación y para la amplificación de señales electrónicas en dispositivos electrónicos.
- **Java:** Es un lenguaje de programación orientado a objetos usado para desarrollar todo tipo de aplicaciones entre las que están aplicaciones web, móviles, entre otras.
- **PCB:** "Printed circuit board" o placa de circuito impreso, placa impresa cuyo circuito está contenido dentro de una estructura mecánica.
- **COTS:** "Commercial Off-The-Shelf" o producto listo para usar, es un producto fabricado por terceros cuyo funcionamiento es previamente validado y garantizado de manera que su uso se base únicamente en poner y usar.
- **DC:** "Direct current" o corriente continua, se refiere al flujo continuo de carga eléctrica a través de un conductor.

- **Buck converter:** "Buck converter" o convertidor reductor, es un convertidor de voltaje de DC a DC que reduce el voltaje (mientras aumenta la corriente) desde su entrada (suministro) a su salida (carga).
- **ANE:** "Agencia Nacional del Espectro", es una entidad colombiana que brinda atención al Ministerio de Tecnologías de la Información y Comunicaciones (MinTIC) en la planeación, atribución, vigilancia y control del espectro radioeléctrico en Colombia. Adicionalmente, es la encargada de la regulación de normativa en el ámbito.
- **IPC:** "Institute for Printed Circuits", es una asociación comercial mundial dedicada a promover la excelencia competitiva y el éxito financiero de sus miembros, que son participantes en la industria electrónica. Las normas IPC son herramientas guía de las mejores prácticas de diseño, fabricación, ensamble e inspección de circuitos impresos.

Resumen

Título: Diseño, implementación y validación de la aviónica para el cohete sonda de combustible sólido Orion UIS participante en el Latin American Space Challenge 2022 ¹

Autor: Juan Martin Vivas Camargo, Santiago Hernández Rincón²

Palabras Clave: Cohete sonda, aviónica, telemetría, electrónica, coherencia, satélite, interfaz gráfica, apogeo.

Descripción: El presente trabajo de investigación se fundamenta a partir de la necesidad por parte del Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial de implementar un prototipo de tarjeta electrónica funcional en el cohete sonda de la misión Orion UIS, el cual participó en el concurso de coherencia **LASC 2022** llevado a cabo en Brasil.

Existen varias alternativas de diseño que permiten desarrollar la tarjeta electrónica de un cohete, sin embargo, para lograr un correcto funcionamiento, ésta se debe ajustar a los requerimientos técnicos delimitados por las diferentes condiciones de vuelo y funcionamiento. Por tal motivo, se plantea este proyecto, el cual busca desarrollar la aviónica para un cohete sonda de combustible sólido a partir del diseño, la implementación y la validación de los subsistemas que la componen. Esta tarjeta electrónica formó parte de la misión Orion UIS y en conjunto con los demás sistemas del cohete, tenían como objetivo alcanzar una altura máxima de 3 Km, llevando como carga útil un satélite tipo CanSat. El prototipo desarrollado almacenó información de variables físicas para posteriormente tomar diferentes decisiones de control y mostrarlas a través de una interfaz gráfica en una estación ubicada en tierra. En consecuencia, el diseño se desarrolló con base en 4 subsistemas para los cuales se realizó la respectiva selección de los dispositivos electrónicos que garantizaran el cumplimiento de los requerimientos técnicos establecidos.

Finalmente, se realizó la integración de cada etapa de los diferentes subsistemas que componen la aviónica, caracterizando el funcionamiento a través de simulaciones y pruebas de laboratorio, para posteriormente, llevar a cabo la validación final de la aviónica implementada mediante la ejecución de la misión y pruebas de vuelo con un dron.

¹Trabajo de grado

²Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y telecomunicaciones. Director: Julián Rodríguez Ferreira, Doctorado en Física, Especialidad astrofísica

Abstract

Title: Avionics design, implementation and validation for the Orion UIS solid fuel sounding rocket participating in the Latin American Space Challenge 2022. ³

Author(s): Juan Martin Vivas Camargo, Santiago Hernández Rincón⁴

Key Words: Sounding rocket, avionics, telemetry, electronics, rocketry, satellite, graphical interface, apogee.

Description: This research work is based on the need of the UIS Aerospace Rocketry Seminar to implement a prototype of a functional electronic board in the Orion UIS mission sounding rocket, which participated in the rocketry competition **LASC 2022** carried out in Brazil.

There are several design alternatives that allow the development of the electronic board of a rocket, however, to achieve a correct operation, it must be adjusted to the technical requirements delimited by the different flight and operation conditions. For this reason, this project aims to develop the avionics for a solid fuel sounding rocket from the design, implementation and validation of the subsystems that compose it. This electronic board was part of the Orion UIS mission and together with the other systems of the rocket, its objective was to reach a maximum altitude of 3 km, carrying a CanSat satellite as payload. The prototype developed stored information of physical variables to later make different control decisions and display them through a graphical interface on a ground station. Consequently, the design was developed based on 4 subsystems for which the respective selection of electronic devices was made to ensure compliance with the established technical requirements.

Finally, the integration of each stage of the different subsystems that make up the avionics was carried out, characterizing the operation through simulations and laboratory tests, to later carry out the final validation of the implemented avionics through the execution of the mission and flight tests with a drone.

³Bachelor Thesis

⁴Faculty of Engineering Physicomechanics. School of Electrical, Electronic and Telecommunications Engineering. Advisor: Julián Rodríguez Ferreira, doctor in physics; co-advisor: Pedro Andrés Salgado Meza, electronic engineer.

Introducción

El interés del ser humano por las ciencias aeroespaciales en el último siglo es cada vez mayor dadas sus necesidades de expansión territorial y de encontrar respuesta a cada acontecimiento que ocurre en su entorno. La profundidad del espacio y la curiosidad de saber qué hay más allá de lo que fácilmente se puede observar, han sido el motor para el avance tecnológico en las ciencias aeroespaciales, pues, desde los años 50, se han desarrollado cohetes y un sin fin de tecnologías que le permite al hombre conocer y acercarse cada vez más a tener indicios de cómo funcionan las leyes físicas que rigen al universo.

Los cohetes son el resultado del ingenio y destreza del ser humano, motivado por la curiosidad de explorar nuevos caminos. Estos dispositivos han sido utilizados como medios de transporte para llegar a lugares lejanos y poco concurridos, tanto así que se han podido tener como pasajeros abordo desde grandes avances tecnológicos hasta personas y animales que en algunas ocasiones lograron llegar a su destino exitosamente.

En la actualidad, existen muchos parámetros para dividir la cohetería que se está desarrollando, su división puede ser según sus objetivos de misión, dentro de ellas se encuentra la cohetería experimental, la cual ha sido foco de interés por parte de entusiastas en el área, académicos a través de semilleros de investigación de universidades al rededor de todo el mundo, empresas de índole público y privado, entre otras [Taylor, 2017]. Lo anterior, ha logrado que esta práctica sirva como puente de conexión entre diferentes áreas del conocimiento, que ha resultado en grandes hitos en el área a pequeña, mediana y gran escala.

La cohetería experimental se caracteriza por ser una práctica que hace uso de un tipo de cohetes en específico, se trata de los cohetes sonda [NASA, 2004]. Este tipo de cohetes tiene como objetivo transportar instrumentos de investigación de todo tipo, pero principalmente transportar instrumentos astrofísicos a grandes alturas con el fin de someter dichos instrumentos a condiciones similares a las que requiere su misión [Jenie et al., 2018]. Estas prácticas profesionales suelen ser desarrolladas por grandes agencias gubernamentales como la NASA o grandes compañías como SpaceX, las cuales son las grandes potencias mundiales en las ciencias aeroespaciales en la actualidad. Los cohetes sonda se diferencian de los demás por sus características de vuelo, ya que, la duración del mismo (la cual puede variar dependiendo de su aplicación) no suele durar más de 30 minutos y adicionalmente, la construcción de estos cohetes puede estar fundamentada en combustibles sólidos, líquidos, hidráulicos o híbridos [Leverone, 2013].

Si bien, la cohetería experimental se puede presentar a gran escala desarrollada por compañías potencias en el área, este tipo de actividad también se lleva a cabo a nivel académico y entusiasta en diferentes partes del mundo. Tal es la acogida por parte de estudiantes, docentes, profesionales y público en general, que a nivel global se desarrollan competencias en éste ámbito, como por ejemplo el American Rocketry Challenge - ARC, el evento más grande a nivel mundial, logrando albergar al rededor de 5000 participantes cada año en los Estados Unidos. De la misma manera, el Latin American Space Challenge - LASC, es el segundo evento de cohetería experimental más grande del mundo y el más grande a nivel latinoamericano, esta competencia logra reunir cerca de 1000 participantes cada año en Brasil.

Por lo anterior, es posible deducir que la cohetería experimental y en general las ciencias aeroespaciales, son actividades científicas capaces de integrar diversas disciplinas y ramas de la ingeniería, como lo son la ingeniería electrónica, ingeniería mecánica, ingeniería química, diseño industrial, entre otras. Esto permite que el desarrollo de un cohete sonda se pueda realizar modularmente, dividiendo el resultado final en objetivos específicos desarrollados por equipos de cada área del conocimiento. Cada división recibe el nombre de subsistema, siendo los subsistemas de propulsión, aviónica, estructuras, carga útil y recuperación los indispensables en cada misión.

El Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial de la Universidad Industrial de Santander, de la mano de 18 integrantes del mismo, inscribió su participación en la competencia LASC 2022 en la categoría de cohetería experimental cuyo apogeo fuera de 3 Km de altura y llevara en su interior una carga útil de 4 Kg. Esta misión recibió el nombre de Orion UIS y tuvo como objetivo representar a Colombia, ya que, el evento recibió un total de 60 equipos, de los cuales, la misión Orion UIS era la única representación colombiana.

El presente trabajo de grado fundamenta de forma teórica y práctica al subsistema de aviónica de la misión Orion UIS, plasmando el desarrollo realizado para alcanzar los objetivos planteados por el equipo con base a los requerimientos técnicos y a las condiciones estipuladas por el ente organizador del evento. Como resultado final, a través de procesos de diseño, implementación y validación, se obtiene el desarrollo de un prototipo de placa de circuito impreso, el cual abarca todos los requerimientos planteados, se ajusta a las condiciones del evento y adicionalmente, sienta un precedente en el desarrollo de estas tecnologías a nivel nacional.

1 Objetivos

1.1 Objetivo General

Desarrollar la aviónica para un cohete sonda de combustible sólido cuyo apogeo es de 3 km de altura.

1.2 Objetivos Específicos

- Diseñar la arquitectura general de la aviónica para el cohete Orion UIS estableciendo los requerimientos técnicos de los subsistemas (procesamiento y gestión de datos, telemetría, control de eyección del sistema de recuperación y de la carga útil), teniendo en cuenta las condiciones del lugar de lanzamiento.
- Seleccionar rigurosamente los dispositivos electrónicos comerciales que harán parte de cada subsistema.
- Asegurar el funcionamiento y la respuesta de los dispositivos electrónicos seleccionados por cada etapa a los requerimientos técnicos de la misión.
- Implementar todas las etapas que componen al sistema basándose en los requerimientos técnicos definidos y la arquitectura general establecida.
- Validar el correcto funcionamiento de los subsistemas de la avionica del cohete Orion UIS operando simultáneamente.

2 Misión Orion UIS - LASC 2022

2.1 Definición del problema

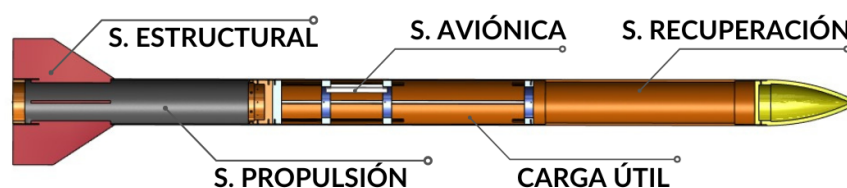
El desarrollo tecnológico le ha permitido al ser humano evolucionar como especie a lo largo de su existencia, por ello, se hace necesario comprender el avance tecnológico actual, con el objetivo de desarrollar nueva tecnología que resulte en avances significativos para el desarrollo de la humanidad. La curiosidad del ser humano en conocer las condiciones del entorno en el cual habita y su deseo de descubrir aún más allá de las mismas, ha llevado al desarrollo e invención de dispositivos que lo acerquen a dicho objetivo, pues, la llegada de los siglos XX y XXI han traído consigo el desarrollo de cohetes, permitiendo al ser humano escapar del planeta tierra y explorar las fronteras del mismo [Taylor, 2017].

El avance aeroespacial en el área de cohetaría se presenta alrededor del mundo con diferentes enfoques, como lo son educativos, lúdicos, comerciales, experimentales y de innovación. Tanto así, que el desarrollo de cohetes se remonta a los años 400 A.C, donde si bien, los experimentos realizados no se conocían por el nombre de cohete, se regían bajo los principios de la tercera ley de Newton de acción y reacción aún sin haber sido establecida [Taylor, 2017]. En ese orden de ideas, los cohetes, definidos como cualquier dispositivo de propulsión a chorro que lleve propulsores, bien sea de composición sólida, líquida o híbrida [Biblarz and Price, 2020], son de gran importancia, pues a través de los mismos se llevan a cabo actividades relevantes en el avance tecnológico.

Existen diferentes tipos de cohetes, los cuales se clasifican en categorías según su estructura, mecanismo de propulsión, alcance o misión. Los **Cohetes Sonda** son un tipo de cohete que, según la NASA (2022), son considerados como una herramienta única para llevar a cabo investigaciones científicas, en regiones importantes del espacio que son demasiado bajas para ser muestreadas por satélites. Estos cohetes se caracterizan por construirse entorno a 5 subsistemas bases [Bakirci and Ozer, 2022], que cumplen con funciones específicas dentro del funcionamiento de un cohete de este tipo.

Tal como se presenta en la Figura 1, los subsistemas que conforman un cohete sonda son: estructura, propulsión, aviónica, recuperación y carga útil, para los cuales se describirá su composición y funcionamiento en capítulos posteriores.

La cohetaría experimental a partir de cohetes sonda se ha desarrollado al rededor del mundo por parte de semilleros de investigación de universidades, entidades gubernamentales, empresas públicas, empresas privadas y aficionados. Actualmente a nivel global, las

Figura 1: *Subsistemas que componen un cohete sonda*

Nota. Figura extraída del subsistema de estructuras de la misión Orion UIS en la que se observan los 5 subsistemas principales que conforman a un cohete sonda y su ubicación dentro del mismo.

empresas líderes en ciencias aeroespaciales se ubican geográficamente en Estados Unidos, Rusia y China [Niebles, 2022], sin presentarse mayores cambios en los protagonistas, pues desde el inicio de la implementación de cohetes sonda en los años 60's y 70's, donde, como resultado de la segunda guerra mundial, países como Estados Unidos, la Unión Soviética y el continente europeo en general, realizaban lanzamientos de este tipo de cohetes con gran frecuencia [Seibert and Battrick, 2006]. A nivel nacional, el trabajo investigativo y las alianzas académicas por parte de universidades como la Universidad de Los Andes y la Universidad de San Buenaventura en su proyecto Ainkaa Alpha, el cual consta de un cohete sonda con un alcance teórico de 12 Km de altura [Serrato and Rojas, 2018], o el avance investigativo por parte de la Universidad Industrial de Santander en su proyecto de cohete Hickam [Merino et al., 2017] demuestran el interés nacional por las ciencias aeroespaciales, sentando así un precedente en el área. Por otro lado, en América Latina desde el año 2018, se lleva a cabo anualmente el evento de cohetería experimental y educativo más grande de la región, se trata del LASC por sus siglas en inglés *Latin American Space Challenge* [LASC, 2022], un evento desarrollado en Brasil que aloja estudiantes universitarios, aficionados y empresas interesadas en las ciencias aeroespaciales y el desarrollo tecnológico.

En base a lo anteriormente mencionado y conforme al subsistema de aviónica mostrado en la Figura 1, el cual es el encargado de ejecutar los accionamientos necesarios en cada etapa del vuelo, cumplir con el sensado de variables atmosféricas, procesar su información y enviar los datos resultantes a una estación ubicada en tierra para su posterior análisis, el **Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial - SCUA** [SCUA, 2022a] en su deseo de participar en la edición **LASC 2022** en la categoría de lanzamiento de un cohete sonda de combustible sólido que alcance 3 Km de apogeo, establece la necesidad de implementar un sistema electrónico que cumpla con los requerimientos del subsistema de la aviónica para este cohete. El presente proyecto, se encarga de diseñar, desarrollar y validar la solución

a la necesidad planteada, llevando a cabo la implementación en el área metropolitana de Bucaramanga para posteriormente realizar el lanzamiento en Tatuí - Brasil, en la misión denominada por los integrantes del semillero SCUA: **Orion-UIS** (Ver Figura 2).

Figura 2: *Misión Orion UIS - LASC 2022*



Nota. Imágenes extraídas del evento LASC 2022 (integrantes del semillero SCUA y parche de la misión Orion UIS).

2.1.1 *Planteamiento de la misión*

El desafío espacial latinoamericano *Latin American Space Challenge - LASC* es una competencia con fines académicos y experimentales que busca motivar a sus participantes en la incursión de las ciencias aeroespaciales, más específicamente en el desarrollo de cohetes sonda y satélites experimentales. El desafío tiene como objetivo el lanzamiento de cohetes y el desarrollo de satélites en diferentes categorías, buscando la unión de ambos retos al integrar el satélite como carga útil del cohete. Las diferentes categorías del desafío de cohetes, se diferencian por dos parámetros básicos, el tipo de propulsión (combustible sólido, líquido o híbrido) y el alcance del mismo (0.5Km, 1Km o 3Km), por otro lado, las categorías de satélites se diferencian por su tipo de implementación (satélite enlatado o satélite tipo cubo)[LASC, 2022].

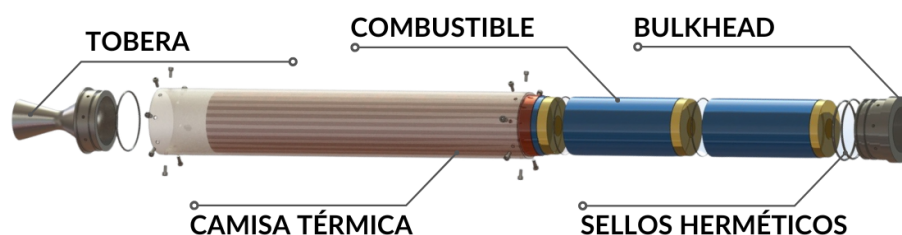
El **Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial - SCUA**, a través de la misión **Orion - UIS**, integra una cantidad de 18 personas, dentro de las cuales participan estudiantes de ingeniería electrónica, ingeniería mecánica, ingeniería de sistemas y diseño industrial. Inicialmente se asignan subgrupos con roles específicos acorde a las necesidades de los subsistemas ilustrados en la Figura 1. De allí, se busca generar una integración multidisciplinaria en el diseño, implementación y validación del cohete Orion UIS.

En ese orden de ideas, los subsistemas de la misión se presentan a continuación.

- ***Subsistema de propulsión***

Este subsistema es el encargado de producir el empuje necesario para que la estructura del cohete, donde están contenidos los demás subsistemas, ascienda hasta la altura deseada. El combustible, fabricado a base de KNO_3 y Sorbitol[Olde et al., 2019], se compone de tres granos propulsores, estos son fundidos y moldeados a la geometría de la camisa del motor con moldes cilíndricos fabricados en impresión 3D. Los granos son cubiertos por cartón y ubicados en una estructura que los sostiene de forma lineal, separados entre sí por dos juntas tóricas. Finalmente, la estructura lineal que contiene los granos se encaja dentro de la camisa térmica de acero inoxidable, y con la ayuda de una junta atornillada (*Bulkhead*) y sellos herméticos se asegura una correcta compresión dentro del motor. La tobera, una de las partes fundamentales en el funcionamiento del motor, es la encargada de acelerar los gases producidos por la combustión que están almacenados en la recámara de combustión y su función es optimizar el empuje que entrega el motor y direccionar el cohete sonda verticalmente. La composición del subsistema de propulsión se puede observar en la Figura 3.

Figura 3: *Subsistema de propulsión - composición del motor*



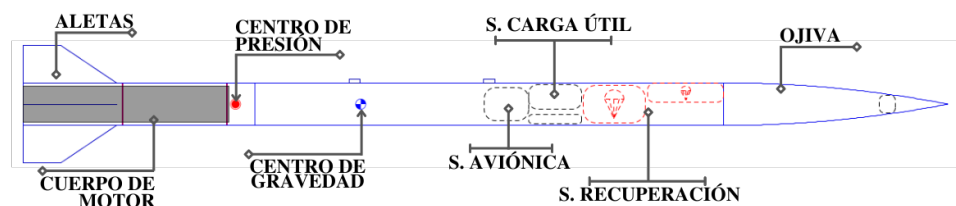
Nota. Figura extraída del subsistema de propulsión de la misión Orion UIS en la que se presentan las 5 piezas principales que componen al motor, su forma estructural y su ensamble dentro del cohete.

- ***Subsistema de estructura***

La estructura del cohete sonda Orion UIS, es el subsistema donde se contienen los demás subsistemas que conforman el proyecto, su diseño busca generar firmeza y resistencia en la estructura, de modo que se asegure rigidez y estabilidad del cohete sin perder de vista los parámetros aerodinámicos que el vuelo demanda. El diseño fue realizado en base a la metodología *Design for Manufacturing and Assembly - DMA*[Shao et al., 2012], la cual tiene como objetivo cumplir con los requerimientos mecánicos, aerodinámicos y de confiabilidad, garantizando procesos de fabricación disponibles y un ensamblaje rápido y seguro.

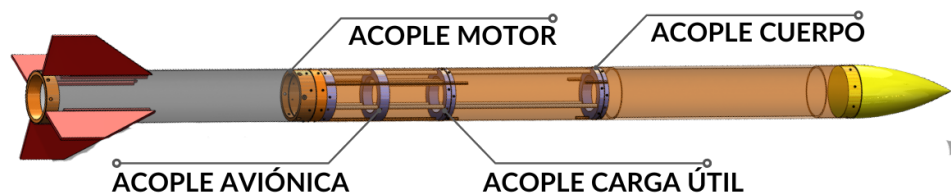
Para facilitar el acople de los subsistemas, el diseño y fabricación de la estructura se hace de forma modular, adaptando cada sección con base a las condiciones de funcionamiento que debe tener cada subsistema. Las secciones dentro de la estructura se dividen en: subsistema de recuperación, subsistema de carga útil (*CanSat*) y subsistema aviónica [SCUA, 2022b] .

Figura 4: *Subsistema de estructuras - partes del cohete Orion UIS*



Tal como se observa en la Figura 4, la estructura del cohete **Orion - UIS** se compone por el extremo cónico llamado ojiva, las tres secciones que componen el cuerpo del cohete, los tres anillos de acoplamiento mostrados en la Figura 5 que unen el cuerpo del cohete con el motor, la cubierta del motor donde va contenido el mismo, el *Rack* interno donde se encaja la carga útil, el subsistema de recuperación y el subsistema de aviónica [SCUA, 2022b].

Figura 5: *Subsistema de estructuras - sistema de acoplamiento*



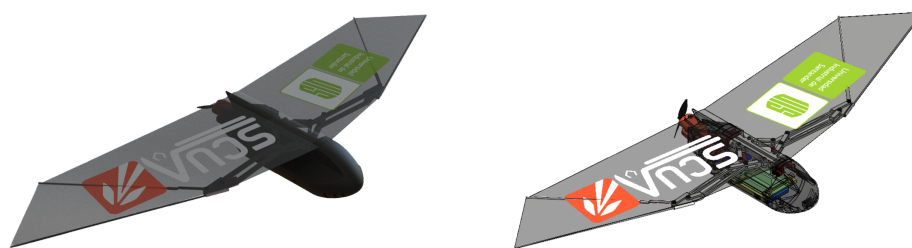
Nota. Figura extraída del subsistema de estructuras de la misión Orion UIS en la que se exhiben las 2 piezas de soporte internas, donde va contenida la aviónica y la carga útil, y las piezas mecánicas que acoplan la estructura del cohete.

- **Subsistema de carga útil**

Tal como se mencionó previamente, el desafío latinoamericano de cohetaría LASC tiene el objetivo de motivar a los participantes a desarrollar y lanzar un cohete que tenga como carga útil un satélite, por ende, y conforme a la misión que el equipo del semillero SCUA desarrolla frente a la competencia, se propone llevar como carga útil un satélite tipo *CanSat* desarrollado por integrantes del mismo equipo. El satélite

tipo CanSat, se diseña con el objetivo de recopilar información sobre variables atmosféricas presentes en la zona de lanzamiento, tales como: presión atmosférica, temperatura, niveles de partículas por millones de compuestos orgánicos volátiles, humedad, dióxido de carbono, monóxido de carbono, nitrógeno, dióxido de carbono y amoníaco. La eyección del satélite se controla por medio del subsistema de aviónica, detectando el momento preciso en el que el CanSat debe ser expulsado del cohete y a través de su sistema de alas inspirado en las aves, para planear y extender la duración de su descenso de manera que le permita sensar y procesar información de las variables mencionadas para así desarrollar perfiles atmosféricos verticales que permitan un posterior estudio de las condiciones atmosféricas de la zona. En la Figura 6, se puede visualizar el concepto del mismo.

Figura 6: *Carga útil - satélite tipo CanSat*



(a) Estructura de CanSat.

(b) Estructura de CanSat - vista interna.

Nota. Figura extraída del subsistema de carga útil de la misión Orion UIS en la que se puede observar el prototipo estructural interno y externo del satélite tipo CanSat que estará contenido en el cohete como cargar útil.

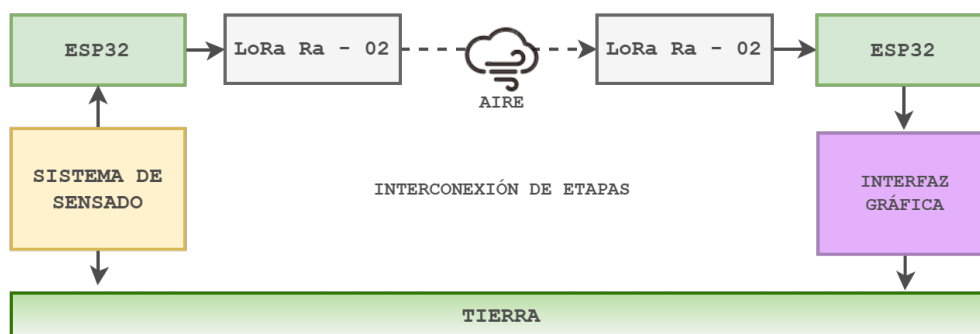
- ***Subsistema de estación terrena***

Uno de los objetivos de la misión es visualizar en tiempo real el estado de los subsistemas que componen al cohete sonda y a su vez monitorear la etapa de la misión en la que se encuentra el mismo. De allí, surge la necesidad de generar una interfaz gráfica que permita visualizar dicha información.

Acorde a la necesidad previamente mencionada, se da la posibilidad de establecer alianzas y vínculos entre diversos trabajos de grado, caso que se presenta en la ejecución de la misión Orion UIS, dado que, se trabajará en conjunto al proyecto de grado *Diseño e Implementación del front-end y back-end de una plataforma IoT para recepción, registro y visualización de los datos de telemetría y del payload del cohete sonda de combustible sólido Orión del Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial*, desarrollado por Ana María Sanchez Castillo y Laura Nathalia Pinto Campos,

estudiantes de ingeniería electrónica de la Universidad Industrial de Santander, ya que, el subsistema aviónica abordado en el presente trabajo de grado proveerá la información y los parámetros necesarios para la construcción de la plataforma IoT desarrollada por las estudiantes.

Figura 7: Descripción del subsistema de estación terrena



Nota. Figura adaptada del subsistema de estación terrena de la misión Orion UIS en la que se muestra el diagrama general de conexión entre la electrónica presente en el cohete y la interfaz gráfica ubicada en tierra diseñada por los autores del proyecto *Diseño e Implementación del front-end y back-end de una plataforma IoT para recepción, registro y visualización de los datos de telemetría y del payload del cohete sonda de combustible sólido Orión del Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial.*

La estación terrena basa su funcionamiento en el uso de dispositivos electrónicos, principalmente de un microcontrolador, el cual, establece comunicación a través de un radioenlace punto a punto con el cohete y proporciona los datos recibidos al servidor local a través del puerto serial utilizado por el microcontrolador.

2.2 Orion UIS - Subsistema de aviónica

La finalidad del presente trabajo de investigación es desarrollar un prototipo de tarjeta electrónica capaz de llevar a cabo el correcto sensado de variables físicas, transmitir en tiempo real los datos obtenidos por los dispositivos electrónicos que la componen, controlar la eyección del sistema de recuperación y de la carga útil; mediante una arquitectura diseñada para resistir a las condiciones del lugar de lanzamiento y requerimientos propios de la misión.

En ese sentido, se busca desarrollar un algoritmo de control para los dos eventos que la etapa de recuperación requiere, dicho algoritmo será el encargado de detectar el momento preciso, en el cual, se deben desplegar cada uno de los paracaídas seleccionados.

El algoritmo debe ser confiable, ya que para el éxito de la misión es indispensable el correcto despliegue de los paracaídas en el momento adecuado. La aviónica o computadora de vuelo, a través de dicho algoritmo y en conjunto con las etapas que la componen, se encarga de cumplir con estos requerimientos.

Asimismo, se tiene como objetivo sentar bases de innovación para que se de origen a nuevos trabajos de investigación sobre la cohetería, tanto a nivel universitario como por parte de la comunidad científica local, ya que, actualmente es difícil el acceso a registros confiables sobre mediciones de variables atmosféricas y propias de un cohete sonda durante una misión de lanzamiento. Se espera que, con base a lo registrado en el presente trabajo de investigación, se continúe trabajando en hacer más robusto el sistema planteado con el fin de obtener resultados más exactos, o dar un paso más allá y expandir los objetivos de la misión agregando más dispositivos o nuevas tecnologías.

Finalmente, la solución propuesta por parte de los integrantes del subsistema de aviónica, da origen al presente trabajo de investigación, que en conjunto al grupo de investigación CEMOS y el Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial - SCUA, buscan brindar apoyo en la solución de la problemática entorno a la misión Orion UIS y así representar a la Universidad Industrial de Santander y Colombia en la competencia llevada a cabo los días 05, 06 y 07 de agosto del año 2022 en la ciudad de Tatuí, Brasil.

3 Marco conceptual

3.1 Cohetería experimental

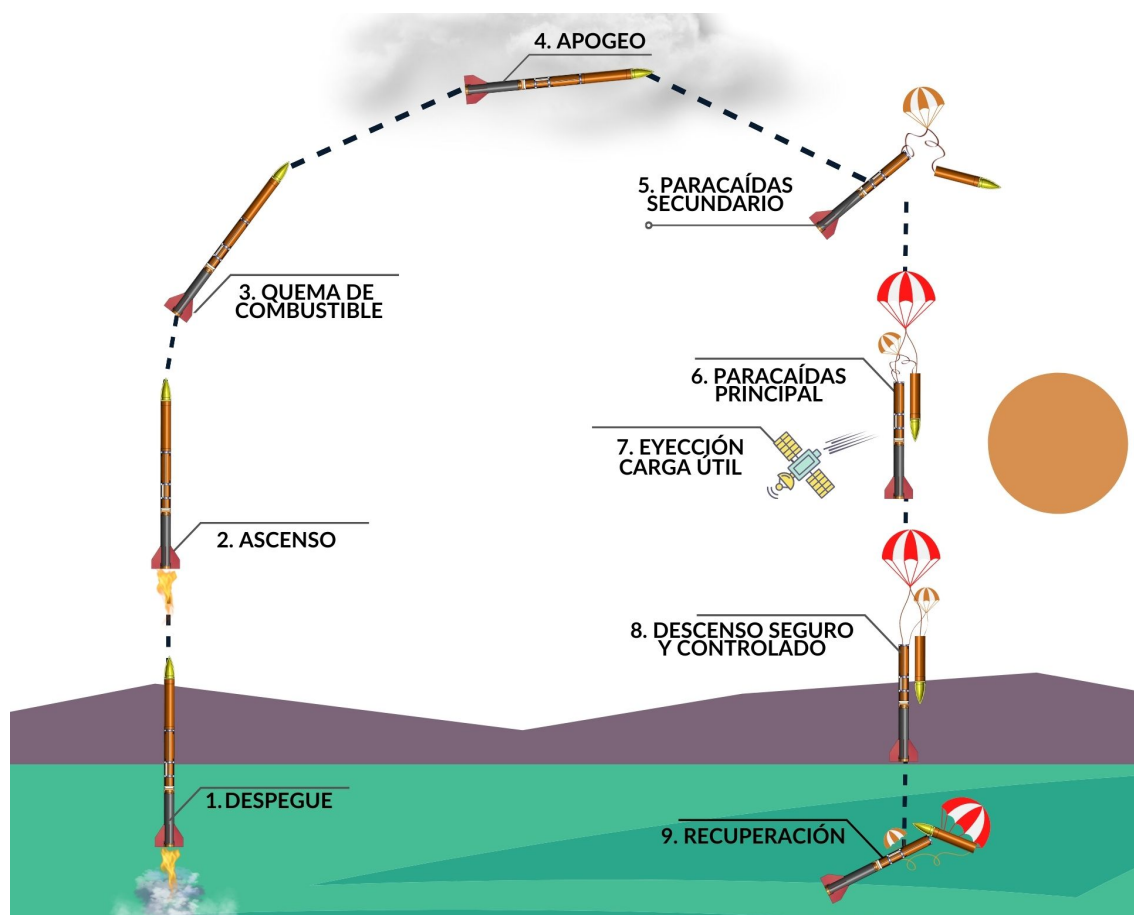
Se entiende por cohetería experimental a la práctica científica que permite la implementación de proyectos de investigación entorno al desarrollo de cohetes sonda a pequeña, mediana y gran escala [Suta et al., 2020]. La cohetería experimental remonta sus inicios a los años 50, donde las grandes potencias mundiales al ver el alcance que se podía tener al desarrollar esta práctica, se incursionan en la famosa carrera espacial logrando así grandes hitos en las ciencias aeroespaciales a nivel mundial [Peña and Mora, 2010].

Es posible pensar que Colombia al ser un país en desarrollo no haya tenido aportes en las ciencias aeroespaciales o incluso en la cohetería experimental, sin embargo, personajes como Isaías Moreno Moncada pionero nacional en cohetería en los años 60, instituciones como la Universidad San Buenaventura, la Universidad de Los Andes con su alianza en el lanzamiento del cohete sonda AINKAA 1 o la Fuerza Aérea Colombiana, demuestran todo lo contrario al ser pioneros y protagonistas en la cohetería experimental y en el desarrollo e innovación aeroespacial del país [Bolívar and Sabogal, 2011]. Por otro lado, en Colombia también se han presentado desarrollos aeroespaciales a gran escala en el área de satélites con propósitos académicos, como la misión del satélite *Libertad 1* desarrollado por la Universidad Sergio Arboleda logrando permanecer en órbita [Olarte and Sanjuán, 2013], o el satélite *FACSAT-1* desarrollado por la Fuerza Aérea Colombiana, el cual, fue puesto en órbita en el año 2018 y aún se mantiene allí. Lo anteriormente mencionado soporta el interés de los semilleros de investigación, entidades gubernamentales y privadas en el avance tecnológico.

La cohetería experimental se ve fuertemente ligada a los cohetes sonda los cuales, según la NASA, son así llamados por la analogía utilizada en aplicaciones náuticas refiriéndose a la acción de medir [Marconi, 2004]. Los cohetes sonda son vehículos que tienen misiones académicas o científicas, su duración depende de la altura objetivo y puede ser de 1 hasta 30 minutos, tiempo que para aplicaciones de organizaciones como la NASA es más que suficiente y son consideradas como oportunidades únicas para realizar pruebas de instrumentos o futuros avances tecnológicos [NASA, 2004].

La Figura 8 describe el perfil de vuelo que un cohete sonda realiza en un lanzamiento exitoso y para lograrlo, los cohetes sonda experimentales se componen de 5 subsistemas básicos: subsistema de propulsión, subsistema estructural, subsistema de aviónica, subsistema de carga útil y subsistema de recuperación (ver Figura 1). Cada uno de los

Figura 8: Perfil de vuelo descrito por un cohete sonda experimental



Nota. Representación gráfica del perfil de vuelo de un cohete sonda experimental. Basado en: [Marconi, 2004]. *What is a Sounding Rocket?*. Página web, https://www.nasa.gov/missions/research/f_sounding.html.

subsistemas cumple con una función específica dentro del perfil de vuelo, a continuación se describe brevemente cada uno de los subsistemas y sus componentes fundamentales. Por otro lado, los cohetes sonda se pueden clasificar según su tipo de propulsión ya que, se pueden encontrar cohetes sonda de combustible sólido, líquido, hidráulico o híbrido, siendo los cohetes de combustible sólido e hidráulicos los más utilizados en la cohetaría experimental, por lo cual, el foco de estudio en el presente trabajo se enfoca en los cohetes sonda de combustible sólido.

- **Subsistema de propulsión:** Es el subsistema encargado de proporcionar la suficiente fuerza de empuje que la misión requiere. Esto se da, a través de un proceso de combustión en la recámara interna del motor, en donde se produce un alto flujo de partículas sólidas, las cuales, al salir a tan alta velocidad, producen un intercambio de energía que resulta finalmente en el movimiento de la masa total del

cohete a través del aire y del espacio. Las partículas sólidas eyectadas hacen parte del grano que conforma el combustible y sin ellas no podría ser posible la fuerza producida. La duración del proceso de combustión es la cantidad de tiempo que existan partículas al interior del motor [Huth et al., 1958].

- **Subsistema de aviónica:** Se denomina *cerebro de la misión* al subsistema de aviónica, dado que, una vez el cohete sonda se establece en el riel de lanzamiento sin contacto externo alguno, la única interacción de este será a través de la comunicación existente entre los subsistemas generada por el subsistema de aviónica. Este se encarga de asegurar la toma de mediciones, procesar información, almacenar información requerida, realizar accionamientos cuando sea necesario, asegurar un correcto despliegue del sistema de recuperación y localizar el vehículo una vez ha aterrizado. La cantidad de tareas del subsistema aviónica puede variar según la misión que se esté llevando a cabo.
- **Subsistema de estructuras:** Las funciones del subsistema de estructuras se basan en asegurar un correcto acople de los demás subsistemas al cohete. A partir del diseño y planeación, se encargan de envolver y fijar cada subsistema en su correspondiente lugar dentro del cohete, además de proteger y sostener cada componente del mismo. Por otro lado, este subsistema es el encargado de brindar las condiciones aerodinámicas pertinentes que resulten en el éxito del vuelo del cohete teniendo en cuenta puntos críticos como el centro de masa y centro de presiones del cohete sonda [Garino et al., 2009].
- **Subsistema de carga útil:** Es el único subsistema totalmente independiente del cohete, sin embargo, normalmente su desarrollo requiere un nivel de complejidad mucho más avanzado, pues en teoría, la carga útil es el epicentro de la misión y el objetivo del cohete sonda es transportar la misma al lugar que se requiere.
- **Subsistema de recuperación:** Es el encargado de asegurar éxito en la misión, pues a partir de la recuperación del cohete sonda es posible determinar dicho factor de evaluación de una misión. Dependiendo de los objetivos de la misión, el sistema de recuperación puede componerse de 1 o 2 paracaídas que cumplen diferentes funciones en la etapa de recuperación. Este subsistema es el encargado de dimensionar la cantidad y el tamaño de dichos paracaídas, también de seleccionar los mecanismos de eyección de los mismos, tarea que se ejecuta en conjunto con el subsistema de aviónica y el subsistema de estructuras.

3.2 Aviónica

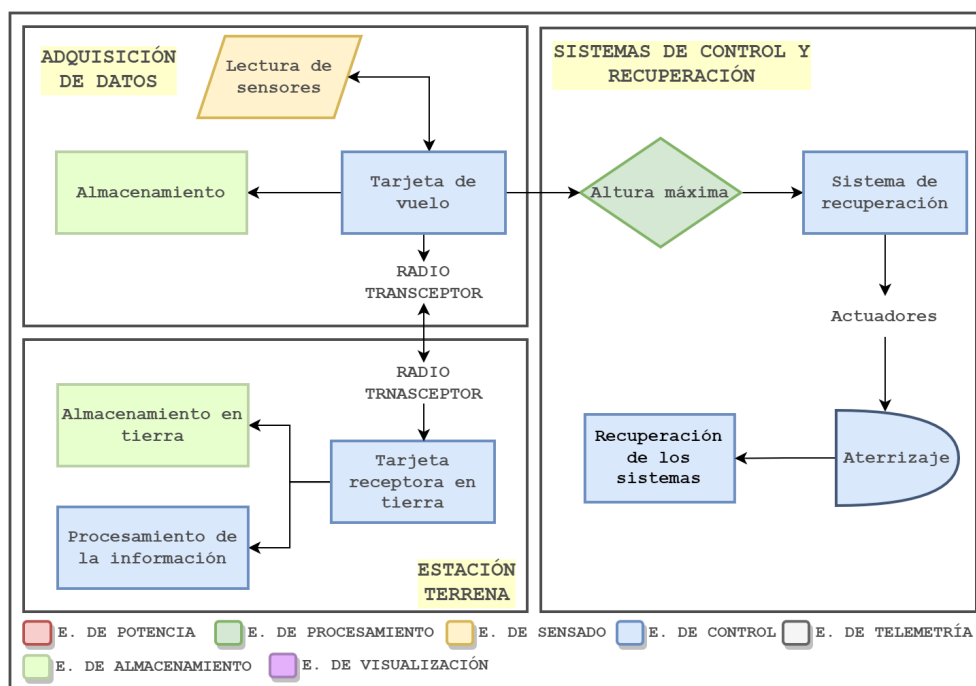
El término aviónica hace referencia a cualquier sistema presente en el cohete, el cual depende de elementos electrónicos para garantizar su funcionamiento [Collinson, 2013]. Los primeros desarrollos de aviónica fueron hechos para funcionar eficientemente en un solo tipo de vehículo de lanzamiento, bien fueran cohetes de combustible sólido, líquido o híbrido, haciendo poco eficientes los diseños dada su poca adaptabilidad. El foco central en el diseño de sistemas de aviónica en la actualidad, consiste en desarrollar nuevos prototipos capaces de adaptarse eficientemente a los diferentes tipos de cohetes que existen, soportando de una mejor manera el cambio generacional de la tecnología [KAWASE et al., 2008].

La aviónica es indispensable en el sistema de un cohete, ya que, es la encargada de llevar a cabo tareas de suma importancia, como incluir giroscopios y acelerómetros para medir el movimiento angular y lineal del cohete, incorporar sensores para medir la altura y variables atmosféricas, llevar a cabo envío de información usando tecnología de comunicación como radiofrecuencia y ejecutar los accionamientos requeridos durante la misión [Collinson, 2013].

Las etapas esenciales que tiene la aviónica en un cohete se pueden ver en la Figura 9, dichas etapas varían según el tipo de cohete que se quiera diseñar y los requerimientos de vuelo que deba cumplir el mismo durante la misión. Cada etapa cumple funciones diferentes en la aviónica, pero dependen entre sí para el correcto funcionamiento del sistema general, estas se definen como:

1. *Recepción de datos*: El primer requisito establece que el sistema de aviónica debe recibir comandos de la estación terrestre en tiempo real y ejecutarlos en el cohete.
2. *Control*: El segundo requisito indica que el sistema debe controlar el cohete de forma autónoma.
3. *Adquisición de datos*: El tercer requisito es adquirir datos de sensores en el cohete y almacenarlos para transmitir la información seleccionada de vuelta a tierra.

Colombia cuenta con un escaso desarrollo en sistemas de aviónica profesional, pues los únicos desarrollos que se presentan son a nivel educativo por parte de las universidades más importantes del país, un ejemplo, es el desarrollo de la aviónica *Simple-1 Cansat*, presente en el cohete de potencia media desarrollado por la Universidad EAFIT en colaboración con la Universidad de Texas de San Antonio [Botero et al., 2017].

Figura 9: *Funcionamiento general de computadoras de vuelo*


Nota. En este diagrama se describe el funcionamiento general de las etapas de adquisición de datos, sistemas de control y estación terrena presente en la aviónica del cohete sonda durante un vuelo.

Para desarrollar con éxito cada subsistema de la aviónica, estos se dividen en etapas específicas, las cuales, incursionan a detalle en cada elemento electrónico implementado, así como su función dentro de la aviónica. Sin embargo, cabe recalcar y enfatizar que todas las etapas hacen parte de la aviónica, y si bien, pueden ser tratadas o diseñadas de forma independiente, están conectadas entre sí. Es posible encontrar una estructura de etapas que puede llegar a coincidir en la gran mayoría de misiones aeroespaciales:

- **Etapas de procesamiento y control:** Encargado de servir como puente para comunicar todos los elementos electrónicos que conforman la aviónica del cohete, además de procesar los datos de cada etapa y controlar las acciones específicas. Se compone de:
 - **Microcontroladores o microprocesadores:** Encargados de ser el eje central de la aviónica. El microcontrolador o microprocesador es el único dispositivo electrónico que tiene comunicación directa con todas las etapas, para ello emplean "**protocolos de comunicación**", los cuales son indispensables para la transferencia de información entre dispositivos electrónicos [García, 2014].

Los protocolos de comunicación más usados en microcontroladores son: SPI, I2C y UART. La tecnología usada por dichos protocolos consiste en buses de datos, usados para sincronizar las transmisiones de información entre dispositivos usando o no ciclos de reloj. La transmisión puede ser bidireccional, es decir, que se envían datos en ambos sentidos entre emisor y receptor o direccional que solo permite enviar datos en una única dirección.

- **Señales de control:** Son aquellas señales cuya función es activar circuitos electrónicos pertenecientes a la aviónica una vez sean requeridos, dichos circuitos necesitan de una señal de entrada para activarse y ejecutar el accionamiento demandado según la etapa de vuelo. Entre las señales de control se destaca la señal de *apogeo*, la cual hace referencia a un concepto clave dentro de la cohetaría. El *apogeo* es el punto más alto que alcanza el cohete antes de empezar su descenso [Sierra Gamboa et al., 2019], una vez llegado a dicho punto el microcontrolador debe ejecutar una acción de control como respuesta para dar inicio a la siguiente etapa de vuelo y ejecutar los accionamientos necesarios para ello.

- **Etapa de adquisición de datos y periféricos:**

- **Sensores:** Los sensores son todos aquellos dispositivos electrónicos que cuenta con una propiedad sensible a una magnitud del medio y varían con un valor de proporcionalidad conocido siempre que cambia dicha magnitud. Existen diversos tipos de sensores según la variable que se desee medir y el uso de cada uno depende de las necesidades que se requieran y las condiciones en las que se vayan a utilizar. Dentro de los sensores que se usan comúnmente en los proyectos de cohetaría se destacan: Unidades de medición inercial(IMU), velocímetros, barómetros, altímetros, GPS y sensores medidores de calidad del aire.
- **Almacenamiento:** Son dispositivos que almacenan información digital como imágenes, programas o archivos. Comúnmente en proyectos de cohetaría se usan las memorias MicroSD, las cuales cuentan con capacidad de almacenamiento entre 1 GB hasta 64 GB, además, ofrecen alta compatibilidad dada la fácil conexión por medio de los protocolos estándares de comunicación.
- **Actuadores:** Encargados de recibir señales de control por parte del microcontrolador y accionar el mecanismo que corresponda para ese instante. Los MOSFET, usados como interruptores, son un claro ejemplo de actuadores, pues, su funcionamiento permite controlar el flujo de corriente a través de sus

terminales aplicando una tensión de entrada en la terminal de compuerta del mismo.

- **Indicadores visuales y auditivos:** Encargados de indicar el estado de funcionamiento de los dispositivos que conforman la misión, son indispensables para la ejecución de misiones aeroespaciales. Un ejemplo son los buzzer, los cuales son dispositivos electrónicos que pueden llegar a reproducir tonos de sonidos entre rangos de 1.5 Hz a 2.5 kHz dependiendo de la frecuencia de entrada.

- **Etapas de Comunicaciones:**

Las comunicaciones están compuestas por dos partes separadas que se comunican entre sí, la ensamblada al cohete que se encarga de leer las variables y la parte de recepción de datos ubicada en la estación en tierra que recibe los datos en tiempo real. Normalmente, el enlace se establece a través de dispositivos de radio transceptores que transmiten los registros de las variables medidas durante el vuelo por medio de enlaces de radiofrecuencia establecidos en las bandas permitidas según la localización geográfica en la que se realice el lanzamiento [García Cabana et al., 2018].

3.3 Algoritmos para detección de apogeo

El apogeo es el instante en el que un cuerpo alcanza la altura máxima generada por una acción que produjo un empuje inicial, en este punto el cuerpo empieza a desacelerar debido a la gravedad hasta volverse nula. A continuación, la energía potencial gravitacional hará retornar al cohete, describiendo una trayectoria parabólica [Shane, 2016].

La detección correcta del momento de apogeo durante el vuelo de un cohete, es de los cometidos más importantes en la misión y con más dificultad debido a la alta exactitud y precisión que debe tener. Detectar el apogeo muy temprano tendrá como consecuencia el despliegue del paracaídas aun cuando la velocidad es muy alta, lo que va a provocar la pérdida del cohete y del sistema de recuperación, de la misma manera, detectar el apogeo muy tarde provocaría que el despliegue de los paracaídas no se ejecute en el momento indicado para lograr estabilizar el cohete y este quede en caída libre a una velocidad constante y segura. A continuación se describen los diferentes métodos útiles para la detección de apogeo.

- **Metodo 1: Diferencia de alturas**

Haciendo uso del valor de altura calculado mediante la ecuación barométrica (ecuación 6) a través del sensor barométrico, se puede determinar el apogeo del cohete rea-

lizando el cálculo de la diferencia de alturas entre el valor actual y el anterior, de esta manera, en el instante que la diferencia de alturas cambia de ser un valor positivo a negativo, se puede afirmar que el cohete ya ha pasado por su punto de altura máxima y se encuentra en bajada. Para proporcionar un alto nivel de confianza, es necesario buscar más de un solo punto de datos de altura que sea menor que el punto anterior. Además, se necesita mantener un historial de puntos de datos de altura, lo cual asegure redundancia en la detección del apogeo. Este método requiere de una gran capacidad de memoria y computación, sin embargo es uno de los más efectivos y se puede ver limitado a la sensibilidad del sensor y su ubicación ante altas fuentes de viento.

- ***Método 2: Media cuadrática de aceleraciones***

Se sabe que en el apogeo el cohete tenderá a quedar suspendido en dicha posición durante un corto periodo de tiempo, lo cual asegurará que en ese instante el cohete tendrá aceleración aproximada de 0 [m/s²] en cada uno de sus ejes, permitiendo deducir que en dicho instante el cohete se encuentra en el punto de altura máxima [Shane, 2016]. Tal como se mencionó, este método requiere del cálculo de aceleración en los tres grados de libertad, pues, este tipo de lanzamientos describen un comportamiento impredecible, de esta manera se asegura que el cálculo realizado sea confiable. Con esto en mente, la aceleración total se determina de la siguiente manera:

$$A_{total} = \sqrt{A_x^2 * A_y^2 * A_z^2} \quad (1)$$

Donde, A_x , A_y y A_z , hacen referencia a las 3 componentes de aceleración.

- ***Método 3: Detección de apogeo con acelerómetro y barómetro***

Para ser lo más preciso posible se implementan los dos métodos de detección de apogeo para que funcionen en conjunto. El sistema se puede implementar tal que con la aceleración cercana a 0 [m/s²] empieza a observar la altitud en el barómetro. Cuando disminuya, se habrá detectado el apogeo. Este método permite tener redundancia en la detección del apogeo.

- ***Método 4: Detección manual***

Consiste en enviar un comando de activación manual desde la estación terrena para activar inmediatamente el sistema de eyección. Este es un método enfocado en la seguridad del vehículo, dado que, a una altura muy alta es imposible para la vista del ser humano reconocer el punto de altura más alto alcanzado.

4 Descripción del sistema

Basados en el marco conceptual descrito previamente, en las características del reto internacional LASC 2022, en los objetivos y las necesidades que como equipo participante se plantearon, se establece una serie de requerimientos técnicos tanto de software como de hardware en torno al desarrollo de la aviónica para el cohete Orion UIS. En consecuencia, se define la arquitectura requerida para el sistema, se identifican los subsistemas y las diferentes etapas indispensables que lo componen con el fin de establecer una secuencia de validación individual por etapa que permita finalmente acoplar un sistema embebido robusto y totalmente funcional.

4.1 Requerimientos técnicos del sistema

La construcción de un sistema de aviónica robusto y funcional requiere un análisis previo que permita definir los requerimientos técnicos de software y hardware, para así, elaborar una arquitectura general del sistema. Por ello, a continuación se describen los requerimientos para la aviónica del cohete sonda Orion UIS.

4.1.1 *Requerimientos de Hardware*

Para establecer los requerimientos de hardware es necesario tener en cuenta los diferentes posibles eventos y condiciones que se puedan presentar antes, durante y después del vuelo del cohete sonda, dentro de los cuales se encuentran, condiciones climáticas del lugar de lanzamiento descritas en **Misión Orion UIS - LASC 2022** y condiciones estructurales establecidas por el subsistema de estructuras mencionadas en **Planteamiento de la misión**. Por otro lado, es indispensable tener en cuenta las condiciones teóricas mencionadas en el **Marco conceptual** en cuanto a las variables físicas necesarias a medir. Los requerimientos de hardware para el subsistema de aviónica son:

1. **Dimensiones máximas:** 130x50x70 [mm].
2. **Rango térmico de operación:** -40[°C] y 60[°C].
3. **Rango de presión atmosférica:** 1013.25 [mbar] - 540 [mbar].
4. **Rango de peso:** 250 [gr] - 700 [gr].
5. **Procesamiento:** Alta capacidad de procesamiento y memoria por parte del microcontrolador.

6. **Acople de etapas:** El diseño debe permitir integrar la antena para la etapa de comunicaciones, la batería LiPo y la fácil salida de cables para el sistema de recuperación.
7. **Dispositivos:** Escoger sensores con alta resolución y velocidad de respuesta.

Los requerimientos [1] y [4] se establecen bajo la comunicación entre los equipos de los subsistemas de estructuras y aviónica. Por otro lado, los requerimientos [2] y [3] se establecen bajo el estudio de la zona de lanzamiento mencionada en **Planteamiento de la misión**. Finalmente, los requerimientos [5], [6] y [7] son establecidos por el equipo del subsistema de aviónica basado en el análisis previo a la integración de las diferentes etapas.

4.1.2 *Requerimientos de Software*

Los requerimientos de software se establecen a partir de las necesidades encontradas basando su estudio en las condiciones del evento, enfocando el análisis en la categoría de 3 Km de apogeo en la cual se participa, esta se encuentra descrita en **Misión Orion UIS - LASC 2022**. Adicionalmente, las actividades necesarias para el éxito de la misión planteadas y extraídas del **Planteamiento de la misión** y del **Marco conceptual**. Las actividades que establecen los requerimientos de software son:

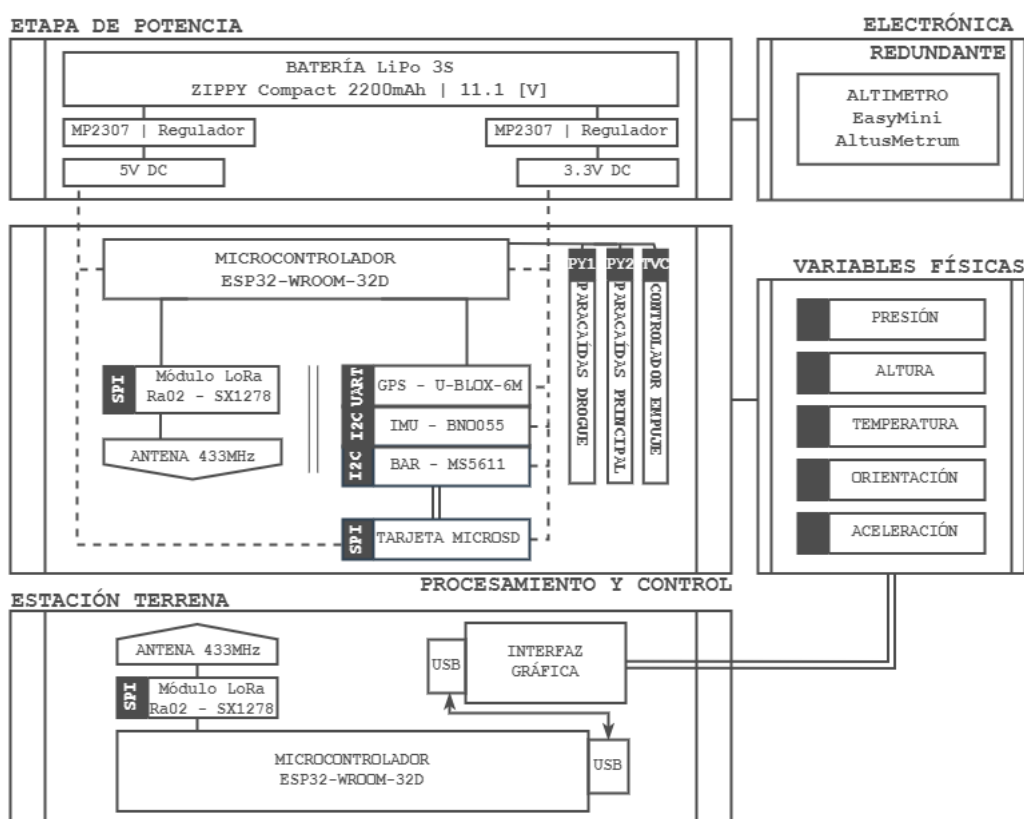
1. Operar a alta frecuencia de muestreo en la toma de datos proveniente de los sensores.
2. Programar algoritmo de código sencillo y robusto que permita una alta velocidad de procesamiento por parte del microcontrolador.
3. Establecer algoritmo confiable para la detección de apogeo.
4. Diseñar radioenlace entre transmisor y receptor en banda de frecuencia de 433 MHz que alcance una distancia mínima de 3 Km.
5. Realizar lecturas y escrituras a alta velocidad haciendo uso de los diferentes protocolos de comunicación serial.
6. Almacenar datos provenientes de los dispositivos que componen la aviónica.
7. Definir las respectivas interrupciones por hardware y software a través del algoritmo establecido.
8. Transmitir en tiempo real una trama de datos codificada desde el transmisor hacia el receptor.
9. Asegurar recepción en estación terrena de la trama de datos.

4.2 Solución propuesta

4.2.1 Arquitectura general planteada

Acorde a los requerimientos presentados, los cuales fueron establecidos por los diferentes posibles eventos y condiciones que se puedan presentar para llevar a cabo la misión, desde el subsistema de aviónica se plantea una solución robusta y confiable que supla dichas necesidades. Inicialmente, se parte del diseño de la arquitectura general para el subsistema de aviónica, en donde se acoplan las soluciones propuestas por el equipo en torno a cada uno de los subsistemas y etapas de la misión. La arquitectura general se muestra en la Figura 10.

Figura 10: *Arquitectura general del Subsistema de Aviónica*



Nota. Este diagrama representa la arquitectura general de la aviónica que conforma al cohete sonda, donde se muestra la electrónica principal contenida y los protocolos usados para comunicarse.

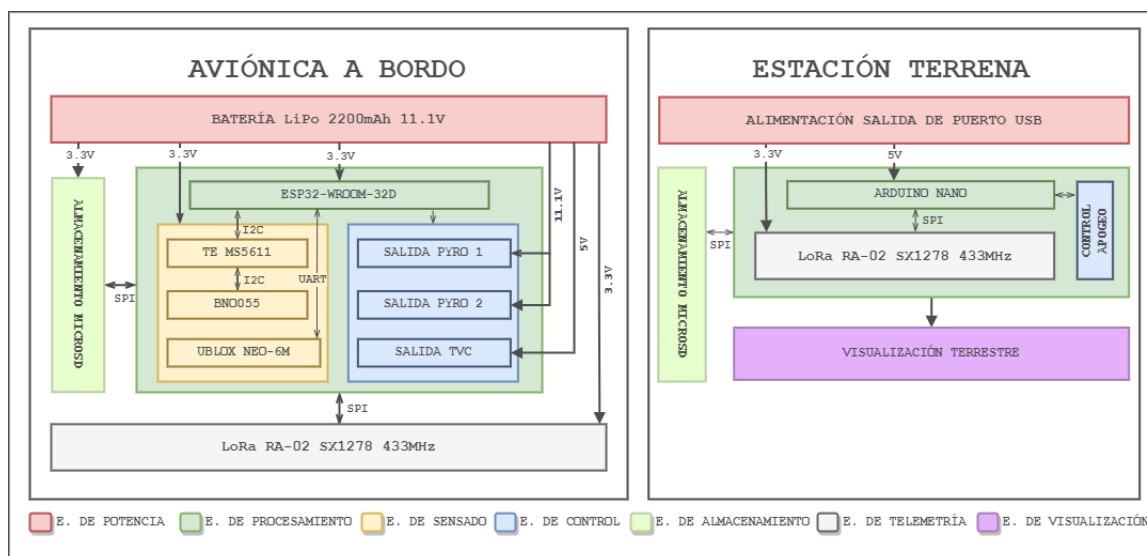
De la Figura 10 se pueden identificar los subsistemas de la aviónica, adicionalmente, algunas de las etapas que son especificadas a detalle en la Figura 11.

Se parte de las variables físicas identificadas para satisfacer las necesidades de la misión, dentro de ellas se encuentran variables externas y propias del cohete sonda. Posteriormente, a través del subsistema de procesamiento y control, dichas variables físicas son medidas, procesadas y analizadas para la toma de decisiones por parte de la etapa de control. En paralelo, la información procesada es almacenada localmente y transmitida en tiempo real a través del subsistema de telemetría hacia la estación terrena, allí, la información es visualizada gráficamente y analizada por parte del operador en tierra, quien también tendrá la posibilidad de ejecutar tareas importantes como la activación del sistema de recuperación remotamente. Finalmente, es preciso identificar en el diagrama la sección de electrónica redundante, allí se dispone de un sistema electrónico tipo COTS, verificado y programado por una empresa validada en el área. Este dispositivo tiene la función de asegurar éxito en la misión en caso de que la electrónica diseñada presente fallos o errores.

4.2.2 *Arquitectura por etapa específica*

El diagrama mostrado de la Figura 10 ilustra de manera general el concepto que se requiere implementar como solución al problema. Para tal objetivo, se divide el trabajo en etapas específicas, las cuales se pueden visualizar en el diagrama que se ilustra en la Figura 11.

Figura 11: *Arquitectura por etapa específica*



Nota. Este diagrama representa la arquitectura específica de la aviónica que conforma al cohete sonda, donde se identifican los elementos de cada etapa y sus conexiones internas.

Del diagrama mostrado en la Figura 11 es posible identificar cada una de las etapas tanto de la aviónica a bordo como de la estación terrena. Se hablará más a detalle de cada una de estas etapas a lo largo de esta sección.

Las Tablas 1 y 2, muestran un resumen de los dispositivos electrónicos preseleccionados y la selección realizada para cada ítem de la aviónica a bordo del cohete y de la estación terrena. La justificación de la selección realizada se brinda a lo largo de la presente sección para cada etapa específica.

Tabla 1: *Tabla de selección de dispositivos electrónicos para aviónica a bordo*

<i>Sección</i>	<i>Ítem</i>	<i>Opciones</i>	<i>Selección</i>
Aviónica	Presión	1. BMP280/390 2. TE MS5611 3. N/A	TE MS5611
	Temperatura	1. BMP280/390 2. TE MS5611 3. N/A	TE MS5611
	Altitud	1. BMP280/390 2. TE MS5611 3. N/A	TE MS5611
	GPS	1. GPS U-Blox 6M 2. GPS U-Blox M8N 2. Family GPS LX	GPS U-Blox 6M
	Antena GPS	1. Antena Cerámica	Antena Cerámica
	IMUs	1. MPU6050 2. LMS9DS1 3. BNO055	BNO055
	Microcontrolador	1. ESP32-WROOM-32D 2. STM32F401 3. ATMEGA328P	ESP32-WROOM-32D
	Radio	1. CC1200EMK-868-930 2. Módulo Transceptor RFM95W 3. LoRa RA-02	LoRa RA-02
	Antena Radio	1. Antena 3dBi 433Mhz	Antena 3dBi 433Mhz

Tabla 2: *Tabla de selección de dispositivos electrónicos para estación terrena*

<i>Sección</i>	<i>Ítem</i>	<i>Opciones</i>	<i>Selección</i>
Estación Terrena	Microcontrolador	1. ESP32-WROOM	ATMEGA328
		2. STM32H743	
		3. ATMEGA328	
	Radio	1. CC1200EMK-868-930	LoRa RA-02
		2. Módulo Transceptor RFM95W	
	3. LoRa RA-02		

1. Etapa de Potencia

La etapa de potencia es la encargada de suministrar la energía necesaria para cada dispositivo que compone la aviónica y la estación terrena. Para escoger la mejor opción y la cual se adapte a las necesidades del sistema se debe realizar un análisis de consumo energético (ver Tabla 3) y de las condiciones eléctricas que cada dispositivo requiere, especialmente para el caso de la aviónica a bordo, pues, al ser un sistema totalmente aislado e independiente se debe asegurar que la fuente de energía sea suficiente para todo el sistema durante el tiempo de vuelo presupuestado. Esta etapa se divide en 3 diferentes apartados: selección de la fuente de energía para la aviónica a bordo, selección de los dispositivos reguladores de tensión y selección de la fuente de energía para la estación terrena.

Tabla 3: *Presupuesto energético acorde a los dispositivos seleccionados*

Referencia del dispositivo	Voltaje O. [V]	Corriente O. [mA]	Cantidad	Corriente subtotal [mA]	Potencia consumida [mW]
ESP32-WROOM-32D	3,3	160	1	160	528
BNO055	3,3	12,5	1	12,5	41,25
TE-MS5611	3,3	1,4	1	1,4	4,62
U-blox NEO-6M	3,3	45	1	45	148,5
Transceiver LoRa Ra-02	3,3	120	2	240	396
SD Card adapter	5	40	1	40	200
Buzzer (pasivo)	3,3	32	1	32	105,6
Canal pirotecnico(pasivo)	3,3	40	2	80	132
Cámaras ESPCAM OV2640	3,3	150	3	450	495
Servomotor Sg90	5	250	1	250	1250
Elementos pasivos	3	2,5	12	30	90
TOTAL	-	853,4	-	1340,9	149061,35

Nota Aclaratoria. La tabla de presupuesto energético se realiza posterior a un análisis de los dispositivos indispensables que hacen parte de la aviónica, por ende, la presente tabla aborda todos los dispositivos una vez han sido seleccionados. La información allí abordada fue extraída de las hojas de datos del fabricante de cada dispositivo (ver Apéndice F).

Para la selección de la fuente de energía para la aviónica a bordo, se hace referencia a la Tabla 4 y la Figura 12, en las cuales se ilustran las opciones comerciales preseleccionadas. Su criterio de preselección se basó en el respectivo análisis técnico de las mismas y adicionalmente, se cuenta con algunas de ellas en el espacio de trabajo del semillero, lo cual facilitaría tiempos de validación y costos totales.

En ese orden de ideas y acorde a la Tabla 3 de presupuesto energético para la aviónica, se seleccionó la batería LiPo *Zippy Compact - 2200 mAh - 3S* mostrada en la Figura 12(a), pues al tener una capacidad de 2200 mAh permite suplir energéticamente a todos los dispositivos a bordo de la aviónica. De igual forma, el voltaje proporcionado de 11.1[V] permite un funcionamiento óptimo en

Figura 12: Baterías LiPo y Li-Ion preseleccionadas



(a) Batería LiPo 2200 mAh - 3S (b) Batería li-ion 3000 mAh - 1S (c) Batería LiPo 1000 mAh - 2S

Tabla 4: Características técnicas de baterías para la aviónica a bordo

Parámetro	Zippy Compact LiPo	Nano-Tech LiPo	BRC 18650 Li-ion	Unidades
Capacidad	2200	1000	3000	mAh
Voltaje	11.1	7.4	3.7	V
Descarga	25C	25C	3C	-
Peso	163	60	45	g
Dimensiones	75x35x18	71x35x12	18*67	mm
Conector entrada	JST-XH	XT-60	N/A	-
Conector salida	JST-XH	XT-60	N/A	-

la etapa de control de los circuitos de ignición para el subsistema de recuperación. Finalmente, sus características físicas como el peso y dimensiones se ajustan perfectamente a los requerimientos mecánicos y estructurales definidos en la sección 4.1.

Una vez seleccionada la fuente de energía para la electrónica a bordo del cohete sonda, es necesario ajustar el nivel de tensión de salida de la misma a los niveles de tensión requeridos por los demás dispositivos que componen la aviónica, para ello se definieron 2 salidas de 3.3[V] y 5[V] a partir de los 11.1[V] provenientes de la batería. El proceso de regulación de tensión se lleva a cabo a través del dispositivo convertidor reductor (*buck-converter*) **MP2307** mostrado en la Figura 13. Se decidió dicho regulador de tensión sobre los reguladores lineales **LDO LM7805** y **AMS1117** debido a su eficiencia y comportamiento frente a las condiciones requeridas, principalmente, por su principio de funcionamiento, lo cual causa que el calor disipado por los reguladores lineales al ser resistivos sea un factor crucial que no es viable en la aplicación del sistema. Adicionalmente, los factores de selección y características más relevantes del regulador MP2307 se encuentran en la Tabla 5.

La corriente de salida que se puede encontrar en la Tabla 5, es uno de los parámetros con más relevancia en la selección del regulador de tensión, ya que, acorde a la Tabla

3, solo el convertidor reductor **MP2307** tiene la capacidad de soportar la corriente que se precisa en la carga sin repercusiones como disipación de calor a altas temperaturas y pérdida de eficiencia, como sí ocurre con los otros dos reguladores lineales.

Figura 13: *Regulador convertidor reductor*



La estación terrena presenta ventajas significativas en términos de la etapa de potencia, pues, al requerir de un computador portátil para la visualización de datos recibidos, la energía suministrada al microcontrolador seleccionado proviene directamente de dicho dispositivo de cómputo.

Tabla 5: *Tabla comparativa - especificaciones técnicas reguladores preseleccionados*

Parámetro	LDO AMS1117	LDO LM7805	BC - MP2307	Unidades
Principio	Resistivo (calor)	Resistivo (calor)	Reactivo	-
Tensión de alimentación	hasta 15	7 hasta 15	4.75 hasta 23	V
Tensión de salida	1.5 hasta 5	4.8 hasta 5.2	0.925 hasta 20	V
Corriente de salida	hasta 1	hasta 1	hasta 3	A
Eficiencia (12V)	-	-	80 hasta 90	%
Temperatura	-20 hasta 120	0 hasta 125	-40 hasta 85	°C
Dimensiones	6.4x7x0.5	18.9x9.9x4.5	17x11x3.8	mm

2. Etapa de procesamiento

El procesamiento y gestión de la información llevado a cabo en la presente etapa se realiza a través de un microcontrolador con las capacidades técnicas de satisfacer cada requerimiento tanto de software como de hardware presentado en la sección 4.1. En la Figura 14 se ilustran los microcontroladores presentados en la Tabla 1 los cuales fueron preseleccionados por el equipo para esta etapa. En la Tabla 6 se presentan las principales características técnicas de las 3 opciones de microcontroladores.

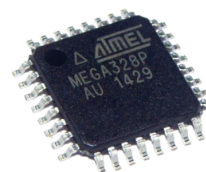
Dentro de los requerimientos expuestos en la sección 4.1 y en torno a la selección del microcontrolador, es necesario destacar la alta velocidad de procesamiento y muestreo que se requiere en cuanto a software y de igual manera la capacidad de

Figura 14: *Microcontroladores preseleccionados*


(a) ESP32-WROOM-32D



(b) STM32F401



(c) Atmega328P-AU

 Tabla 6: *Tabla comparativa - microcontroladores preseleccionados*

<i>Característica</i>	<i>ESP32 WROOM 32D</i>	<i>STM32F401</i>	<i>ATMEGA328P</i>	<i>Unidades</i>
Procesador	Tensilica Xtensa 32-bit LX6	Arm Cortex M4	Atmel Microchip	-
Número de núcleos	2	1	1	-
Tecnología de procesamiento	32	32	8	bits
Voltaje de alimentación	3.3	3.3	5	V
Frecuencia de reloj	40/160/240	84	20	MHz
Rendimiento	600	105	20	MIPS
Cantidad de GPIO's	34	36	23	unidad
Wi-Fi	802.11n @ 2.4 GHz	N/A	N/A	-
Bluetooth	v4.2 BR/EDR y BLE	N/A	N/A	-
ROM	458.752 (448KiB)	N/A	1	KB
SRAM	532.48 (520KiB)	64	2	KB
Flash	4	0.256	0.032	MB
SRAM RTC	16	N/A	N/A	KB
ADC	12bits - 18 canales	12 bit - 10 canales	10 bits - 6 canales	-
DAC	8bits - 2 canales	N/A	N/A	-
SPI/I2C/I2S/UART/USART	4/2/2/3/0	3/3/2/0/3	1/2/0/0/1	unidad

memoria que el microcontrolador ofrezca, es por ello que, los 2 núcleos que ofrece el **ESP32-WROOM-32D**, junto a la alta frecuencia de reloj de hasta 240 MHz, la cantidad de periféricos, entradas, salidas y su tecnología de 32 bits hacen que sea la opción más viable para el sistema. Por otro lado, los módulos ESP32, en general, poseen una alta compatibilidad con diferentes entornos de desarrollo de software como lo son principalmente: Arduino IDE y Platformio a través de Visual Studio Code. Esto facilita a gran medida la consecución de resultados y reduce significativamente tiempos y posibles errores que se puedan presentar.

3. Etapa de sensado

Tal como se ilustra en las Figuras 10 y 11, las variables físicas requeridas son: temperatura, presión atmosférica, unidades inerciales del cohete sonda y posición geográfica. A través de 3 diferentes módulos es posible realizar la medición de las variables previamente mencionadas.

- **Módulo Unidad de Medición Inercial (IMU)**

En la Figura 15 se presentan los módulos de medición inercial presentados en la Tabla 1, los cuales fueron preseleccionados por el equipo para medir las variables aceleración, rotación y campo magnético en los 3 ejes cartesianos. En la Tabla 7 se presentan las principales características técnicas de las 3 opciones de unidades de medición inercial.

Figura 15: Módulos de medición de unidades inerciales preseleccionados

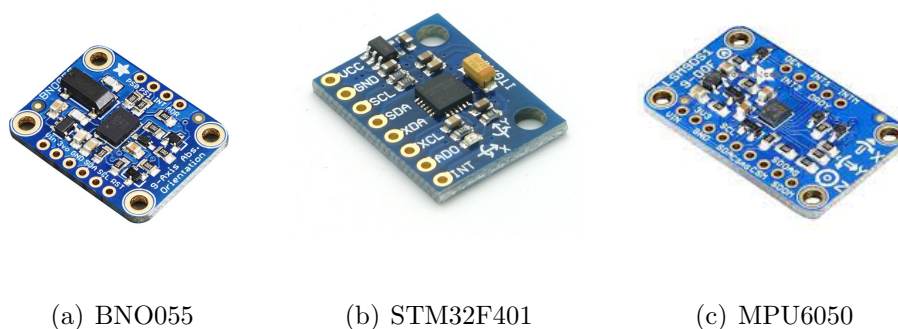


Tabla 7: Tabla comparativa - sensores de unidades inerciales preseleccionados

Característica	BNO055			MPU9250			LSM9DS1		
	Acelerómetro	Giróscopio	Magnetómetro	Acelerómetro	Giróscopio	Magnetómetro	Acelerómetro	Giróscopio	Magnetómetro
Sensor									
Tiempo de inicialización		400 [ms]			100 [ms]			100 [ms]	
Rango máximo	± 16 [g]	2000[$^{\circ}$ /s]	± 2500 [T]	± 16 [g]	2000[$^{\circ}$ /s]	± 4800 [T]	± 16 [g]	2000[dps]	± 400 [T]
Ancho De Banda	1000 [Hz]	523 [Hz]	-	218 [Hz]	250 [Hz]	-	119 [Hz]	119 [Hz]	-
Resolución	14 bits	16 bits	0.3[T]	16 bits	16 bits	15T/LSB	16 bits	16 bits	0.014T

Teniendo en cuenta las especificaciones de la Tabla 7 para cada módulo preseleccionado y los requerimientos específicos del sistema para la misión, se destaca la necesidad de un alto ancho de banda, necesario para responder a cambios rápidos en la medida obtenida por el sensor, en consecuencia, el ancho de banda de 523[Hz], junto con los rangos de medición del acelerómetro ± 16 [g] y magnetómetro ± 2500 [uT] hacen al módulo **BNO055** la opción más viable para ser seleccionada. Además, los módulos provenientes del fabricante Adafruit son versátiles en el momento de establecer comunicación con otros dispositivos electrónicos, dada la posibilidad de usar interfaces I2C, UART y SPI para establecer comunicación.

- **Módulo barométrico**

Los módulos de la Figura 16 incluyen los sensores de presión barométrica útiles para la medición de las variables de temperatura, presión y altura presentadas en la Figura 10. Estos módulos fueron preseleccionados dado su uso comercial y su respaldo bibliográfico a través de internet. En la Tabla 8 se resaltan las características más importantes de los sensores en cuestión.

Figura 16: *Módulos de sensores barométricos preseleccionados*

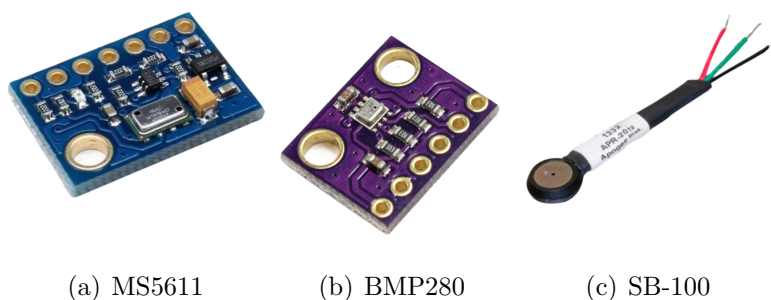


Tabla 8: *Tabla comparativa - sensores de presión atmosférica preseleccionados*

Característica	MS5611		BMP280		SB-100	
Característica de cada sensor	Presión	Temperatura	Presión	Temperatura	Presión	Temperatura
ADC	24 bits		20 bits		12 bits	
Protocolo de comunicación	I2C		I2C		I2C	
Rango	300-1100[hPa]	-40 - 85[°C]	300-1100[hPa]	-40 - 85[°C]	10-115[kPa]	-40 - 80[°C]
Resolución	0.16[Pa]	0.01[°C]	0.16[Pa]	0.01[°C]	0.015[hPa]	0.015[°C]

Para calcular la altura en tiempo real se hace uso de la variable presión obtenida a través del módulo barométrico. La ecuación que se emplea para el cálculo de la altura a partir de las lecturas de presión atmosférica se denomina **Ecuación barométrica**. Esta ecuación, es utilizada en la meteorología y oceanografía, para modelar cómo la presión (o densidad del aire) cambia con respecto a la altitud. La presión desciende aproximadamente 0.113 [mbar] por metro en los primeros 1000 metros sobre el nivel del mar [Berberan Santos et al., 1997].

$$P = Pb \left[\frac{T_b + (h - h_b)L_b}{T_b} \right]^{\frac{-g_0 * M}{R * L_b}} \quad (2)$$

Donde:

- P_b : Presión referencia - [Pa].
- P_o : Presión actual - [Pa].
- T_b : Temperatura referencia - [K].
- L_b : Tasa de caída de temperatura - [K/m] en ISA.
- h : Altura a la que se calcula la presión [m].
- h_b : Altura a la que se calcula la presión referencia [m].
- R : Constante universal de los gases: 8,3144598 - [J/(mol·K)].
- g_o : Aceleración gravitacional: 9.80665 - [m/s²].
- M : Masa molar del aire en la tierra: 0.0289644 - [kg/mol].

Despejando $P_b=P_o$, $T_b=273.15+T$, $T=15$, $h_b=0$, $L_b=-0.0065$ y $g_o*M/R*L_b = -5.25579$. Se tiene:

$$Altura[cm] = 44330.0 * \left(1 - \frac{presión0}{presiónActual} \right)^{0.1903} \quad (3)$$

Donde:

- $presión0$: Promedio de x valores de presión actual - [Pa].
- $presiónActual$: Presión actual - [Pa].

Dada la necesidad de registrar cambios rápidos en la temperatura y presión para hacer el cálculo de la altura y registrar cálculos confiables de dichas variables atmosféricas durante la misión, el módulo barométrico seleccionado debe contar con una alta resolución y una alta velocidad de respuesta. Es por ello que, basados en las especificaciones para cada módulo barométrico de la Tabla 8 y los requerimientos técnicos del sistema de la sección 4.2, se puede notar que los módulos preseleccionados tienen especificaciones similares entre sí y que a su vez satisfacen los requerimientos del sistema. A pesar de ello, el módulo **MS5611** es ligeramente más adecuado debido a su especificación de convertidor ADC de 24 bits. En este caso, se tiene en cuenta otros criterios de selección, como la disposición del módulo **MS5611** en el espacio de trabajo del semillero de investigación, lo cual permite seleccionar dicho sensor como la opción más adecuada para el sistema.

- **Sistema de posicionamiento global (GPS)**

Con el objetivo de asegurar una recuperación exitosa del cohete sonda, una vez ha aterrizado en tierra, se dispone de módulos de posicionamiento global (GPS), para tal fin, en la Figura 17 se muestran los GPS preseleccionados mencionados en la Tabla 1. En la Tabla 9 se presentan las principales características técnicas de las 2 opciones de módulos GPS.

Figura 17: *Módulos GPS preseleccionados*

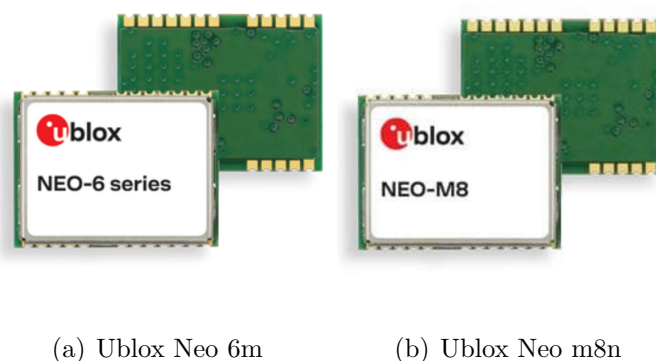


Tabla 9: *Tabla comparativa - localizadores geográficos preseleccionados*

Característica	Ublox Neo 6m	Ublox Neo m8n	Unidades
Frecuencia	1575	1575	MHz
Número de canales	50	72	canales
Tiempo de arranque	27	26	s
Sensibilidad de adquisición	-147	-167	dBm
Temperatura máxima de operación	85	85	°C

Teniendo en cuenta las especificaciones de la Tabla 9 para cada GPS. Se destaca la necesidad de proporcionar información de posicionamiento en tiempo real durante la misión para que una vez el cohete regresa a tierra, se obtengan las coordenadas exactas para recuperar la estructura donde se contiene el registro de datos y la electrónica en general. Se evidencia que los módulos preseleccionados tienen especificaciones muy parecidas entre sí, que al mismo tiempo cumplen con los requerimientos del sistema. En este caso, se tiene en cuenta otros criterios de selección como la disposición del módulo **Ublox Neo 6m** en el espacio de trabajo del semillero de investigación, lo cual lo hace la opción más adecuada.

4. *Etapa de control*

La etapa de control, en conjunto con la etapa de procesamiento, son cruciales en el éxito de la misión, pues allí, a partir de las lecturas de los sensores, la lógica del algoritmo desarrollado y los componentes de la presente etapa, se realiza un correcto y oportuno despliegue de los paracaídas de doble evento de la misión.

El subsistema de recuperación es el encargado de seleccionar el mecanismo y los dispositivos que utilizará para ejecutar la acción que se activará a través del subsistema de aviónica mediante la presente etapa de control. Para ello, se requiere de un circuito de ignición que soporte por un corto periodo de tiempo una cantidad considerable de corriente a través de la carga escogida por el subsistema de recuperación, de tal manera, en términos de hardware se precisa de un transistor tipo MOSFET de canal N configurado como interruptor y que permita a través de una salida digital del microcontrolador controlar las señales de activación de la salidas de ignición. Con tal objetivo, en la Figura 18 y la Tabla 10 se puede observar y analizar las características principales de los transistores tipo MOSFET preseleccionados.

Figura 18: *Etapa de control - Transistores preseleccionados*



Tabla 10: *Tabla comparativa - transistores de canal N preseleccionados*

Parámetro	IRFZ44N	IRF520	IRF530	Unidades
Máxima tensión Vds	55	100	100	V
Máxima corriente Ids	49	10	14	A
Resistencia Rds(on)	0.22	0.27	0.18	ohm
Potencia disipada	100	70	75	A
Temperatura de operación	-55 hasta 175	-65 hasta 175	-55 hasta 160	%
Corriente (Vgs = 3.3V)	14	1	2	A

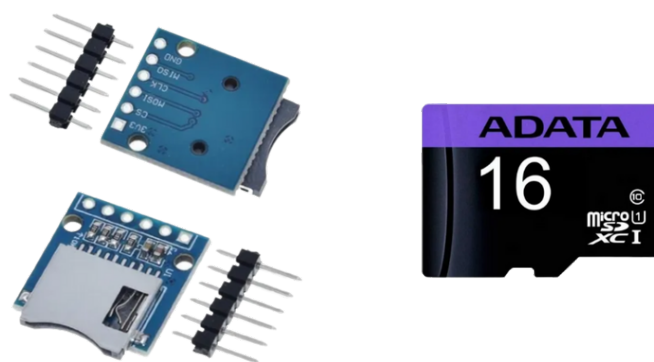
Tal y como se mencionó previamente, un pico de corriente por un periodo de tiempo muy corto es necesario para la activación del mecanismo que eyecte los paracaídas, en ese sentido, el transistor **IRFZ44N** es el único que suple dicho requerimiento a partir de los 3.3[V] de la salida digital del microcontrolador ESP32-WROOM-32D. En ese sentido, dicho transistor se seleccionó para conformar el circuito de ignición que se ilustra en la Figura 36 de la sección 6.

La detección de apogeo se lleva a cabo mediante el sensor de presión barométrica MS5611, usando las variables de presión y temperatura para así obtener la altura. Para la detección de apogeo por medio de la altura, se codifica la lógica de programación para detectar el apogeo del cohete haciendo uso del método 1 descrito en el Marco Conceptual, guardando registros de las mediciones en cada periodo de tiempo definido previamente, para posteriormente realizar una diferencia entre el valor actual y el registro anterior almacenado. En el momento que la diferencia sea negativa, conforme a un margen establecido, será el momento indicado para emitir la señal de activación, pues se habrá detectado el apogeo.

5. *Etapa de almacenamiento*

Validar el funcionamiento general de la aviónica es posible mediante la recolección de datos, por ello la etapa de almacenamiento y de igual forma la etapa de telemetría son indispensables, pues de esa manera es posible corroborar y confirmar los objetivos planteados en la sección 1.

Figura 19: *Dispositivos de almacenamiento seleccionados*



(a) Adaptador para memoria microSD (b) Memoria microSD UHSI

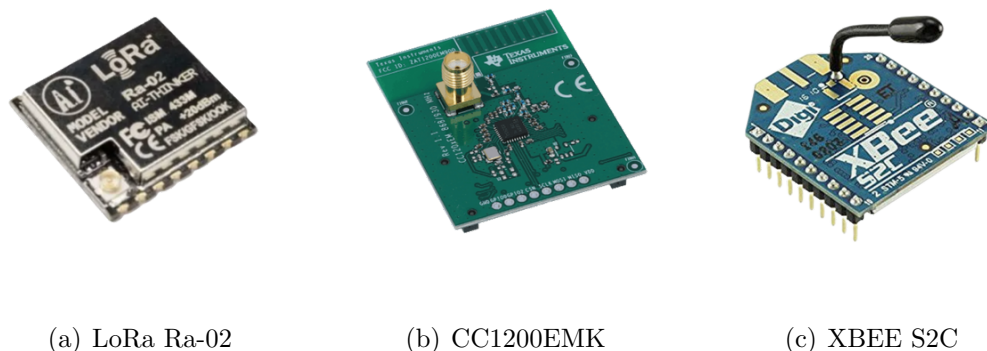
El almacenamiento de datos local se realiza de manera efectiva a través de memorias microSD, por ello se seleccionaron este tipo de memorias con el fin de almacenar la información obtenida mediante los sensores y los cálculos realizados a través del microcontrolador para posteriormente caracterizar tanto la misión como el mismo cohete sonda. En la Figura 19 se puede observar el módulo y la memoria seleccionada, de igual forma la Tabla 11 contiene las principales características técnicas de la memoria seleccionada.

Tabla 11: *Especificaciones técnicas tarjeta microSD seleccionada*

Parámetro	MicroSD UHS-I	Unidades
Capacidad	16	GB
Clase velocidad	10	-
Voltaje de alimentación	2.7 - 3.6	V
Velocidad de lectura	50	MB/s
Velocidad de escritura	10	MB/s
Peso	0.25	gr

6. *Etapa de telemetría*

Al igual que la etapa de almacenamiento, la etapa de telemetría sustenta y soporta el cumplimiento de los objetivos específicos que conllevan finalmente la consecución del objetivo general. A través de la presente etapa es posible validar que el radioenlace diseñado tras la selección de los módulos y dispositivos correctos sea útil y permita transmitir los datos requeridos para así poder visualizarlos posteriormente en la etapa de visualización. Para lograrlo, se incursionó en la búsqueda de tecnologías que permitieran alcanzar el objetivo, dentro de las cuales se encontró que los módulos transeptores son la mejor opción para dichos propósitos de transmisión de datos, pues al permitir ser configurados bien sea como transmisor o receptor, dependen directamente de su composición y arquitectura interna para suplir radioenlaces que alcancen diferentes distancias. Basados en los requerimientos de la sección 4.2 se encontraron útiles los siguientes módulos: XBEE-S2C, LoRa Ra-02 y CC1200EMK. La Figura 20 ilustra los módulos en cuestión, mientras que la Tabla 12 muestra las especificaciones técnicas principales que permitan la selección del dispositivo.

Figura 20: *Módulos transceptores preseleccionados*


(a) LoRa Ra-02

(b) CC1200EMK

(c) XBEE S2C

 Tabla 12: *Tabla comparativa - módulos transceptores preseleccionados*

Parámetro	XBEE - S2C	LoRa Ra-02	CC1200EMK	Unidades
Tensión de operación	2.1 hasta 3.6	1.8 hasta 3.7	2 hasta 3.6	V
Corriente de recepción	38	12.15	23.5	mA
Corriente de transmisión	35	87	36	mA
Frecuencia de operación	2400	420 hasta 450	820 hasta 950	MHz
Velocidad en transmisión	1	32	1.25	Mbps
Distancia máxima de operación	1	15	10	Km
Antena	Incorporada	Externa	Externa	-
Temperatura de operación	-40 hasta 85	-40 hasta 85	-40 hasta 85	°C

Luego de un análisis del estado del arte y una revisión en diferentes aspectos tanto teóricos como prácticos, se llega a la conclusión que tanto el módulo **LoRa Ra-02** como el módulo **CC1200EMK** poseen las especificaciones técnicas para satisfacer los requerimientos técnicos establecidos en la sección 4.2. Sin embargo, por cuestiones económicas, de logística en tiempos de envío y demás factores, se decide que el módulo **LoRa Ra-02** es la opción más viable y por ende se selecciona, ya que es un dispositivo comercial en Colombia al cual es posible acceder en un periodo corto de tiempo y bajo una inversión no tan elevada, caso contrario con el módulo transceptor CC1200EMK, pues al ser una tecnología que se comercializa fuera del país, los costos y tiempos de entrega se extienden considerablemente.

7. *Etapa de visualización*

La etapa de visualización llevada a cabo en la estación terrena, parte de la lectura de la información proveniente de la aviónica a bordo del cohete a través del puerto serial de la computadora de la misión. Allí, por medio de desarrollo de software, se realiza de manera efectiva la visualización de la información en tiempo real, esto permite conocer el estado de la misión y de los diferentes componentes de la aviónica. La

solución propuesta por parte del presente proyecto, incorpora la visualización local haciendo uso del lenguaje de programación Java, lo cual permite facilitar el análisis visual de los datos obtenidos y reconocer el estado de la misión. Paralelamente, se trabaja en conjunto al proyecto de grado *Diseño e Implementación del front-end y back-end de una plataforma IoT para recepción, registro y visualización de los datos de telemetría y del payload del cohete sonda de combustible sólido Orión del Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial*, el cual desarrolla una interfaz IoT que se ajusta dinámicamente a los requerimientos de visualización dependiendo el sistema a integrar.

5 Implementación de la solución propuesta

La solución propuesta descrita a detalle en la sección 4, se materializa bajo la implementación en la presente sección. El proceso de implementación se llevó a cabo bajo la metodología por etapas, pues, al ser un proyecto modular, permite su desarrollo individual para posteriormente realizar la respectiva integración de cada etapa. En ese sentido, en la sección 6.1 se describe la implementación y pruebas de laboratorio desarrolladas para cada etapa, mientras que en la sección 6.2 se describe la integración de todas las etapas y los resultados obtenidos a lo largo del desarrollo y puesta en marcha del proyecto.

Es importante resaltar que la implementación se llevó a cabo bajo la tecnología modular de los componentes seleccionados, es decir, que la gran mayoría de componentes electrónicos seleccionados y descritos a detalle en la sección 4, fueron adquiridos e implementados en su versión de módulo. Las razones de lo anteriormente mencionado se deben a los altos costos y larga espera en tiempos de envío que ello abarca, pues los componentes en su versión SMD o superficial, deben ser importados de países como Estados Unidos o China y por cuestiones de tiempo, para una participación exitosa en el Latin American Space Challenge 2022, no se encontró viable acatar dichos costos y tiempos de espera.

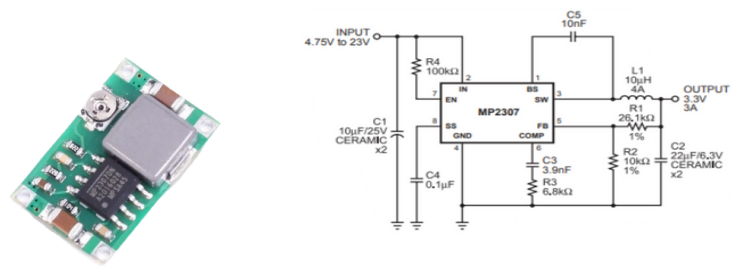
5.1 Implementación específica por etapa

5.1.1 *Implementación de la etapa de potencia*

La etapa de potencia requiere de una previa calibración y validación de los reguladores de tensión **MP2307** para los niveles de 3.3[V] y 5[V] necesarios haciendo uso de la batería LiPo de 3 celdas. Para ello, se verifica inicialmente que el módulo a utilizar, mostrado en la Figura 21(a), incorpore el circuito propuesto por el fabricante (mostrado en la Figura 21(b)) para un correcto uso del mismo.

Una vez verificado dicho circuito, se ajustan los valores de tensión a través del regulador incorporado en el módulo y se validan dichos niveles haciendo uso de la batería y multímetros, tal como se ilustra en la Figura 22. De tal manera se logra evidenciar y asegurar una correcta etapa de potencia, la cual alimente, supla la suficiente energía y de excelente calidad a los demás dispositivos electrónicos que componen el sistema. Adicionalmente, se asegura el correcto estado de cada una de las celdas que componen la batería, este proceso se lleva a cabo haciendo uso del multímetro, tal como se muestra en la Figura 23.

Figura 21: *Convertidor reductor MP2307*

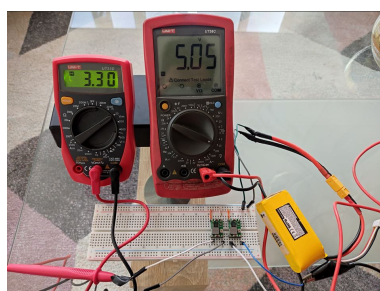


(a) Módulo MP2307

(b) Circuito implementado

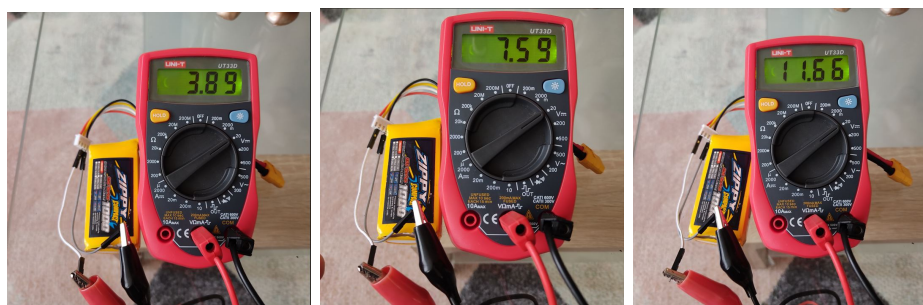
Nota. Módulo convertidor reductor MP2307 junto al circuito recomendado por el fabricante. Extraído de: <https://www.alldatasheet.com/datasheet-pdf/pdf/188828/MPS/MP2307DN.html>.

Figura 22: *Ajuste y validación de módulos reguladores*



Nota. En esta imagen se evidencia el montaje realizado para validar el funcionamiento del circuito regulador de la Figura 21 implementado en la aviónica.

Figura 23: *Validación de la tensión de carga en las celdas de la batería*



(a) Celda 1.

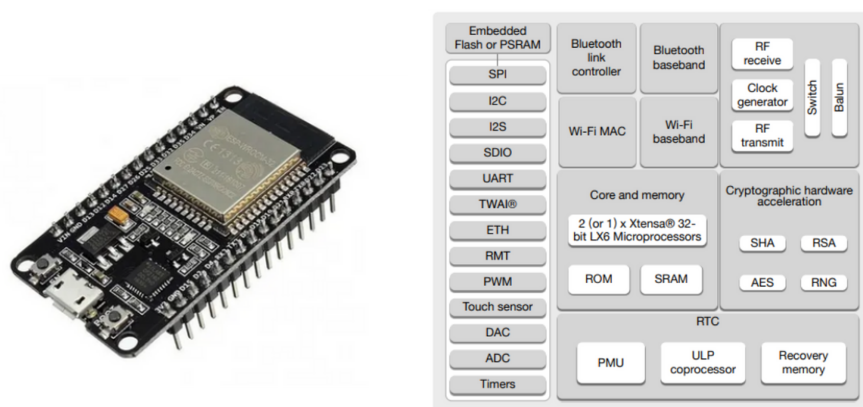
(b) Celda 2.

(c) Celda 3.

5.1.2 Implementación de la etapa de procesamiento

Tal y como se mencionó en la introducción a la presente sección, el microcontrolador es uno de los dispositivos que requiere su implementación a través de su versión modular, por tal motivo, en la Figura 24(a) se puede observar la tarjeta de desarrollo NodeMCU, la cual, basa su funcionamiento en el microcontrolador ESP32-WROOM-32D. A su vez, en la Figura 24(b), se ilustra la arquitectura interna de dicho microcontrolador, destacando sus características mostradas en la Tabla 6.

Figura 24: *ESP32 versión modulo - NodeMCU*



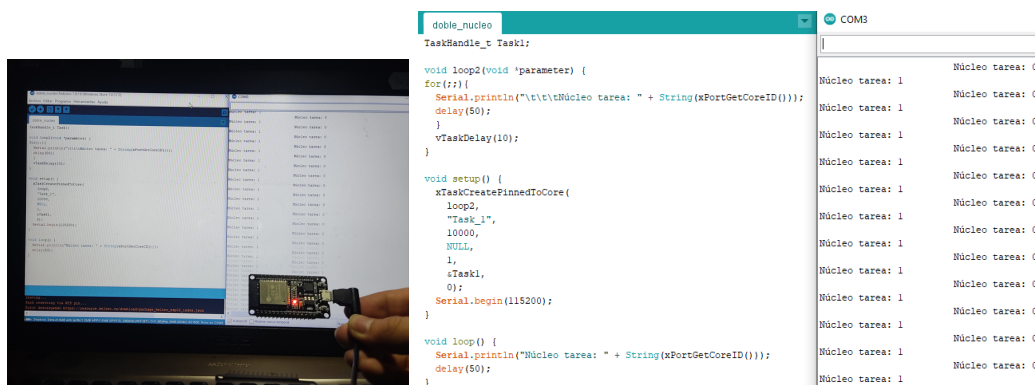
(a) Módulo NodeMCU - ES32

(b) Diagrama de pines del módulo.

El funcionamiento del microcontrolador, se valida a través de la implementación de las etapas de sensado y la implementación de la etapa de control. Sin embargo, a través de la práctica es posible validar el funcionamiento de los dos núcleos del microcontrolador. El procedimiento se puede observar a través de la Figura 25, este es crucial para el correcto funcionamiento de la misión, pues, a través del uso de ambos núcleos simultáneamente se plantean las soluciones relevantes en el tema de telemetría, procesamiento y almacenamiento de la información.

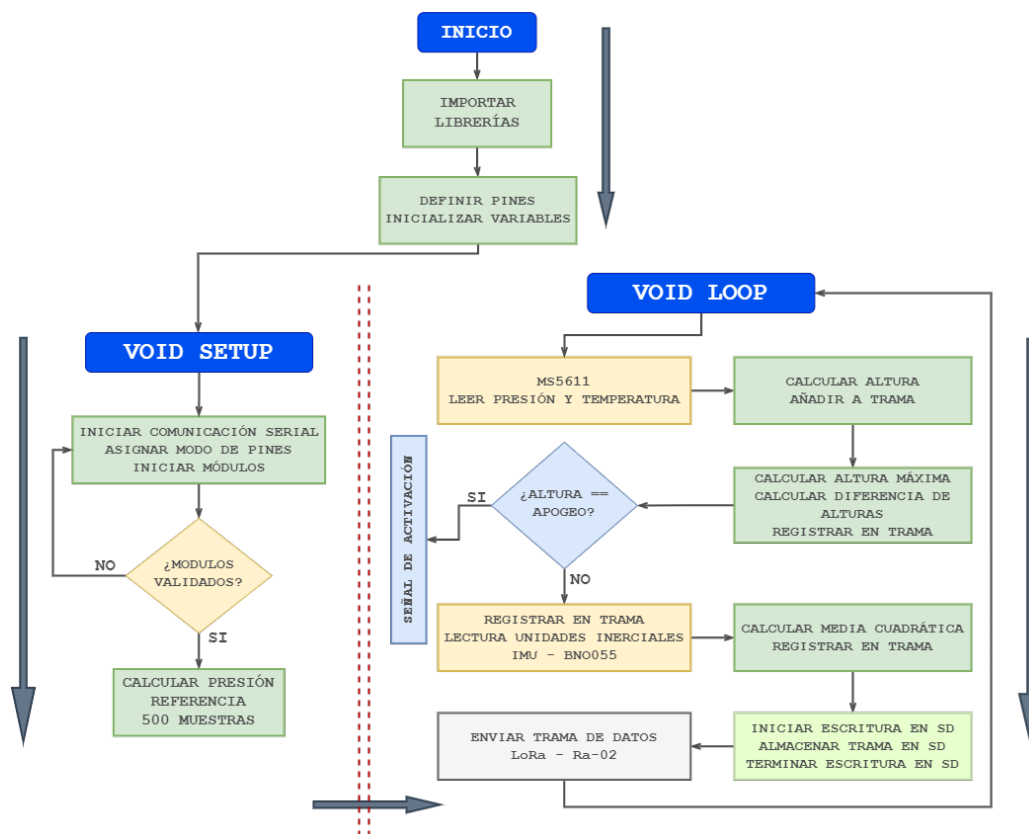
Por otro lado, la etapa de procesamiento también abarca el desarrollo de software y el algoritmo general que compone la aviónica. En ese sentido, en la Figura 26 se ilustra el diagrama de flujo lógico del algoritmo implementado a través de código haciendo uso del entorno de desarrollo de Arduino. El código implementado con todos los detalles de cada etapa se encuentra en el Apéndice B.

Figura 25: Módulo NodeMCU-ESP32 ejecutando tareas en sus 2 núcleos



Nota. Validación del código implementado usando los 2 núcleos de procesamiento con los que cuenta el microcontrolador usado ESP32-wroom.

Figura 26: Algoritmo general implementado



Nota. Diagrama de flujo que contiene la lógica general del algoritmo usado en la programación implementada en la tarjeta electrónica para cumplir los objetivos y requerimientos propuestos durante el vuelo.

Para validar el funcionamiento de dicho algoritmo, es necesario revisar el Apéndice D, el cual aloja material audiovisual de las pruebas de funcionamiento realizadas antes, durante y después del evento, de igual forma, los apartados de implementación de las demás etapas. Allí se puede comprobar que tanto el algoritmo utilizado, como la implementación de las etapas de procesamiento, sensado, control y almacenamiento son ejecutadas exitosamente.

5.1.3 *Implementación de la etapa de sensado*

La etapa de sensado se divide en 3 secciones correspondientes a cada uno de los 3 módulos seleccionados: **sensor barométrico - MS5611**, **sensor de unidades inerciales - BNO055** y **localizador geográfico - Ublox Neo 6M**. Lo anterior dado que inicialmente se realiza la validación individual de cada uno de ellos para posteriormente realizar la respectiva integración. Adicionalmente, la etapa de sensado permite validar la implementación realizada en la etapa de procesamiento.

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum(X - X_i)}{N - 1}} \quad (4)$$

$$E_r[\%] = \left[\frac{\sum(X - X_i)}{N * X} \right] * 100 \quad (5)$$

Donde:

X: Promedio de los datos.

X_i : Muestra específica.

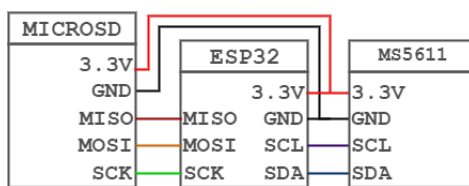
N: Número total de muestras.

Cada módulo sensor mencionado previamente se caracterizó mediante la realización de pruebas estáticas de los mismos, se realizó la toma de mediciones y a través de las Ecuaciones 4 y 5, se analizan los datos obtenidos y se determina la viabilidad de uso y el funcionamiento de cada uno de ellos. La desviación estándar calculada permite corroborar la precisión de cada sensor, asimismo, mediante el cálculo del error con la Ecuación 5 se puede determinar la confiabilidad que cada módulo brinda en la aplicación requerida.

- **Sensor barométrico - MS5611:**

Para validar el cálculo de altura basado en la presión atmosférica y temperatura provenientes del sensor barométrico, se realiza el montaje ilustrado en la Figura 27.

Figura 27: Diagrama de conexiones - sensor barométrico



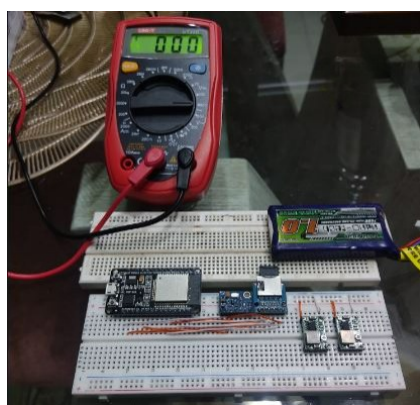
Nota. Diagrama de conexiones de ESP32, MicroSD y módulo MS5611, donde se especifican las conexiones internas de acuerdo a los protocolos de comunicación I2C y SPI.

En la Figura 28(a) se ilustra la implementación individual del sensor barométrico MS5611 en tablero electrónico de pruebas (protoboard). A través de las mediciones de presión y temperatura se realiza el cálculo de la altura correspondiente, dicho cálculo matemático se realiza basándose en la **ecuación barométrica**:

$$Altura[cm] = 44330.0 * \left(1 - \frac{presion0}{presionActual} \right)^{0.1903} \quad (6)$$

Esta fórmula es implementable a una altitud máxima de 9 [Km], punto en el cual la relación entre presión y altura inicia a disminuir la linealidad.

Figura 28: Implementación sensor barométrico MS5611



(a) Montaje realizado

Contador	Anterior	Actual	Intervalo	Temperatura	Presión	Altura
0;	0;	6703;	6703;	19.64;	757.43;	-0.93
1;	6703;	6822;	119;	19.66;	757.25;	1.07
2;	6822;	6806;	36;	19.62;	757.39;	-0.49
3;	6806;	7038;	198;	19.59;	757.33;	0.18
4;	7038;	7113;	55;	19.59;	757.33;	0.18
5;	7113;	7151;	38;	19.59;	757.33;	0.18
6;	7151;	7189;	38;	19.59;	757.33;	0.18
7;	7189;	7227;	38;	19.59;	757.33;	0.18
8;	7227;	7265;	38;	19.59;	757.33;	0.18
9;	7265;	7303;	38;	19.68;	757.36;	-0.15
10;	7303;	7341;	38;	19.59;	757.44;	-1.04
11;	7341;	7379;	38;	19.59;	757.44;	-1.04
12;	7379;	7413;	34;	19.59;	757.33;	0.18
13;	7413;	7451;	38;	19.59;	757.33;	0.18
14;	7451;	7489;	38;	19.66;	757.47;	-1.38
15;	7489;	7527;	38;	19.59;	757.33;	0.18
16;	7527;	7565;	38;	19.59;	757.33;	0.18
17;	7565;	7603;	38;	19.59;	757.33;	0.18
18;	7603;	7641;	38;	19.59;	757.44;	-1.04
19;	7641;	7691;	50;	19.59;	757.33;	0.18
20;	7691;	7729;	38;	19.59;	757.33;	0.18
21;	7729;	7785;	56;	19.59;	757.33;	0.18
22;	7785;	7831;	46;	19.59;	757.33;	0.18
23;	7831;	7869;	38;	19.59;	757.44;	-1.04

(b) Datos obtenidos

Nota. Montaje realizado junto a los datos obtenidos de la prueba estática de funcionamiento del módulo MS5611. Los resultados obtenidos se pueden observar en las gráficas de la Figura 29, en las Tablas 13, 14 y las ecuaciones 7, 8 y 9.

Tabla 13: *Análisis de comportamiento del sensor MS5611 - presión barométrica*

Variable	Factor	Mínimo	Máximo	Unidades
Presión teórica	Precisión	-1,5	1,5	[mbar]
	Banda de error	-3,5	3,5	[mbar]
	Tiempo de respuesta	7,4	9,04	[ms]
Presión Experimental	Precisión	-0,17	0,2	[mbar]
	Desviación Estándar	-	0,057	[mbar]
	Error relativo presión	-	0,057	[%]
	Error relativo altura	-	0,637	[%]
	Tiempo de respuesta	40	41,6	[ms]

 Tabla 14: *Análisis de comportamiento del sensor MS5611 - temperatura*

Variable	Factor	Mínimo	Máximo	Unidades
Temperatura Teórica	Precisión	-2	2	[°C]
	Resolución	0,012	0,002	[°C]
Temperatura experimental	Precisión	-0,025	0,065	[°C]
	Desviación Estándar	-	0,01	[°C]
	Error relativo	-	0,007	[%]
	Tiempo de respuesta	40	41,67	[ms]

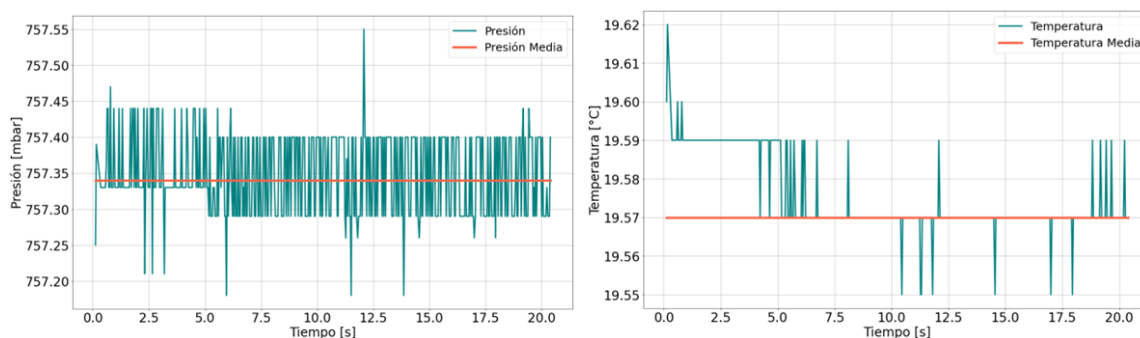
$$Presión_{experimental} = 757.35 \pm 0.052[mbar] \quad (7)$$

$$Temperatura_{experimental} = 19.58 \pm 0.0014[°C] \quad (8)$$

$$Altura_{calculada} = -0.0127 \pm 0.61[m] \quad (9)$$

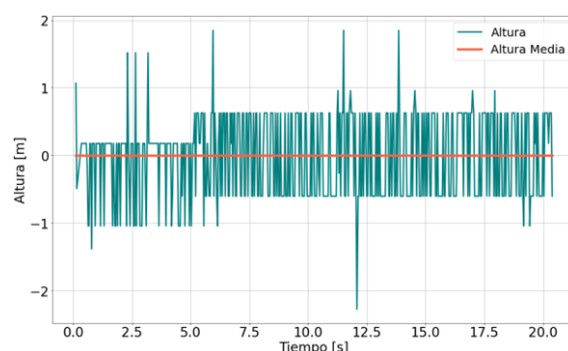
En la Figura 28(b) se encuentran los datos mediante los cuales se logró realizar las gráficas de la Figura 29, los análisis de las Tablas 13, 14 y obtener la caracterización de las mediciones del sensor de las ecuaciones 7, 8 y 9. La prueba se realizó durante 5 minutos de los cuales se extrajo los datos de un periodo de 20 segundos con un total de 500 muestras, esto permitió validar el funcionamiento y corroborar la información suministrada por el fabricante del sensor. En las tablas se puede observar el análisis estadístico que permite validar la precisión del sensor, mientras que en la Figura 29 se observa el comportamiento del mismo en sus 3 variables.

Figura 29: Datos obtenidos - Implementación estática del sensor MS5611



(a) Presión atmosférica.

(b) Temperatura atmosférica



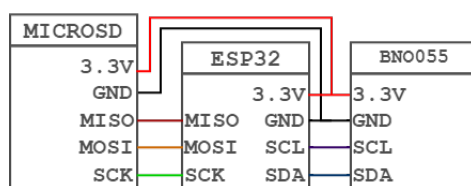
(c) Altura calculada

Nota. La Figura ilustra las mediciones realizadas con el sensor barométrico MS5611 estáticamente, lo cual permite validar la resolución y rango de operación del mismo. Es posible observar que la variación en las mediciones se mantiene en un rango específico lo cual confirma el correcto estado de funcionamiento del sensor y asegura confiabilidad en su uso. Las Tablas 13 y 14 contienen más información detallada al respecto.

- **Sensor unidades inerciales - BNO055:**

Al igual que con el sensor barométrico, el sensor de unidades inerciales BNO055 se implementa de forma individual antes de integrarlo al sistema, esto con el fin de validar su funcionamiento y corroborar que las mediciones realizadas sean correctas y acordes a las características del lugar de medición. De esta manera, se implementa el diagrama de conexiones de la Figura 30, del mismo, se puede evidenciar que al igual que el sensor barométrico hacen uso del protocolo de comunicación serial I2C, protocolo que permite el uso simultáneo de una gran cantidad de sensores gracias a la capacidad de procesamiento del microcontrolador seleccionado.

Figura 30: Diagrama de conexiones sensor de unidades inerciales



Nota. Diagrama de conexiones entre el microcontrolador ESP32, MicroSD y el módulo BNO055, donde se especifican las conexiones necesarias para su funcionamiento de acuerdo a los protocolos de comunicación I2C y SPI.

La Figura 31 representa el montaje realizado en el tablero electrónico de pruebas (protoboard) y los datos obtenidos en la prueba estática que permiten obtener las gráficas de la Figura 32.

Figura 31: Implementación sensor de unidades inerciales BNO055



(a) Montaje realizado

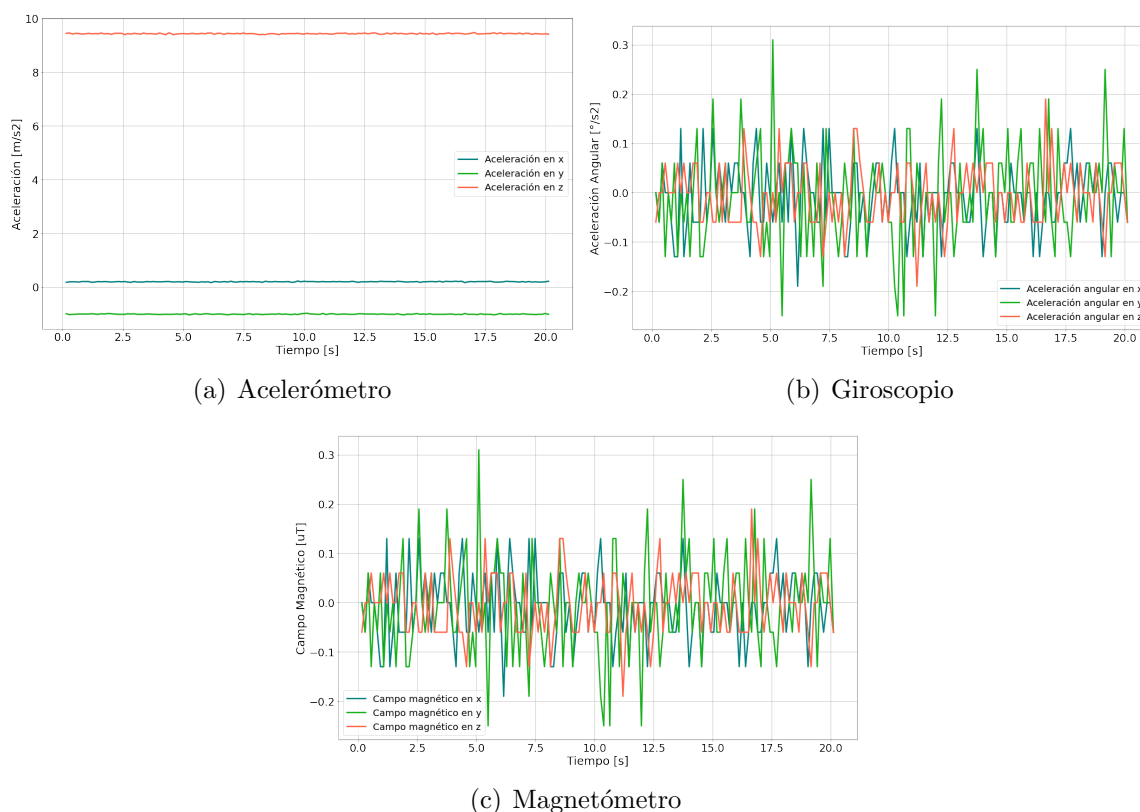
Count	Ant	Act	Int	X_mag	Y_mag	Z_mag
0;	0;	1986;	1986;	0.00;	0.00;	0.00
1;	1986;	2162;	176;	0.00;	0.00;	0.00
2;	2162;	2239;	77;	0.00;	0.00;	0.00
3;	2239;	2477;	238;	-8.25;	3.69;	12.50
4;	2477;	2573;	96;	-3.00;	14.50;	19.62
5;	2573;	2651;	78;	0.50;	24.44;	50.63
6;	2651;	2729;	78;	5.06;	51.81;	120.06
7;	2729;	2810;	81;	71.69;	-7.44;	141.25
8;	2810;	2887;	77;	63.56;	14.13;	59.25
9;	2887;	2964;	77;	54.50;	-7.31;	-2.31
10;	2964;	3042;	78;	36.44;	-45.00;	1.50
11;	3042;	3122;	80;	77.94;	-35.69;	59.06
12;	3122;	3202;	80;	41.69;	-43.56;	142.00
13;	3202;	3288;	86;	108.94;	33.00;	180.12
14;	3288;	3365;	77;	-70.62;	132.12;	202.62
15;	3365;	3443;	78;	15.13;	10.63;	12.00
16;	3443;	3523;	80;	59.94;	-61.44;	-11.50
17;	3523;	3603;	80;	-31.37;	24.87;	-34.31
18;	3603;	3692;	89;	15.13;	-23.12;	-7.00
19;	3692;	3772;	80;	3.25;	4.75;	-5.06
20;	3772;	3852;	80;	12.94;	-2.00;	-3.06
21;	3852;	3948;	96;	4.75;	-5.81;	-1.12
22;	3948;	4027;	79;	-5.06;	3.62;	-0.19
23;	4027;	4106;	79;	-3.62;	0.06;	-0.69

(b) Datos obtenidos

Nota. Prueba estática realizada con el módulo BNO055 en la cual se ilustra el montaje realizado junto a los datos obtenidos de la misma.

De la Figura 32(a) se puede observar que, a diferencia de la componente Z , la cual ilustra los datos de la aceleración de la gravedad, es decir, aproximadamente 9.8 [m/s²], las componentes X y Y toman un valor de aproximadamente 0 [m/s²], valor esperado dado que al estar el módulo en estado de reposo, no hay fuerza alguna que lo afecte en dichas componentes. Los resultados obtenidos permiten asegurar el correcto funcionamiento del sensor y coherencia en su medición.

Figura 32: Datos obtenidos - Implementación estática del sensor BNO055



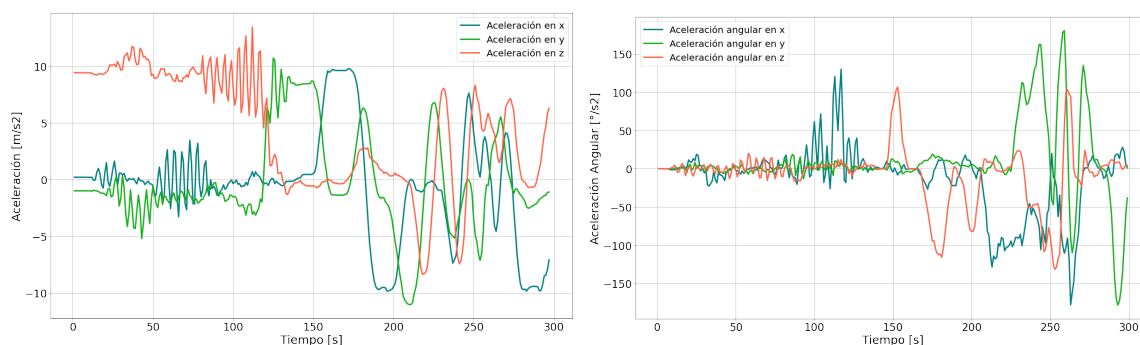
Nota. La Figura ilustra las mediciones tomadas estáticamente con el módulo IMU BNO055, las cuales permiten validar la resolución y rango de operación del mismo. Al mismo tiempo, es posible validar que la variación en las mediciones se mantiene en un rango específico lo cual confirma el correcto estado de funcionamiento del sensor y asegura confiabilidad en su uso (ver Tabla 15).

Dada la importancia del sensor de unidades inerciales BNO055 y su participación en las etapas de sensado y control, se hace necesario abarcar un mayor número de posibles escenarios con el fin de validar su correcto funcionamiento, para ello se plantean diferentes pruebas que abarquen los posibles movimientos que pueda sensar el módulo.

Como se observa en la Figura 33, se evidencia el cambio en las lecturas del sensor cada vez que se efectúa un movimiento en alguno de los grados de libertad que lo componen, 3 en acelerómetro, 3 en giroscopio y 3 en magnetómetro. De esta manera, es posible a través de pruebas individuales de movimiento en cada variable mencionada validar el correcto funcionamiento del sensor.

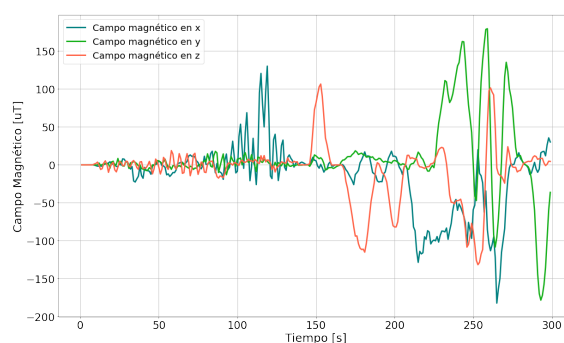
Tabla 15: *Análisis de comportamiento del sensor de unidades inerciales BNO055*

Variable	Factor	Mínimo	Máximo	Unidades
Acel_X	Precisión	-0,032	0,028	[m/s ²]
	Desviación Estándar	-	0,011	
Acel_Y	Precisión	-0,025	0,035	
	Desviación Estándar	-	0,011	
Acel_Z	Precisión	-0,036	0,043	
	Desviación Estándar	-	0,017	
Giro_X	Precisión	-0,183	0,196	[°/s ²]
	Desviación Estándar	-	0,067	
Giro_Y	Precisión	-0,245	0,314	
	Desviación Estándar	-	0,098	
Giro_Z	Precisión	-0,181	0,198	
	Desviación Estándar	-	0,063	
Magn_X	Precisión	-0,18	0,139	[uT]
	Desviación Estándar	-	0,069	
Magn_Y	Precisión	-0,242	0,317	
	Desviación Estándar	-	0,098	
Magn_Z	Precisión	-0,185	0,194	
	Desviación Estándar	-	0,061	
Todos	Tiempo de respuesta	-	125	[ms]

 Figura 33: *Datos obtenidos - Implementación en movimiento del sensor BNO055*


(a) Acelerómetro

(b) Giroscopio



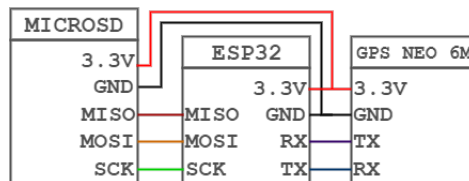
(c) Magnetómetro

Nota. Esta figura muestra el comportamiento de las variables leídas por el sensor IMU BNO055 aceleración, aceleración angular y campo magnético, al llevar a cabo rotaciones en los diferentes ejes.

• **Localizador geográfico - Ublox Neo 6M:**

A diferencia de los dos sensores previamente presentados, el localizador geográfico (GPS) se comunica con el microcontrolador a través del protocolo de comunicación serial UART, (ver Figura 34).

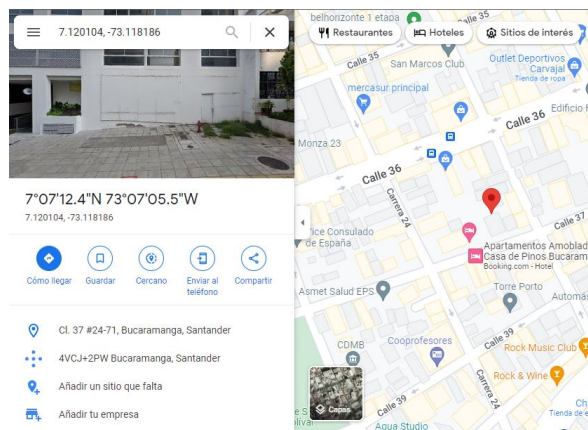
Figura 34: Diagrama de conexiones localizador geográfico GPS NEO-6M



Nota. Diagrama de conexiones entre el microcontrolador ESP32, el GPS NEO 6M y la memoria microSD, donde se especifican las conexiones internas de acuerdo al protocolo de comunicación UART y SPI.

Se realiza la prueba respectiva al módulo GPS, el cual brindó información de las coordenadas del mismo, al realizar la búsqueda en la herramienta Google Maps de las coordenadas arrojadas ([7.120104, -73.118186]), se puede visualizar en la Figura 35 la ubicación del lugar donde fueron realizadas las pruebas, corroborando de esta manera que individualmente el GPS Ublox Neo-6M funciona correctamente y garantiza la localización de la aviónica en el momento de ser integrado al sistema con un margen de error no mayor a 100 metros.

Figura 35: Resultados de búsqueda a través de coordenadas arrojadas por GPS



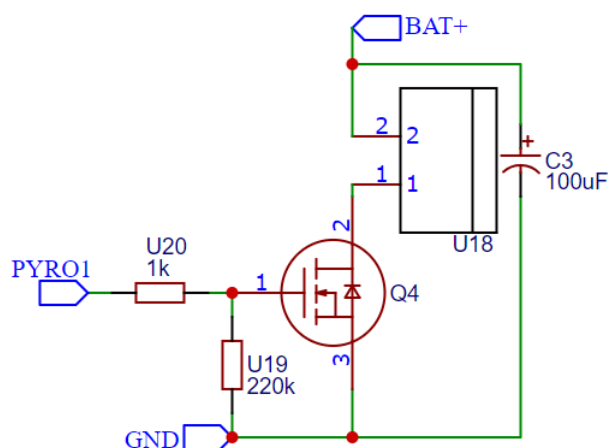
Nota. La imagen muestra la ubicación arrojada por el GPS Neo-6M. La prueba se realizó en el edificio Pragáti de la ciudad de Bucaramanga coincidiendo con los resultados de la búsqueda en la herramienta Google Maps.

5.1.4 Implementación de la etapa de control

La implementación de la etapa de control se encarga de validar el análisis teórico realizado en la sección 4, la simulación descrita en la sección 5 y a su vez el funcionamiento de los componentes electrónicos seleccionados para esta etapa. Paralelamente, con los resultados obtenidos de esta implementación se soporta el funcionamiento de la etapa de procesamiento y telemetría.

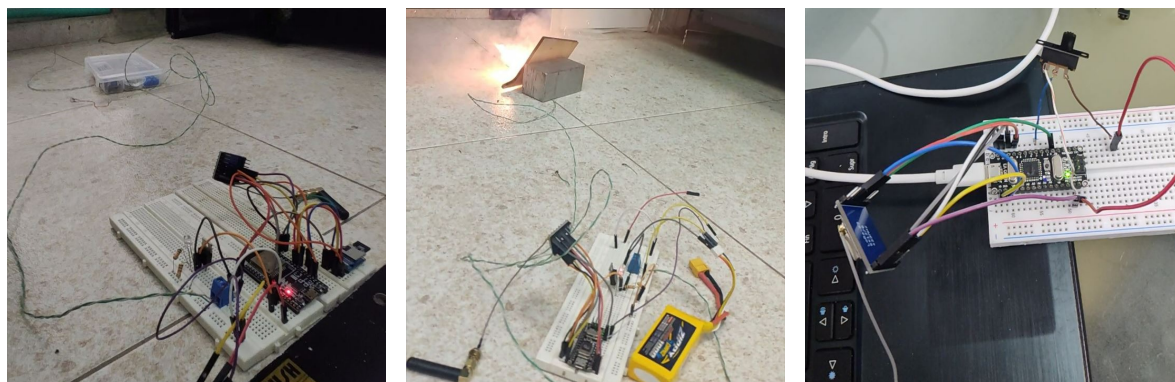
Como se especificó en la sección 4, el circuito de ignición debe cumplir con los requerimientos y soportar las condiciones mencionadas allí, para ello, se implementa el circuito ilustrado en la Figura 36. Haciendo uso del transistor MOSFET de canal N **IRFZ44N** en su topología conmutable. Es posible que a través de una señal de activación digital (etiqueta PYRO1 de la Figura 36) proveniente del microcontrolador **ESP32-WROOM-32D**, el transistor entre en estado de conducción y sea capaz de transportar, por un corto periodo de tiempo, una cantidad suficiente de corriente para activar el mecanismo de ignición. Lo anterior se encuentra soportado y validado en el diagrama del algoritmo general de la Figura 26, en el código descrito en el Apéndice E y en las evidencias gráficas de la Figura 37.

Figura 36: Diagrama para circuito de ignición



Finalmente, a través del material audiovisual de soporte alojado en el Apéndice D, se encuentran pruebas bajo condiciones reales de funcionamiento junto al exitoso resultado que corrobora el funcionamiento tanto de la lógica de programación utilizada en el algoritmo como del funcionamiento del circuito implementado.

Figura 37: Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición



(a) Montaje realizado - transmisor 2.

(b) Evidencia de ignición.

(c) Montaje realizado - receptor.

Nota. La sucesión de imágenes muestra el resultado de la implementación del circuito pirotécnico, el cual se probó a distancia enviando una señal de activación por medio de los dispositivos radio LoRa y usando un MOSFET como interruptor se permite o no el paso de corriente hacia la carga cuando dicha señal de activación llega al terminal puerta de transistor MOSFET, dando como resultado una pequeña chispa a la salida del circuito de ignición como evidencia de el buen funcionamiento de la implementación

5.1.5 Implementación de la etapa de almacenamiento

El correcto y eficaz almacenamiento de la información obtenida por las etapas anteriormente descritas es indispensable en el proyecto, debido a que de esta manera es posible validar el funcionamiento de la aviónica y demás subsistemas que componen la misión, de igual forma caracterizar el cohete sonda y sentar un precedente en las ciencias aeroespaciales en Colombia.

La implementación de la etapa de almacenamiento se lleva a cabo a través del módulo adaptador para memoria microSD previamente descrito en la Figura 19 y la memoria SD con capacidad de 16 [GB] de almacenamiento ilustrada en la misma Figura. Dichos componentes electrónicos son capaces de comunicarse con la etapa de procesamiento a través del protocolo serial SPI, de manera que, por medio de la etapa de procesamiento, se establece la comunicación entre la etapa de almacenamiento y las demás etapas para así almacenar la información que las mismas generan.

En la Figura 38, se puede observar la forma en la que se almacenan los datos en archivos de formato .txt.

Figura 38: *Datos almacenados por parte de los sensores*

MS5611_2.TXT: Bloc de notas							BNO055_magnotometer.TXT: Bloc de notas						
----- AVIÓNICA COHETE SONDA ORIÓN UIS - Almacenamiento -----							----- AVIÓNICA COHETE SONDA ORIÓN UIS - Almacenamiento -----						
Test: Cálculo altura - MS5611 Identificador: 02 Etapa de sensado							Test: Magnetometro - BNO055 Identificador: 01 Etapa de sensado						
Autores: Juan Martín Vivas Camargo Santiago Hernández Rincón							Autores: Juan Martín Vivas Camargo Santiago Hernández Rincón						
-----							-----						
Contador -> Contador identificador.							Count -> Contador identificador.						
Anterior -> Tiempo de muestra anterior.							Ant -> Tiempo de muestra anterior.						
Actual -> Tiempo de muestra actual.							Act -> Tiempo de muestra actual.						
Intervalo -> Intervalo - diferencia entre muestras.							Int -> Intervalo - diferencia entre muestras.						
Temperatura -> Lectura de Temperatura.							X_mag -> Lectura magnetómetro eje X.						
Presión -> Lectura de Presión.							Y_mag -> Lectura magnetómetro eje Y.						
Altura -> Lectura de Altura.							Z_mag -> Lectura magnetómetro eje Z.						
-----							-----						
Contador	Anterior	Actual	Intervalo	Temperatura	Presión	Altura	Count	Ant	Act	Int	X_mag	Y_mag	Z_mag
0;	0;	6703;	6703;	19.64;	757.43;	-0.93	0;	0;	1986;	1986;	0.00;	0.00;	0.00
1;	6703;	6822;	119;	19.60;	757.25;	1.07	1;	1986;	2162;	176;	0.00;	0.00;	0.00
2;	6822;	6860;	38;	19.62;	757.39;	-0.49	2;	2162;	2239;	77;	0.00;	0.00;	0.00
3;	6860;	7058;	198;	19.59;	757.33;	0.18	3;	2239;	2477;	238;	-8.25;	3.69;	12.50
4;	7058;	7113;	55;	19.59;	757.33;	0.18	4;	2477;	2573;	96;	-3.00;	14.50;	19.62
5;	7113;	7151;	38;	19.59;	757.33;	0.18	5;	2573;	2651;	78;	0.50;	24.44;	50.63
6;	7151;	7189;	38;	19.59;	757.33;	0.18	6;	2651;	2729;	78;	5.06;	51.81;	120.06
7;	7189;	7227;	38;	19.59;	757.33;	0.18	7;	2729;	2810;	81;	71.69;	-7.44;	141.25
8;	7227;	7265;	38;	19.59;	757.33;	0.18	8;	2810;	2887;	77;	63.56;	14.13;	59.25
9;	7265;	7303;	38;	19.60;	757.36;	-0.15	9;	2887;	2964;	77;	54.50;	-7.31;	-2.31
10;	7303;	7341;	38;	19.59;	757.44;	-1.04	10;	2964;	3042;	78;	36.44;	-45.00;	1.50
11;	7341;	7379;	38;	19.59;	757.44;	-1.04	11;	3042;	3122;	80;	77.94;	-35.69;	59.06
12;	7379;	7413;	34;	19.59;	757.33;	0.18	12;	3122;	3202;	80;	41.69;	-43.56;	142.00
13;	7413;	7451;	38;	19.59;	757.33;	0.18	13;	3202;	3288;	86;	108.94;	33.00;	180.12
14;	7451;	7489;	38;	19.60;	757.47;	-1.38	14;	3288;	3365;	77;	-70.62;	132.12;	202.62
15;	7489;	7527;	38;	19.59;	757.33;	0.18	15;	3365;	3443;	78;	15.13;	10.63;	12.00
16;	7527;	7565;	38;	19.59;	757.33;	0.18	16;	3443;	3523;	80;	59.94;	-61.44;	-11.50
17;	7565;	7603;	38;	19.59;	757.33;	0.18	17;	3523;	3603;	80;	-31.37;	24.87;	-34.31
18;	7603;	7641;	38;	19.59;	757.44;	-1.04	18;	3603;	3692;	89;	15.13;	-23.12;	-7.00
19;	7641;	7691;	50;	19.59;	757.33;	0.18	19;	3692;	3772;	80;	3.25;	4.75;	-5.06
20;	7691;	7729;	38;	19.59;	757.33;	0.18	20;	3772;	3852;	80;	12.94;	-2.00;	-3.06
21;	7729;	7785;	56;	19.59;	757.33;	0.18	21;	3852;	3948;	96;	4.75;	-5.81;	-1.12
22;	7785;	7831;	46;	19.59;	757.33;	0.18	22;	3948;	4027;	79;	-5.06;	3.62;	-0.19

(a) Datos almacenados MS5611.

(b) Datos almacenados BNO055.

Nota. La imagen muestra los resultados obtenidos durante la prueba de validación de la memoria microSD, en la cual se almacenaron datos correspondientes a las tramas enviados por la aviónica durante una de las pruebas de vuelo.

5.1.6 Implementación de la etapa de telemetría

La etapa de telemetría surge de la necesidad de reconocimiento de las diferentes etapas de la misión, teniendo en medio la distancia existente entre la estación terrena y la trayectoria del cohete (aproximadamente 4 Km incluyendo la distancia entre la estación terrena y el punto de lanzamiento). Con esto en mente y partiendo de los módulos **LoRa Ra-02** descritos en la sección 4, se corrobora la veracidad de funcionamiento de los módulos y antenas seleccionadas a través de diferentes pruebas a diferentes distancias. Para ello se realizaron 3 pruebas distintas con los módulos de la Figura 40.

Tabla 16: *Pruebas realizadas etapa de telemetría*

Prueba	Transmisor	Receptor	Distancia alcanzada	Unidades
1	Residencias UIS	Edificio Petróleos UIS	637	m
2	Edificio Ciencias Humanas UIS	Condominio Bosque de Pinos	1200	m
3	Aeropuerto Palonegro	Laboratorios Pesados UIS	6600	m

Figura 39: Módulos transmisor y receptor para pruebas de telemetría

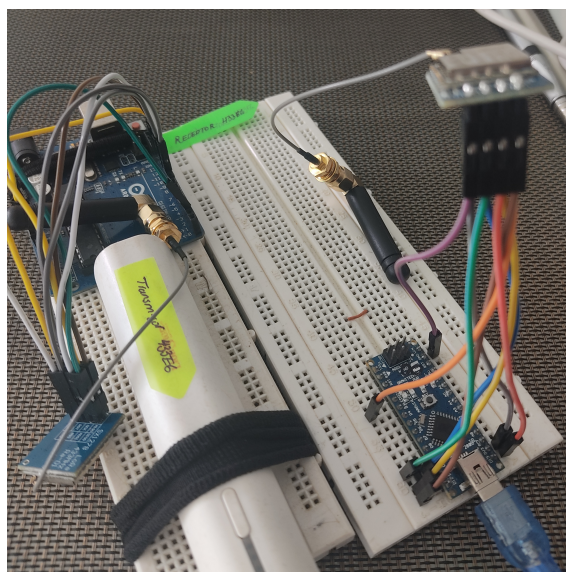


Tabla 17: Dispositivos utilizados - Etapa de telemetría

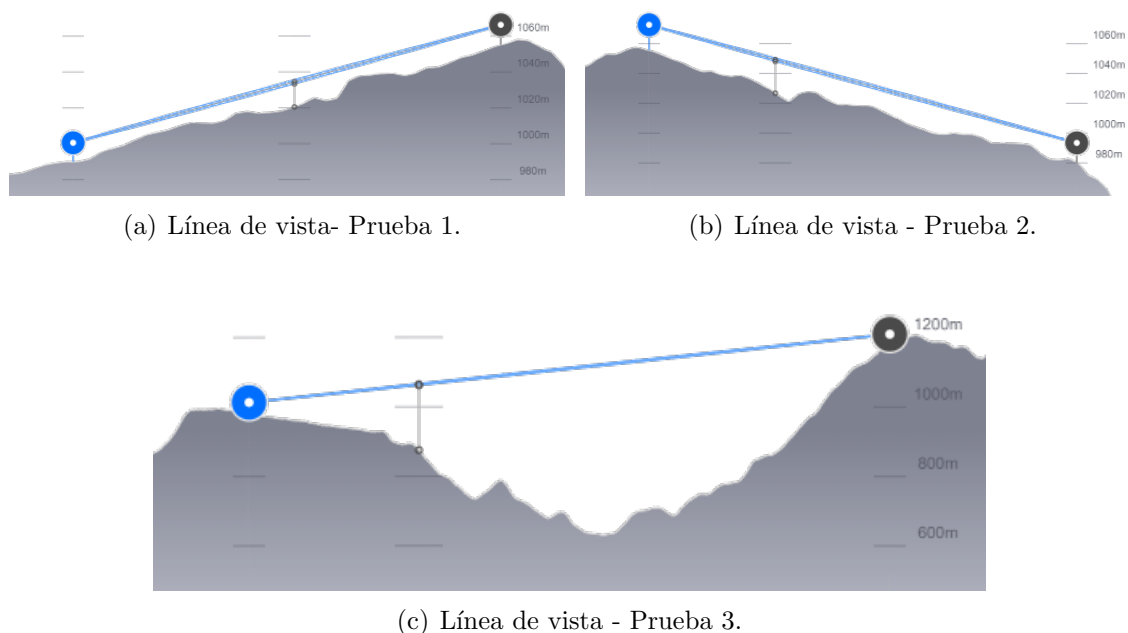
Etapa	Dispositivo	Protocolo	Rango	Especificación	
				Frecuencia de operación	Potencia de etapa
Transmisión	LoRa Ra-02(SX1278)	SPI	10 hasta 20 [Km]	433MHz	20dBm
Transmisión	Antena SMA	-		433MHz	3dBi
Recepción	LoRa Ra-02(SX1278)	SPI		433MHz	-168dB
Recepción	Antena SMA	-		433MHz	3dBi

Las pruebas realizadas, análisis y selección de dispositivos de comunicación que hacen uso de radioenlace se rigieron bajo la normativa de uso del espectro en Colombia vigilado por la Agencia Nacional del Espectro [ANE, 2016].

• Prueba de comunicación y transmisión 1:

Se establece radioenlace entre el edificio de petróleos de la Universidad Industrial de Santander hasta la entrada de las residencias estudiantiles de la misma institución. Se evidencia en la Figura 40(a) que la línea de vista es clara, sin embargo, en la Figura 41(a) se evidencia que la línea de vista se encuentra obstruida por árboles y personas transitando, por lo cual, se planea la segunda prueba asegurando una línea de vista más clara. La prueba realizada no tuvo gran éxito por las razones previamente expuestas, se evidenciaba pérdida de datos e información errónea, de allí la importancia de la línea de vista.

Figura 40: Líneas de vista de las pruebas de telemetría realizadas



Nota. La sucesión de imágenes corresponde a los resultados de las pruebas de distancia máxima alcanzada con los radios LoRa, en las cuales se evidencian distancia de hasta 6.6 km manteniendo la línea de vista.

Figura 41: Prueba de telemetría 1



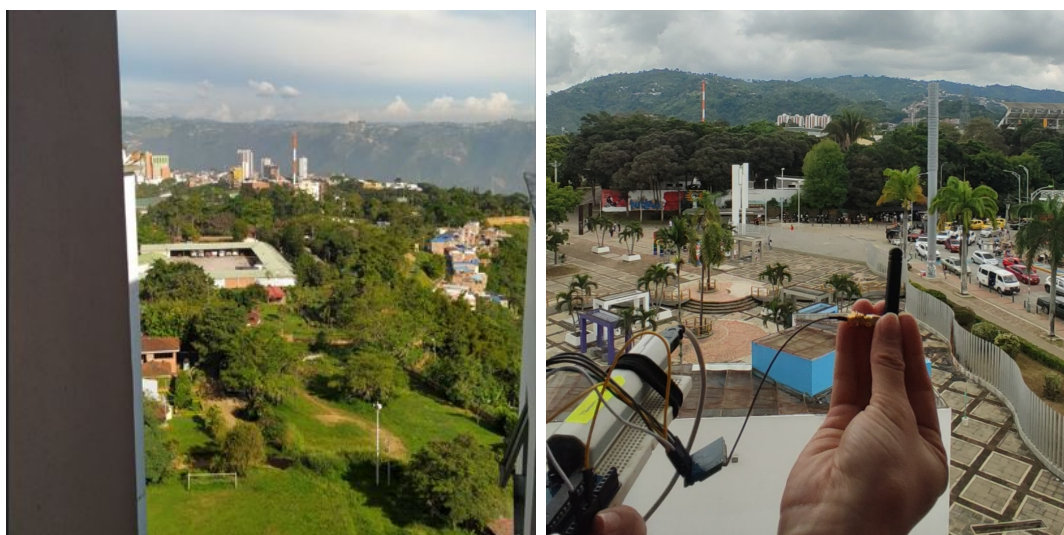
(a) Línea de vista real - prueba 1. (b) Módulo implementado - prueba 1.

Nota. La prueba 1 de telemetría se llevó a cabo en la Universidad Industrial de Santander. En la figura se puede observar la línea de vista obstruida por árboles y peatones junto al módulo transmisor utilizado.

- **Prueba de comunicación y transmisión 2:**

Se realiza la prueba ubicando el transmisor en el Edificio de Ciencias Humanas de la Universidad Industrial de Santander y el receptor en el Condominio Bosque de Pinos, de tal manera que se valide la línea de vista de la Figura 40(b). Con la Figura 42(a) se valida una línea de vista clara, donde, a través del circuito de la Figura 42(b) se establece una excelente comunicación entre transmisor y receptor, asegurando recepción de la información sin pérdida y sin retrasos con una distancia aproximada de 1200 metros. Luego de la prueba realizada, se establecen requisitos y recomendaciones al usar los módulos y antenas, de allí la importancia de enfrentar paralelamente las antenas, ya que, al ser omnidireccionales, su patrón de radiación así lo limita.

Figura 42: *Prueba de telemetría 2*



(a) Línea de vista real - prueba 2.

(b) Módulo transmisor prueba 2.

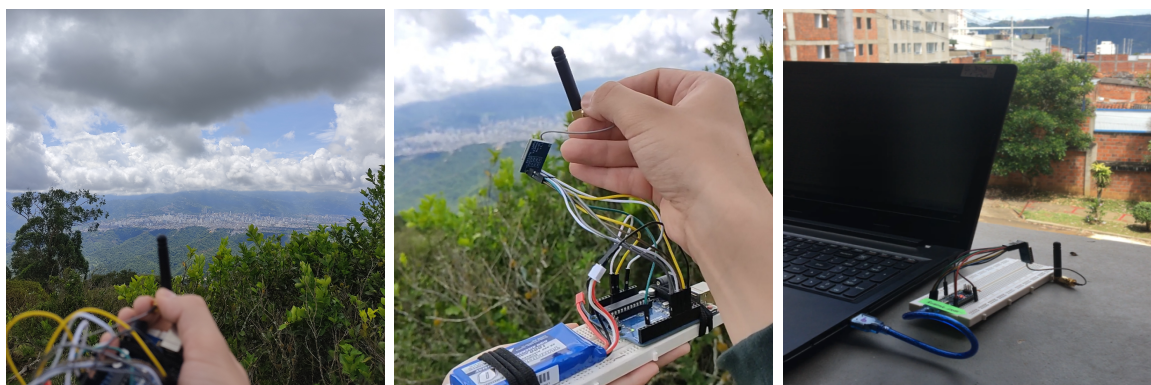
Nota. La prueba 2 de telemetría también se llevó a cabo en la Universidad Industrial de Santander. En este caso se realiza la transmisión de datos desde un edificio con mayor altura alcanzando 1200[m] de distancia.

- **Prueba de comunicación y transmisión 3:**

Tal como se mencionó en la introducción de la presente sección, se requiere establecer y comprobar una comunicación entre los módulos de al menos 4 [Km], en ese sentido, se establece la prueba final ubicando el transmisor en el restaurante Mirador Bumangués (ver Figura 43(b)) y el receptor en el edificio de Laboratorios Pesados de la Universidad Industrial de Santander (ver Figura 43(c)). La distancia aproximada entre los dos puntos es de aproximadamente 6600 metros, lo cual es

suficiente para suplir los requerimientos de la etapa de telemetría, adicionalmente, tal como se muestra en la Figura 40(c) y se soporta a través de la Figura 43(a), se tiene una línea de vista totalmente despejada, lo cual satisface las condiciones de la misión y permite realizar una prueba eficiente. El desarrollo de la prueba se ejecuta con un éxito total al tener en cuenta las recomendaciones mencionadas en las pruebas anteriores y se evidencia que al enfrentar las antenas omnidireccionales, la recepción de la información es clara y completa (ver Figura 44), validando de tal manera que los módulos de la Tabla 17 son los indicados para la misión.

Figura 43: *Prueba de telemetría 3*



(a) Línea de vista real - prueba 3. (b) Módulo transmisor prueba 2. (c) Módulo receptor prueba 3.

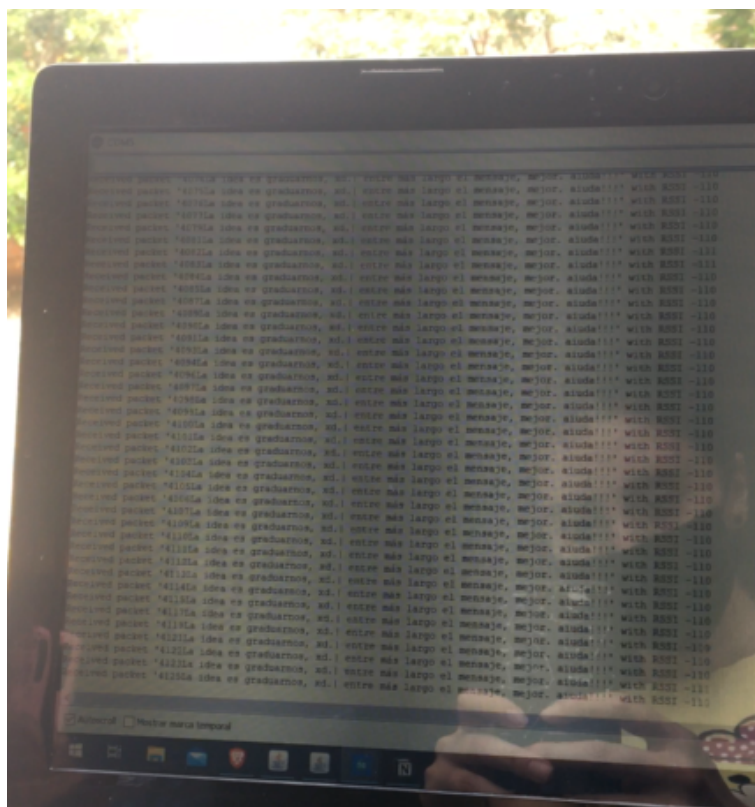
Nota. La prueba 3 de telemetría se llevó a cabo desde el restaurante mirador bumangués hasta el edificio pesados en la Universidad Industrial de Santander, alcanzado una distancia de 6600 [m].

Por medio de cada prueba de validación realizada se comprueba la veracidad y funcionamiento de los componentes seleccionados, la metodología se basó en la simulación de una trama de datos lo suficientemente larga con el fin de validar el ancho de banda para datos de tal tipo. Por otro lado, se implementa un contador de manera que permitiera comprobar la nula pérdida de información, obteniendo una cantidad de al menos 20 muestras por segundo en la tercera prueba realizada, lo cual, es suficiente para la misión.

5.1.7 *Implementación de la etapa de visualización*

Como se mencionó en la sección 4, la implementación del sistema de visualización se lleva a cabo de forma local a través del aplicativo construido a base del lenguaje Java y que se puede visualizar en la Figura 46. A su vez, las estudiantes del proyecto de grado *Diseño e Implementación del front-end y back-end de una plataforma IoT para recepción, registro y visualización de los datos de telemetría y del payload del cohete sonda*

Figura 44: Validación de la información recibida - prueba 3

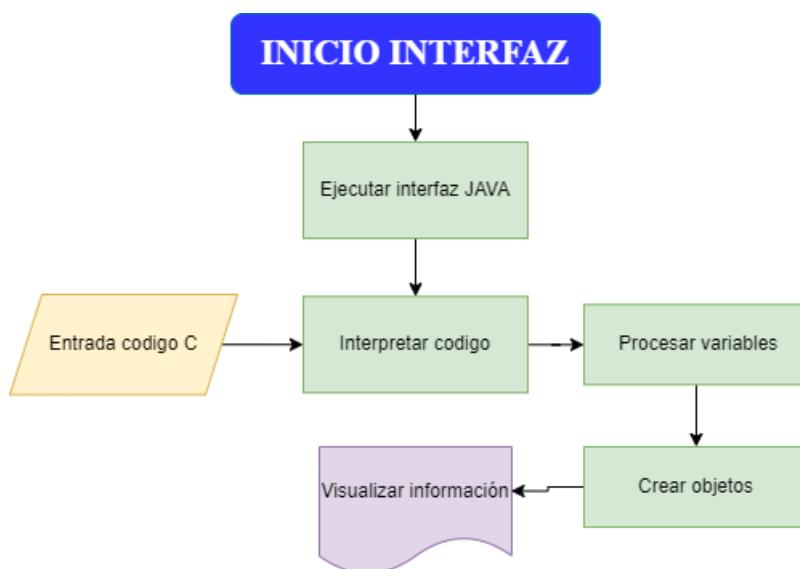


de combustible sólido Orión del Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial, implementan el desarrollo IoT con una gráfica. De esta manera, es posible visualizar el estado de la misión y la información proveniente de los sensores de 2 formas posibles, esto permite cumplir con los objetivos y requerimientos planteados a lo largo del proyecto. Cabe aclarar que al ser un funcionamiento de protocolo serial, los dos métodos no pueden ser empleados paralelamente.

Para el método utilizado localmente, el microcontrolador ESP32 se encarga de descryptar la información recibida proveniente de la transmisión, una vez extraída la información y seleccionada, el microcontrolador se comunica con la interfaz, esto se logra haciendo uso del protocolo de comunicación serial a través del puerto COM. Seguidamente, se ejecuta el aplicativo Java asignando el puerto serial por el cual ingresa la información, de allí, la interfaz se mantendrá en estado de espera de la información hasta que se empiece a transmitir la misma.

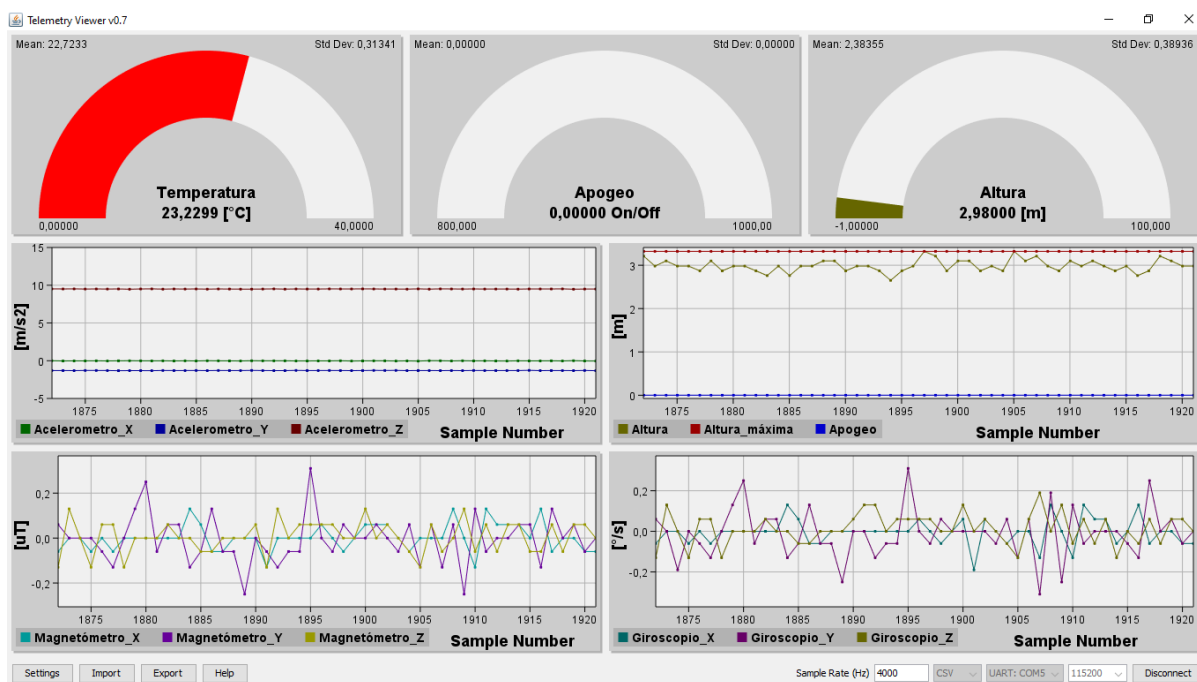
La Figura 46, es el resultado de la interfaz diseñada, en ella se visualizan en tiempo real los datos leídos por los sensores del sistema, al mismo tiempo que posee indicadores para las señales de control que se deben activar en las diferentes etapas de vuelo.

Figura 45: Algoritmo implementado para la etapa de visualización



Nota. El diagrama de flujo respresenta la estructura lógica que se tiene para visualizar los datos en la interfaz java adaptada del software de uso libre Telemetry Viewer v7.0.

Figura 46: Interfaz local desarrollada en Java

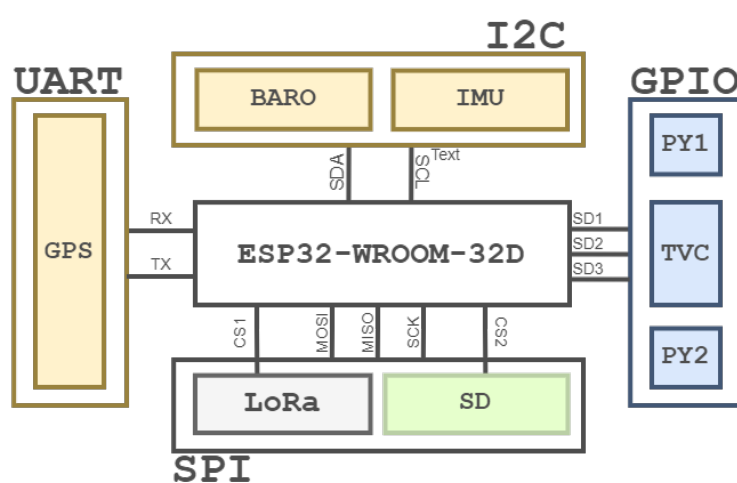


Nota. Resultado de la interfaz final adaptada en Java. En esta se visualizan los datos leídos por los sensores y se evidencian las señales activación de los sistemas de control contenidos en el cohete en tiempo real.

5.2 Integración general del sistema

Una vez realizado el proceso de implementación y validación individual de cada etapa, se procede a la integración de cada una de ellas con el objetivo de conformar la aviónica del cohete sonda Orion-UIS. Este proceso se lleva a cabo a través de la centralización de la etapa de procesamiento como eje principal, dado que las demás etapas se ramifican de ella, esta idea de procedimiento se puede ejemplificar a través del diagrama de la Figura 47.

Figura 47: Diagrama ilustrativo de integración final



Nota. Diagrama resumido de la arquitectura de la integración final donde se evidencian los componentes principales de medición y de accionamiento dentro del cohete.

Teniendo en cuenta los protocolos seriales que cada componente utiliza, las diferentes salidas digitales para los canales de ignición y los requerimientos descritos en la sección 4.1, se procede a desarrollar una placa de circuito impreso (PCB) que integre los parámetros previamente mencionados.

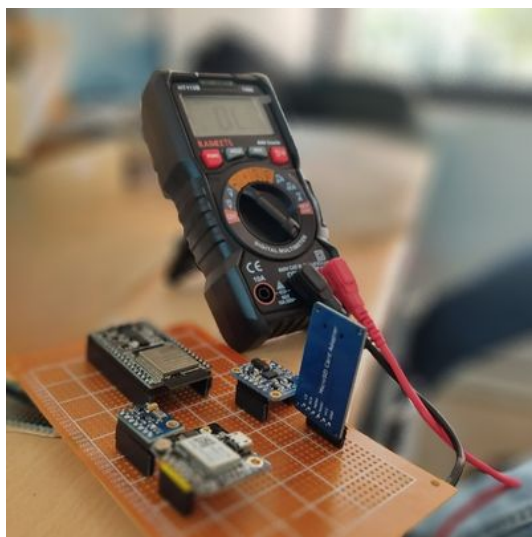
A lo largo del desarrollo del proyecto se tuvo varios diseños e implementaciones que permitieran realizar pruebas de funcionamiento, integración y validación del algoritmo planteado. Dado que al ser un proceso iterativo requería de una gran cantidad de pruebas de funcionamiento, por ello, en el transcurso de implementación se desarrollaron 5 diferentes placas (ver Tabla 18) que integraban en ellas los dispositivos necesarios y las etapas mencionadas en la sección 7.1.

Tabla 18: *Proceso de desarrollo de placas para la aviónica*

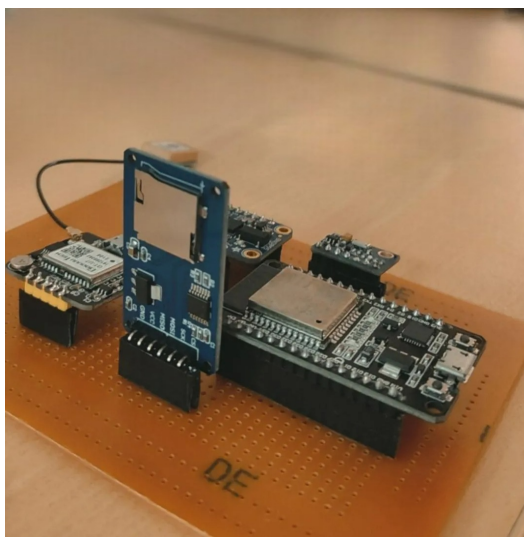
Placa	Tipo de placa	Tecnología	Integración	Funcionalidad	Utilizable
1	Universal perforada	Through-hole	80%	50%	No
2	Universal perforada	Through-hole	80%	75%	No
3	Impresa	Through-hole	95%	70%	No
4	Impresa	Through-hole	100%	90%	Sí
5	Impresa	Through-hole	100%	100%	Sí

- **Desarrollo placa 1:**

El primer diseño e implementación desarrollado se puede visualizar en las imágenes de la Figura 48, el cual es una implementación a través de baquelita universal perforada y su uso se enfocó netamente en la extracción de datos que permitieran corroborar el funcionamiento de los sensores implementados y el correcto uso de los diferentes protocolos de comunicación serial.

Figura 48: *Evidencias placa desarrollada 1*

(a) Placa de pruebas 1 - Validación.



(b) Placa de pruebas 1 - Integración.

Nota. En las imágenes se muestra la primera implementación en conjunto de los sensores que conforman la aviónica, tal como se observa la implementación es llevada a cabo en una baquelita universal con espacios considerables entre cada módulo y con alimentación dependiente del computador.

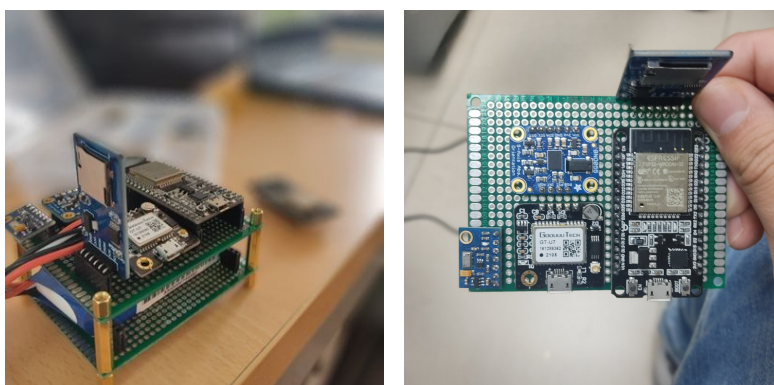
De las evidencias mostradas en la Figura 48, se ilustra la sencillez de la placa desarrollada, al igual que, la falta del módulo de la etapa de telemetría **LoRa Ra-02**. Sin embargo, incluye los demás dispositivos seleccionados, permitiendo así corroborar el funcionamiento del sensor barométrico y el sensor de unidades inerciales

simultáneamente a través del protocolo de comunicación serial I2C, de igual forma, la etapa de almacenamiento a través del módulo para tarjeta microSD y el GPS. A pesar de que la placa funcionó correctamente para probar los módulos, no cumple con los requerimientos técnicos expuestos en la sección 4, adicionalmente, tampoco brinda garantía de funcionamiento y su estado de hardware no era propicio para pruebas de lanzamiento mecánicas.

- **Desarrollo placa 2:**

Una vez identificadas ciertas mejoras que pudieran influir en el cumplimiento de los requerimientos técnicos, se procede a desarrollar una segunda placa más robusta, con dimensiones dentro de las especificaciones de los requerimientos y que incorporara todos los dispositivos (ver Figura 49).

Figura 49: *Evidencias placa desarrollada 2*



(a) Placa de pruebas 2 - evidencia 1. (b) Placa de pruebas 2 - evidencia 3.

Nota. En las imágenes se muestra la segunda implementación en conjunto de los sensores que conforman la aviónica, tal como se observa la implementación es llevada a cabo en dos niveles conformados por baquelitas universales, además se tiene un mejor aprovechamiento de espacios por parte de los sensores y se cuenta con alimentación independiente por medio de una batería.

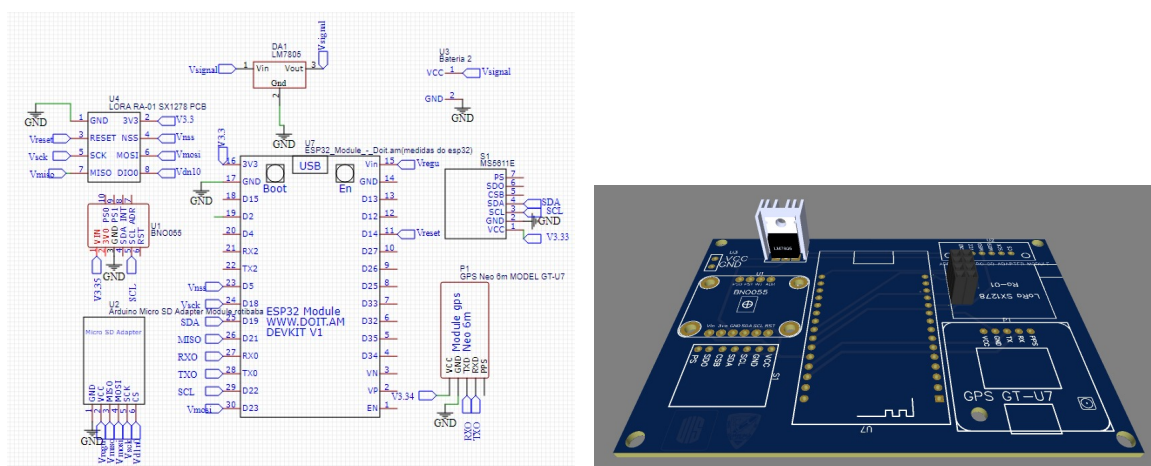
Tal como se puede observar en la Figura 50(a), las conexiones se realizaron haciendo uso de cable, lo cual no permite realizar pruebas mecánicas y de lanzamiento garantizando un correcto estado en las conexiones. Por otro lado, se puede evidenciar que el tamaño de la placa se redujo considerablemente, lo cual, permite corroborar que los dispositivos seleccionados tras una correcta distribución y conexión encajan perfectamente en los requerimientos estructurales establecidos. Finalmente, en

la presente implementación se concluye que el módulo adaptador de microSD requiere un cambio en su implementación, pues su geometría no brinda confiabilidad mecánica.

• **Desarrollo placa 3:**

Para dar solución a la problemática de conexión y así poder realizar pruebas mecánicas confiables, se efectúa el primer diseño de circuito impreso y se realiza su respectiva fabricación. En la Figura 50(a) correspondiente al esquemático diseñado, se puede visualizar que se incluye en la placa el total de dispositivos a utilizar mencionados en la descripción de etapas de la sección 7.1. Por otro lado, en la Figura 50(b) se observa el diseño renderizado previo a su fabricación.

Figura 50: *Proceso de diseño placa de pruebas 3*

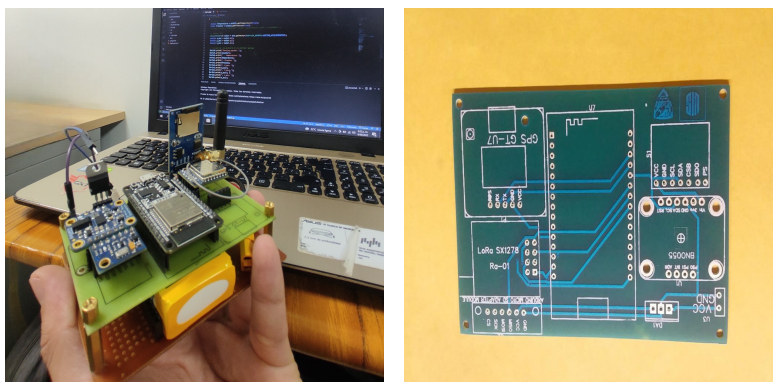


(a) Placa de pruebas 3 - esquemático.

(b) Placa de pruebas 1 - diseño 3d.

Por medio de la Figura 50 se puede visualizar que el diseño constó de 2 capas, haciendo uso de la tecnología *Through-Hole*. Se aseguró que las dimensiones se ajustaran a los requerimientos técnicos y de tal manera se asegura confiabilidad en la realización de pruebas que permitieran comprobar funcionalidad de la misma y del algoritmo establecido. La materialización de la placa se puede observar en las evidencias de la Figura 51.

A través de las pruebas de funcionamiento y de lanzamiento realizadas, se detectaron 2 anomalías que debían ser solucionadas: 1) Incompatibilidad entre los módulos microSD y LoRa Ra-02 haciendo uso del protocolo SPI. 2) Geometría del módulo microSD inviable para la misión. Para dar solución a los inconvenientes presentados, se realiza el cambio del módulo adaptador de microSD por el módulo presentado en la Figura 19.

Figura 51: *Evidencias placa desarrollada 3*

(a) Placa de pruebas 3 - evidencia 1. (b) Placa de pruebas 3 - evidencia 3.

Nota. En las imágenes se muestra la tercera implementación de la aviónica, tal como se observa la implementación es llevada a cabo por medio de una PCB diseñada en software EasyEDA (Figura 50), con esta implementación mejoraron los resultados dadas las disminuciones considerables en los niveles de ruido y fue posible realizar pruebas manuales de lanzamiento simulando el vuelo de un cohete.

• Desarrollo placa 4:

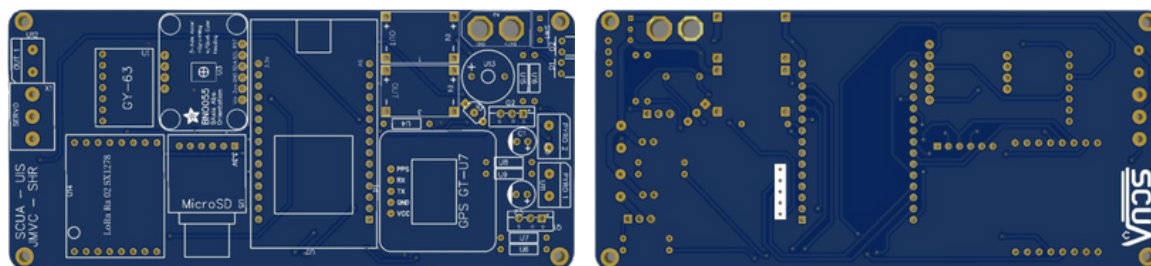
En vista del evento Latin American Space Challenge, se procedió a realizar el diseño de una placa de circuito impreso robusta, que cumpliera con los requerimientos técnicos y que a su vez cumpliera con la normativa de internacional de diseño de placas de circuito impreso IPC [Bunea et al., 2010]. Para ello, a través del software CAD EasyEda, se realiza el diseño de la placa iniciando por el esquemático mostrado en el Apéndice B, en el mismo, se puede observar que se tuvieron en cuenta todos los aprendizajes adquiridos en las placas de prueba mostradas anteriormente, adicionalmente, se añadieron dispositivos de interacción tanto visual como auditiva, estos permiten reconocer el estado de la placa y un proceso de recuperación post-vuelo más efectivo.

Una vez realizadas las conexiones en el esquemático, se procede a la realización de las huellas y pads de cada elemento, este proceso se lleva a cabo a través del mismo software CAD de diseño EasyEda. Una vez se cuenta con el esquemático, las huellas y pads de cada componente, se continúa con el proceso de ruteo y diseño de la placa, para ello, es necesario identificar y seleccionar previamente el fabricante de la placa, pues, las reglas de diseño se limitan a las del fabricante (ver Tabla 19). Una vez establecidas las reglas de diseño, se realiza el diseño de la Figura 52.

Tabla 19: Reglas de diseño definidas - fabricante local

Parámetro	Valor	Unidad
Ancho de trazado	0,6	mm
Espaciado	0,4	mm
Diámetro de vía	1,4	mm
Diámetro broca	0,7	mm

Figura 52: Proceso de diseño circuito impreso 4



(a) Diseño pcb 4 - capa superior.

(b) Diseño pcb 4 - capa inferior.

El diseño se rigió bajo las reglas de la Tabla 19, adicionalmente, las dimensiones se establecieron con base a los requerimientos estructurales definidos en la sección 4. La materialización de la placa se puede observar en las evidencias de la Figura 53.

Figura 53: Evidencias placa de circuito impreso 4



(a) Placa de circuito impresa 4 - evidencia 1.

(b) Placa de circuito impresa 4 - evidencia 2.

(c) Placa de circuito impresa 4 - evidencia 3.

Nota. En las imágenes se muestra la cuarta implementación de la aviónica final, tal como se observa, la implementación es llevada a cabo en una PCB diseñada de mejor material y aumenta su tamaño dado que se le agregan los elementos y dispositivos electrónicos faltantes para garantizar el correcto funcionamiento de todas las características de la aviónica.

De la figura 53(b) es posible visualizar que hace falta el módulo LoRa Ra-02, su ausencia se debe a un error cometido en el momento del diseño de la huella de dicho dispositivo, lo cual, causó que dicho módulo no encajara en su espacio, por ello, se decidió realizar un nuevo diseño de la placa. Por otro lado, se puede visualizar que la distribución de los componentes dentro de la placa no fue óptima, pues, en el sector derecho se puede percibir muy aglomerada la placa, mientras que en el sector izquierdo una cantidad de espacio suficiente para ajustar dicha distribución.

- **Desarrollo placa 5:** Finalmente, luego de un largo proceso de diseño, pruebas, validaciones y aprendizaje, se establece el diseño final para la aviónica del cohete sonda Orion UIS. Inicialmente, se corrigen errores previos cometidos en el diseño de la placa de circuito impreso 4 (ver Figura 53) para así, basándose en el mismo esquemático del Apéndice C (ver Figura 77), realizar las respectivas correcciones al diseño previo realizado. En ese sentido, en la Figura 54 se visualiza el diseño realizado en 2D, 3D y real.

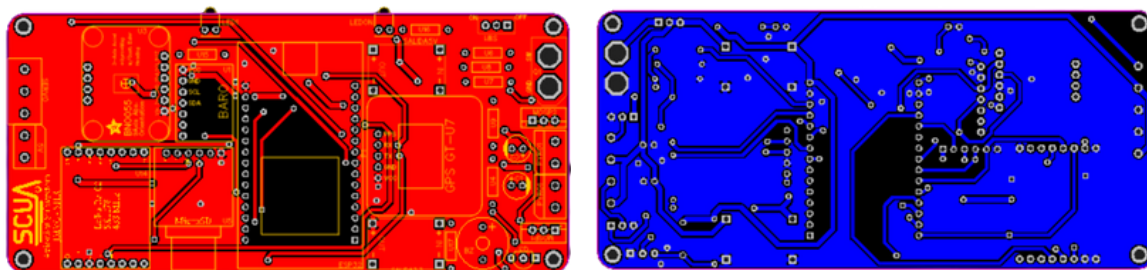
El diseño de la placa se realizó en 2 capas, tal como se puede observar en la Figura 54. A su vez, de las imágenes 54(e) y 54(f) se puede notar que las vías de conexión entre la capa superior y la inferior fueron desarrolladas manualmente por los integrantes del grupo, esto debido a que la industria de manufactura de placas de circuito impreso local no realiza el proceso y en caso de realizarlo su costo se extiende en aproximadamente 5 veces el costo de la placa sin dicho proceso.

Posterior al diseño de la placa, se procede al ensamblaje y soldadura de los componentes en la placa (ver Figura 55(a)). Adicionalmente, se procede a realizar a través de impresión 3D la caja de soporte para la placa, la cual, debe estar acondicionada a las dimensiones del requerimiento técnico de la lámina en acrílico de sujeción a la estructura del cohete y también a las dimensiones de la placa diseñada. En ese sentido, la caja se realiza en material PLA, el cual posee características físicas y mecánicas óptimas para la implementación en el proyecto. El diseño realizado y la caja impresa se pueden observar en las Figuras 55(b) y 55(c).

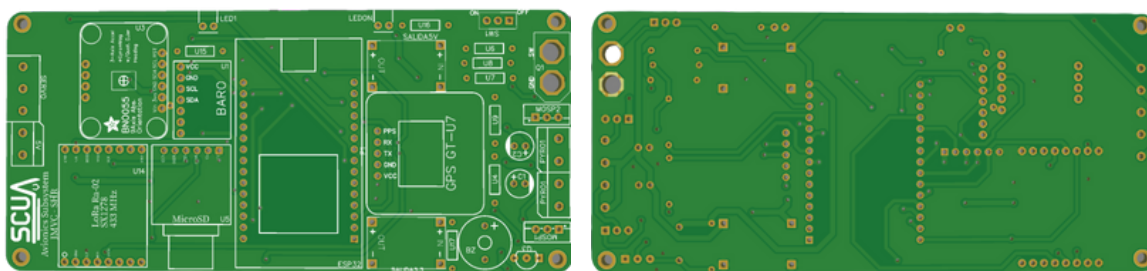
Los agujeros que se pueden observar en las esquinas del diseño de la placa, son pensados para los pernos que ajustan la placa y el soporte de la placa a la lámina en acrílico, posteriormente, a través de tornillos prisioneros se fija la lámina al Rack de la estructura interna del cohete sonda (ver Figuras 56(a) y 56(b)).

Una vez lista la placa con todos los componentes ensamblados y acoplada a la estructura, se valida el funcionamiento de todo el sistema mediante varios lanzamientos verticales que describieran una trayectoria parabólica, simulando de esta manera el recorrido que normalmente traza un cohete sonda. Se logra obtener la

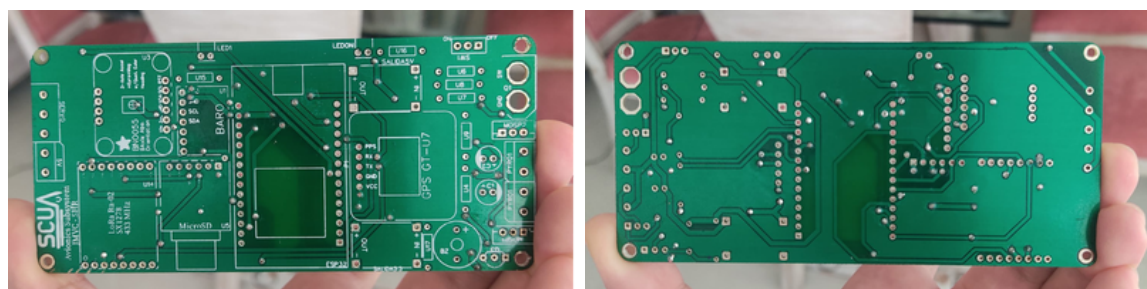
Figura 54: *Proceso de diseño placa de circuito impreso 5*



(a) Diseño circuito impreso 5. - capa superior 2D. (b) Diseño circuito impreso 5. - capa inferior 2D.



(c) Diseño circuito impreso 5. - capa superior 3D. (d) Diseño circuito impreso 5. - capa inferior 3D.



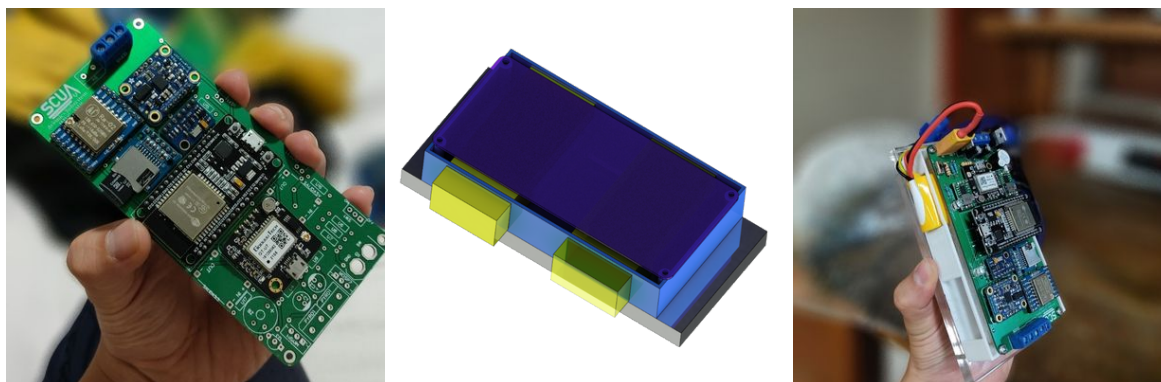
(e) Diseño circuito impreso 5. - capa superior real. (f) Diseño circuito impreso 5. - capa inferior real.

Nota. En la sucesión de imágenes se muestra la quinta y última implementación de la aviónica final, esta implementación contiene todos los dispositivos y elementos necesarios para garantizar el correcto funcionamiento de todas las características de la aviónica, además se mejoró el diseño con respecto a los anteriores haciéndolo más seguro contra cortos y/o cualquier tipo de fallo electrónico.

información del lanzamiento, así como la información de cada una de las variables. Con fines ilustrativos, se destacan 2 lanzamientos, el primero de ellos caracterizados por las Figuras 60, 61 y 62 donde se encuentran ilustrados los resultados obtenidos.

Finalmente, una vez realizado el ensamble de la aviónica a la estructura interna del cohete, se procede a extender los cables de las salidas pirotécnicas hacia la zona del sistema de recuperación, se verifica el funcionamiento de la aviónica en general y de esta manera se da por finalizado el proceso de implementación de la

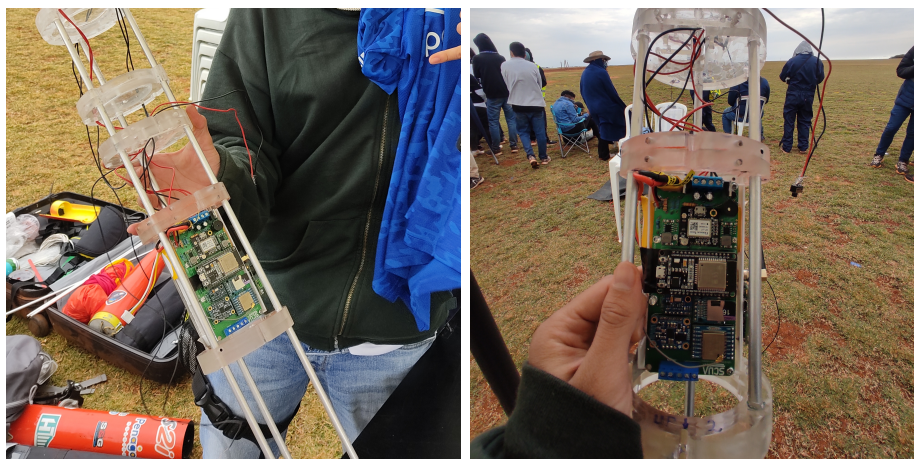
Figura 55: *Evidencias placa de circuito impreso 5 y diseño base soporte*



(a) Placa de circuito impreso 5 - ensamble de componentes. (b) Placa de circuito impreso 5 - caja de soporte diseñada. (c) Placa de circuito impreso 5 - acople base estructural.

Nota. En la sucesión de imágenes se muestra la pieza estructural con recubrimiento protector hecha a la medida de la tarjeta electrónica para hacer más fácil su adaptación a la estructura del cohete.

Figura 56: *Evidencias de integración aviónica y estructura*



(a) Placa de circuito impreso 5 - evidencia de acople estructural 1. (b) Placa de circuito impreso 5 - evidencia de acople estructural 2.

Nota. En las imágenes se muestra la estructura interna "Rack" en la que va contenida la aviónica.

aviónica al cohete sonda. En términos de la competencia LASC, en este mismo paso del proceso, los evaluadores del evento realizan una inspección detallada de cada componente, tanto interno como externo del cohete, para posteriormente dar luz verde al lanzamiento del mismo (ver Figura 57).

El lanzamiento del cohete sonda se llevó a cabo el día domingo 07 de agosto del 2022, momento en el cual los resultados no fueron los esperados, pues el cohete,

Figura 57: Fotografía momento de evaluación por parte de los organizadores



a causa de una sobrecarga en el sistema de ignición para la activación del motor, explotó (ver Figuras 58(a) y 58(b)), evitando de tal manera la validación de la electrónica en vuelo real. Sin embargo, a través de las pruebas realizadas tanto por etapa individual como una vez integradas todas las etapas, es posible asegurar el óptimo funcionamiento de la aviónica desarrollada. El equipo compuesto por 18 integrantes, de los cuales 14 lograron representar al país en el importante evento de cohetería (ver Figura 2) del cual se destaca su importante participación, logrando obtener el cuarto puesto en la competencia y ser campeones en las otras categorías en las que se participó.

Figura 58: Resultados de lanzamiento - explosión



(a) Placa de circuito impreso 5 - resultado final cohete sonda. (b) Placa de circuito impreso 5 - resultado final aviónica.

Nota. Dadas las fallas durante la etapa de despegue del cohete, la tarjeta electrónica quedó en pérdida total al haberse quemado.

5.3 Presupuesto del proyecto

En las Tablas 20 y 21 se pueden observar los costos estimados para el desarrollo del proyecto, estos fueron financiados a través del grupo de investigación CEMOS y el Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial. Gracias a este apoyo fue posible la materialización del proyecto y la participación en el LASC 2022.

Tabla 20: *Presupuesto general del proyecto*

Descripción	Etapa	Cantidad	Precio unitario	Subtotal
Módulo DEVKIT ESP32 30 pines	Procesamiento	2	\$ 30.000	\$ 60.000
Arduino Nano	Procesamiento	2	\$ 30.000	\$ 60.000
Módulo LORA32 433/470 MHz Ra02	Telemetría	4	\$ 29.000	\$ 116.000
Adaptador IPX a SMA	Telemetría	4	\$ 19.200	\$ 76.800
Antena 433 MHz transmisor/receptor	Telemetría	4	\$ 6.800	\$ 27.200
Módulo GPS GT-U7	Sensado	1	\$ 147.000	\$ 147.000
Módulo BNO055	Sensado	2	\$ 231.000	\$ 462.000
Módulo GY-63 MS5611	Sensado	2	\$ 35.000	\$ 70.000
Módulo adaptador MicroSD	Almacenamiento	2	\$ 12.000	\$ 24.000
Tarjetas SD Clase 10 32GB	Almacenamiento	2	\$ 20.000	\$ 40.000
Módulo MP2307 regulador	Potencia	4	\$ 7.000	\$ 28.000
Batería LiPo Zippy 2200 mAh	Potencia	2	\$ 170.000	\$ 340.000
Conector XT60 hembra/macho	Potencia	2	\$ 12.000	\$ 24.000
Borneras de salida 2P/3P	Control	10	\$ 1.000	\$ 10.000
Buzzer pasivo 7.6mm	Control	2	\$ 6.200	\$ 12.400
Transistor IFRZ44N	Control	4	\$ 3.000	\$ 12.000
Elementos pasivos	Control	20	\$ 1.000	\$ 20.000
Led RGB 2 pines	Control	10	\$ 500	\$ 5.000
Estructura para aviónica a bordo	Acoplamiento	1	\$ 30.000	\$ 30.000
Total				\$ 1.564.400

Tabla 21: *Presupuesto para la aviónica a bordo*

Descripción	Etapa	Cantidad	Precio unitario	Subtotal
Módulo DEVKIT ESP32 30 pines	Procesamiento	1	\$ 30.000	\$ 30.000
Módulo LORA32 433/470 MHz Ra02	Telemetría	1	\$ 29.000	\$ 29.000
Adaptador IPX a SMA	Telemetría	1	\$ 19.200	\$ 19.200
Antena 433 MHz transmisor/receptor	Telemetría	1	\$ 6.800	\$ 6.800
Módulo GPS GT-U7	Sensado	1	\$ 147.000	\$ 147.000
Módulo BNO055	Sensado	1	\$ 231.000	\$ 231.000
Módulo GY-63 MS5611	Sensado	1	\$ 35.000	\$ 35.000
Módulo adaptador MicroSD	Almacenamiento	1	\$ 12.000	\$ 12.000
Tarjetas SD Clase 10 32GB	Almacenamiento	1	\$ 20.000	\$ 20.000
Módulo MP2307 regulador	Potencia	2	\$ 7.000	\$ 14.000
Batería LiPo Zippy 2200 mAh	Potencia	1	\$ 170.000	\$ 170.000
Conector XT60 hembra/macho	Potencia	1	\$ 12.000	\$ 12.000
Borneras de salida 2P/3P	Control	4	\$ 1.000	\$ 4.000
Buzzer pasivo 7.6mm	Control	1	\$ 6.200	\$ 6.200
Transistor IFRZ44N	Control	2	\$ 3.000	\$ 6.000
Elementos pasivos	Control	10	\$ 1.000	\$ 10.000
Led RGB 2 pines	Control	2	\$ 500	\$ 1.000
Estructura para aviónica a bordo	Acoplamiento	1	\$ 30.000	\$ 30.000
Total				\$ 783.200

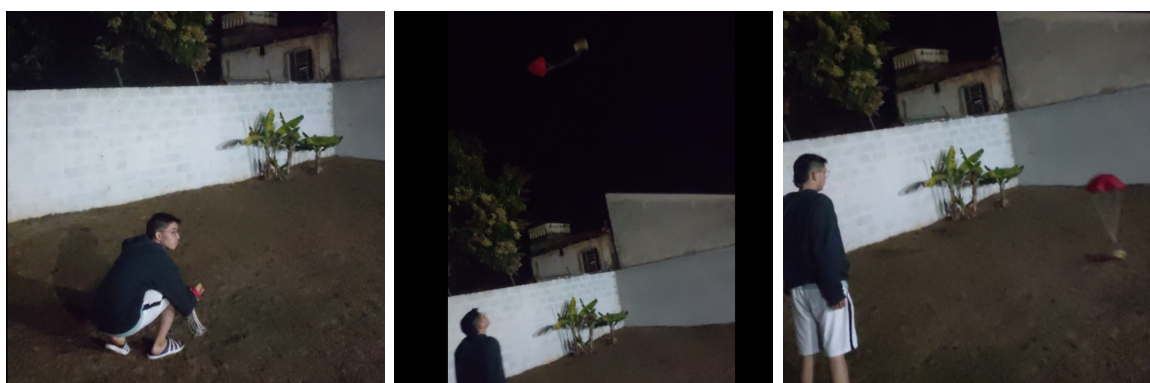
6 Análisis de resultados

Con el objetivo de validar el funcionamiento de la implementación final de la aviónica propuesta en este proyecto de investigación, se llevaron a cabo diferentes pruebas antes, durante y después de la competencia, obteniendo una gran cantidad de datos almacenados en el repositorio del equipo, con los cuales, a través de la presente sección se busca justificar y analizar la base de datos obtenida en pruebas desarrolladas tanto en Tatuí, Brasil, como en la Universidad Industrial de Santander.

Previo a graficar la información durante las diferentes pruebas de vuelo, se sometieron los datos obtenidos a un proceso de suavizado y filtrado en el cual se eliminaron los picos de valor producidos por el ruido térmico en los dispositivos electrónicos usados y cualquier interferencia presente en el lugar de lanzamiento.

6.1 Resultado de la prueba en Brasil

Figura 59: *Evidencias de pruebas realizadas previas al lanzamiento en Brasil*



(a) Calibración de sensores

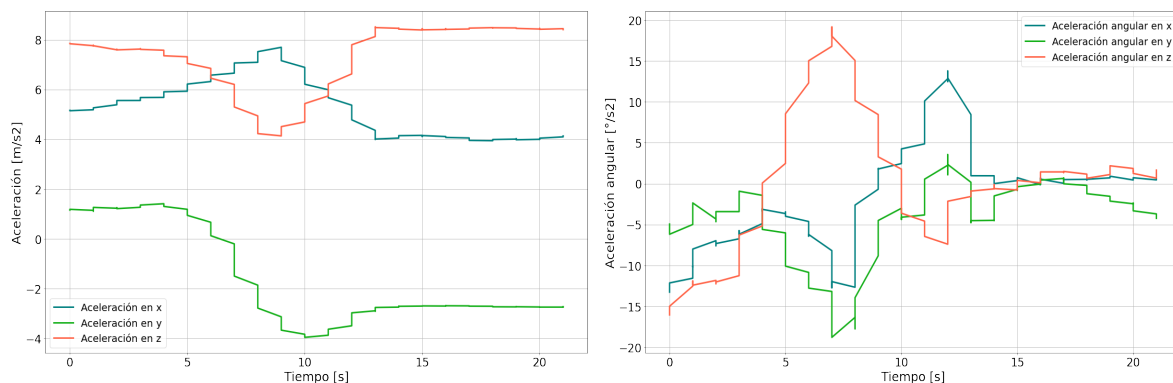
(b) Lanzamiento realizado

(c) Validación de funcionamiento

Para llevar a cabo la prueba previa al lanzamiento que se mostrará a continuación, se adaptó una pieza con recubrimiento protector a la medida de la tarjeta electrónica (ver Figura 55(c)) y se lanzó verticalmente simulando el recorrido parabólico que debe tener durante el vuelo del cohete, tal como se observa en la Figura 59. Como se observa en las Figuras 60 y 61, se registraron correctamente las variables aceleración, aceleración angular, campo magnético, presión y temperatura, proporcionadas por el sensor barométrico y la IMU. De igual forma, se observa en la Figura 62 la relación de la altura con la

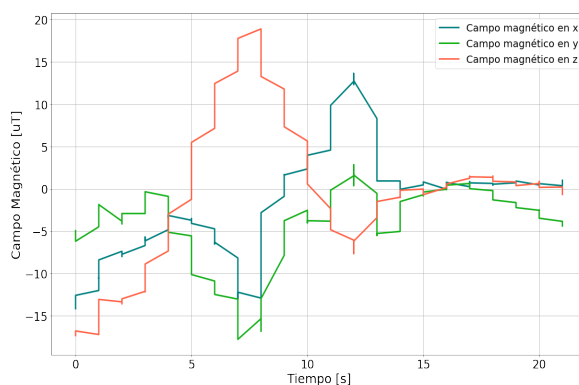
activación de la señal de apogeo, lo cual afirma la correcta detección del punto máximo de altura alcanzado durante la prueba, y la correcta ejecución de la lógica programada.

Figura 60: *Prueba de lanzamiento 1 - variables inerciales*



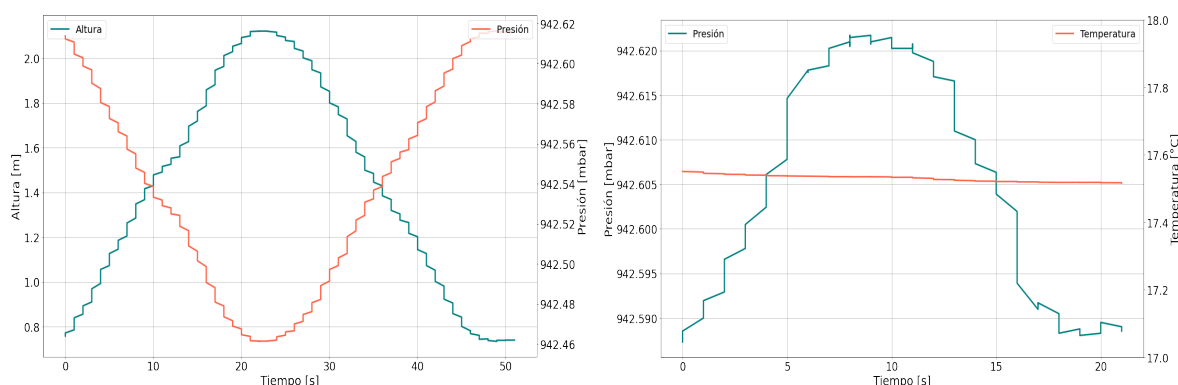
(a) Acelerómetro

(b) Giroscopio



(c) Magnetómetro

Figura 61: *Prueba de lanzamiento 1 - variables atmosféricas*

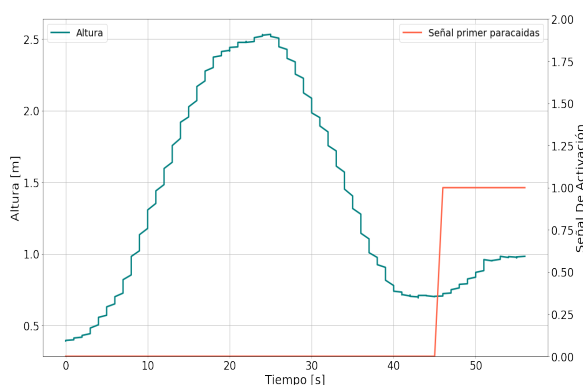


(a) Altura Vs Presión

(b) Temperatura y Presión

Tal como se puede observar en la Figura 61 los datos obtenidos a partir de la sensórica presente en la aviónica cumplen con la relación física que existe entre la presión atmosférica y la altura de un cuerpo, dado que la magnitud de dichas variables cambian inversamente. Este comportamiento se evidencia en los resultados obtenidos de la Figura 61 donde la presión atmosférica disminuye al mismo tiempo que la altura de la placa aumenta. Lo anterior se fundamenta con base en la relación existente entre la presión atmosférica y altura, pues a medida que un cuerpo aumenta su altura, la cantidad de partículas de aire sobre el mismo disminuye, generando una disminución proporcional en la presión atmosférica.

Figura 62: *Prueba de lanzamiento 1 - detección de apogeo*

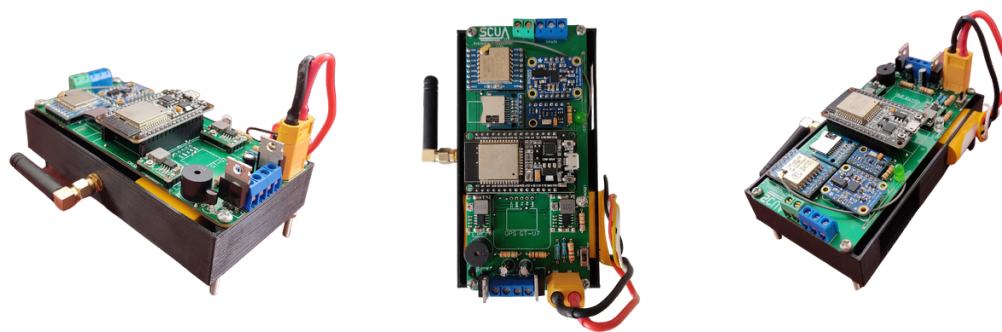


(a) Altura Vs Apogeo

6.2 Resultados de los vuelos en el Dron

En consecuencia a la pérdida de la información tras la explosión del cohete sonda Orion UIS, que permitía validar finalmente el funcionamiento total de la aviónica, se tomó la decisión de realizar la reconstrucción de la misma (ver Figura 63), validando a través de un dron su funcionamiento, sin embargo, como se puede notar en la misma figura, no se contaba con el dispositivo de localización geográfica, esto debido a que no se contaba con el mismo dispositivo para repuesto y su costo de adquisición era elevado. Para llevar a cabo estas pruebas se aseguró la tarjeta electrónica al dron, tal como se observa en la Figura 64 y se llevaron a cabo un total de 3 vuelos, en los cuales se transmitió información desde la distancia alcanzada por el dron hasta la estación terrena a través de los módulos LoRa. Adicionalmente, se almacenó la información en la memoria SD de la aviónica y la información recibida en la estación terrena, esto con el fin de comprobar el radioenlace diseñado.

Figura 63: *Aviónica reconstruída luego de la competencia*



(a) Vista isométrica 1

(b) Vista superior

(c) Vista isométrica 2

Figura 64: *Integración de la aviónica al dron*



(a) Aviónica asegurada

(b) Dron utilizado

Figura 65: *Evidencias de vuelo del dron*



(a) Despegue

(b) Ascenso

(c) Apogeo

De la Figura 65, se puede evidenciar el funcionamiento de las pruebas realizadas haciendo uso del dron, mismo comportamiento que se realizó para los 3 vuelos a diferentes alturas.

• **Vuelo 1:**

En el primer vuelo se llevó a cabo la transmisión de datos a través de los radios, al mismo tiempo que se almacenó dichos datos en la memoria SD de la aviónica. Esta prueba buscaba validar el funcionamiento de la etapa de procesamiento al hacer uso de los 2 núcleos que el ESP32 incorpora, uno de ellos se destinó a la etapa de sensado, procesamiento, control y almacenamiento, mientras que al otro núcleo se le asignó la etapa de transmisión de la información.

En ese orden de ideas y buscando validar el sistema de transmisión, en las Figuras 66, 67 y 68 se evidencia el registro obtenido en la estación terrena tras la información enviada desde la aviónica en el dron. Se puede visualizar los datos de las variables aceleración, aceleración angular, campo magnético, presión y temperatura proporcionadas por el sensor barométrico y la IMU. Por otro lado, la relación de la altura con la activación de la señal de apogeo, la cual fue programada para activarse 7 metros por debajo de su detección, puede observarse en la Figura 68, donde también se puede visualizar la señal de activación del paracaídas principal programada para activarse tan pronto la altura fuera inferior a los 60 metros en el descenso. Por otro lado, se observa en la Figura 67 que el comportamiento de la presión atmosférica comparada con la altura del Dron es el esperado, ya que a medida que aumenta la altura la presión disminuye y viceversa.

El primer vuelo realizado valida los objetivos planteados para la prueba y a pesar de que las condiciones de vuelo son diferentes, la lógica programada no tuvo errores, esto permite confiar en que el funcionamiento dentro de un cohete sería óptimo.

Figura 67: *Resultados del vuelo 1 - variables atmosféricas*

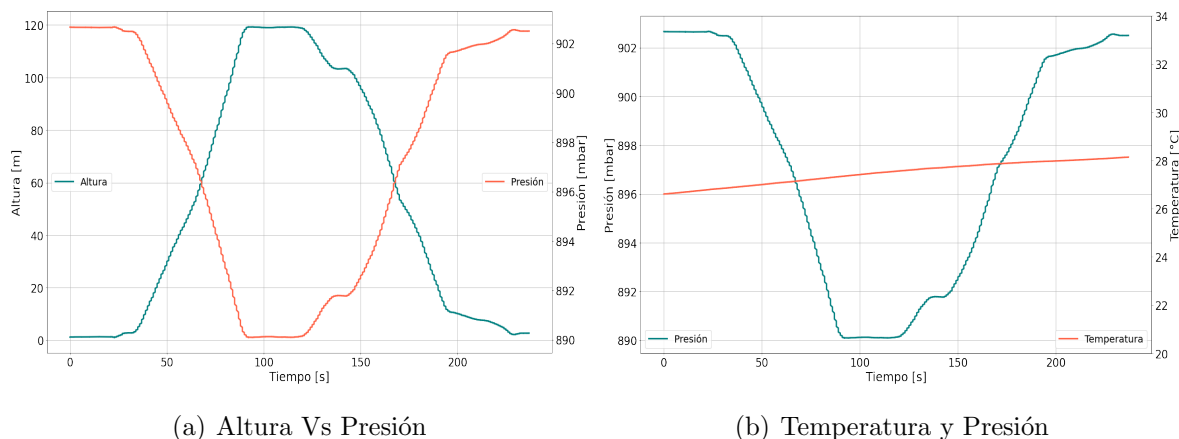


Figura 66: *Resultados del vuelo 1 - variables inerciales*

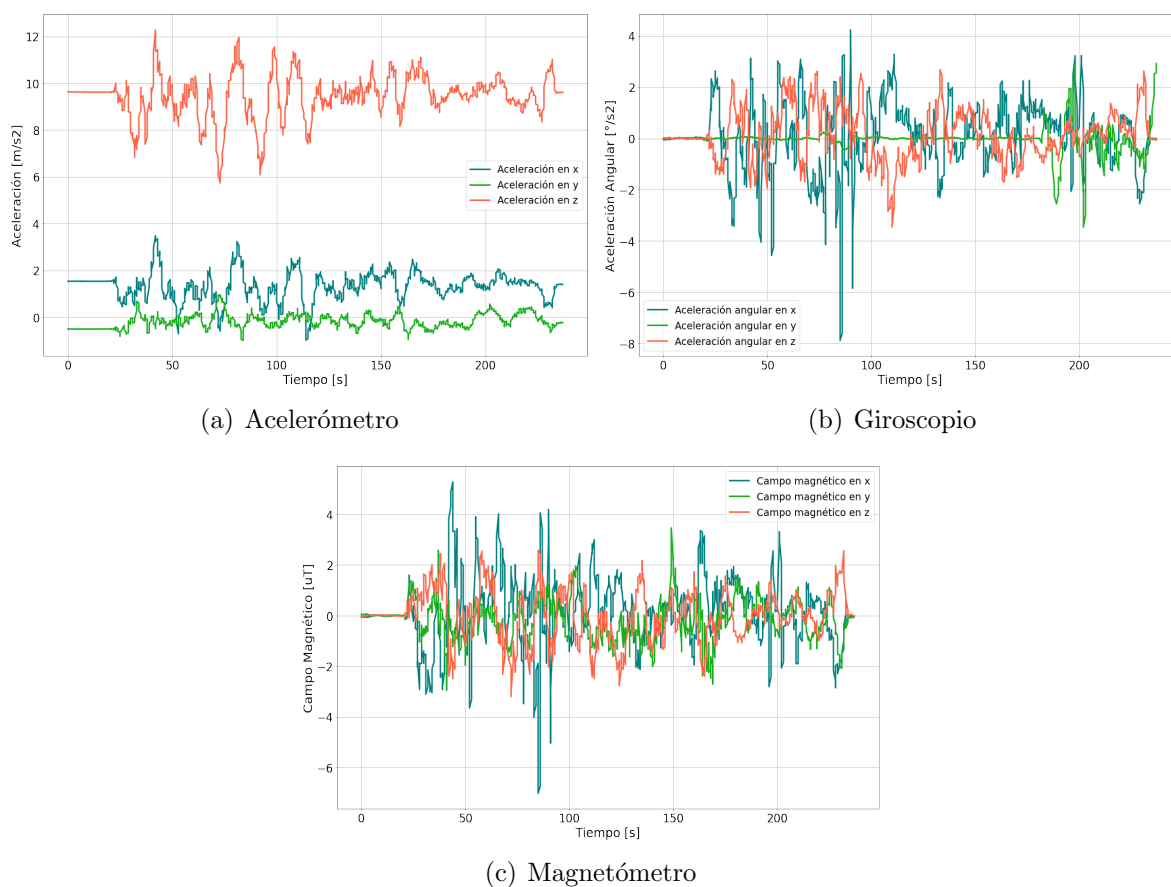
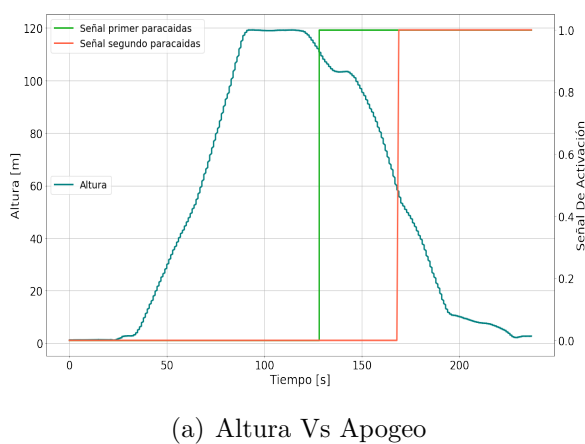


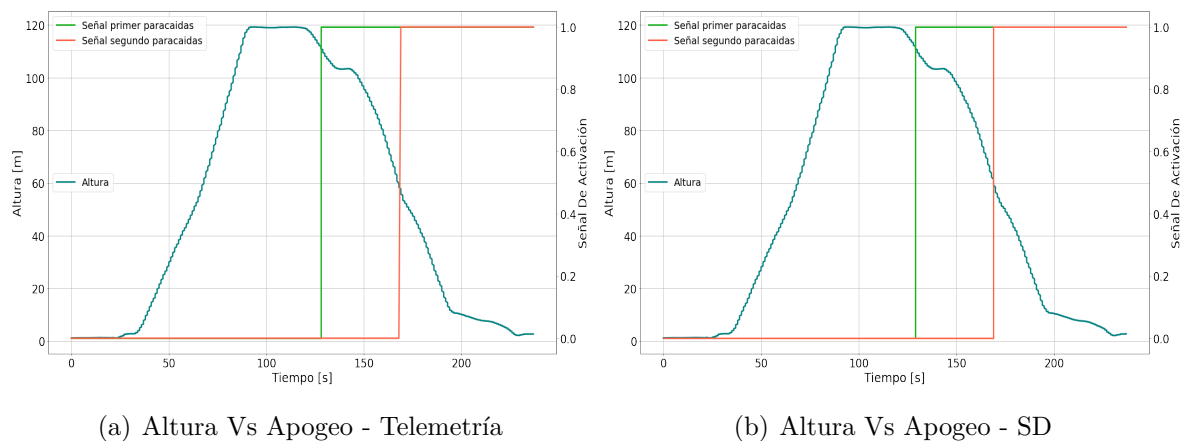
Figura 68: *Resultados del vuelo 1 - detección de apogeo*



Se compararon los datos obtenidos durante el vuelo mediante la telemetría y el almacenamiento de información en la memoria microSD ajustada en la aviónica. Tal como se observa en la Figura 69, los datos registrados de altura y apogeo coinciden en el comportamiento de las graficas resultantes de dichos datos obtenidos. La

altura máxima registrada fue de 120 metros, con una frecuencia de 4 muestras por segundo, lo que confirma una transmisión exitosa, sin pérdida de información y un ancho de banda suficiente para la aplicación requerida.

Figura 69: *Datos de telemetría Vs Datos locales en microSD - vuelo 1*



- **Vuelo 2:**

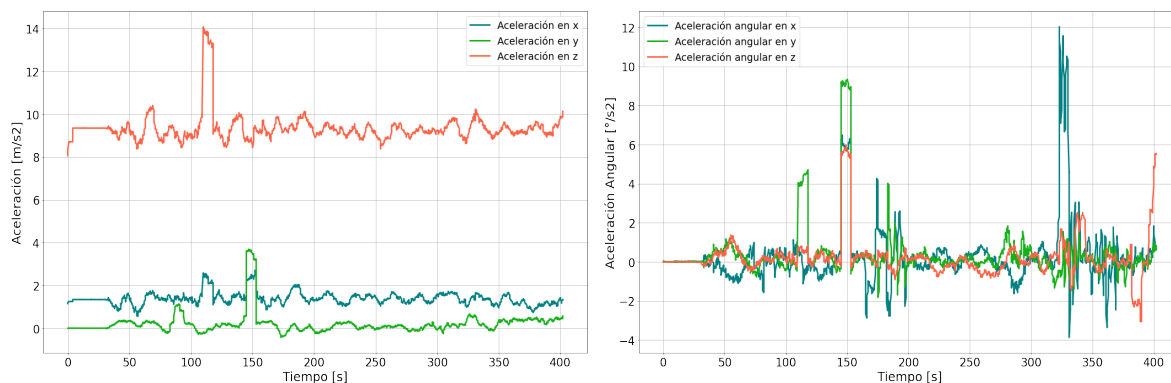
De la misma manera que en el primer vuelo, el segundo vuelo se realizó con el fin de validar el radionenlace, sin embargo, esta vez se busca validar el funcionamiento del algoritmo diseñado para trabajar usando un solo núcleo en el microcontrolador ESP32 para procesar todas las etapas de la avionica.

Tal como se observa en las Figuras 70, 71 y 72, nuevamente se registraron correctamente los datos de las variables aceleración, aceleración angular, campo magnético, presión y temperatura proporcionadas por el sensor barométrico y la IMU. De igual manera, se observa en la Figura 72 una altura máxima alcanzada de 150 metros, momento en el cual, siete metros después de haberse alcanzado dicha altura, se realiza la activación de la señal de apogeo, posteriormente, a una altura programada de 60 metros se activa la señal de eyección del paracaídas principal, lo cual confirma la correcta eyección del sistema de recuperación en sus dos etapas, y adicionalmente, se destaca la potencia de procesamiento del microcontrolador ESP32, pues, tanto en el vuelo 1 como en el vuelo 2, se obtuvo un excelente comportamiento del mismo, logrando en el vuelo 2 una frecuencia de transmisión de 5 muestras por segundo.

Al realizar un análisis detallado de la información recibida a través de la telemetría y la información almacenada en la memoria microSD a bordo de la aviónica, como

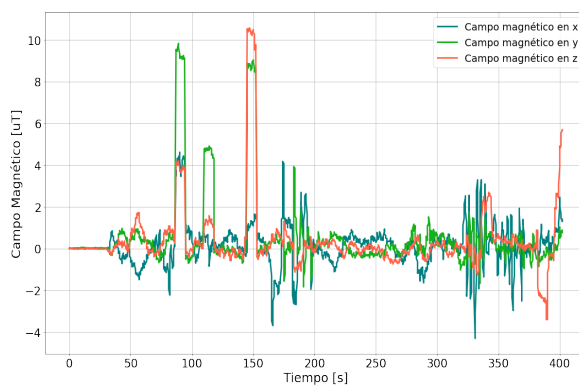
se muestra en la Figura 73, se logra evidenciar que no existe pérdida de información, lo cual junto a los resultados obtenidos en el vuelo 1, terminan por validar el funcionamiento del radioenlace diseñado. Por otra parte, se corrobora el funcionamiento de la interfaz gráfica implementada.

Figura 70: Resultados del vuelo 2 - variables inerciales



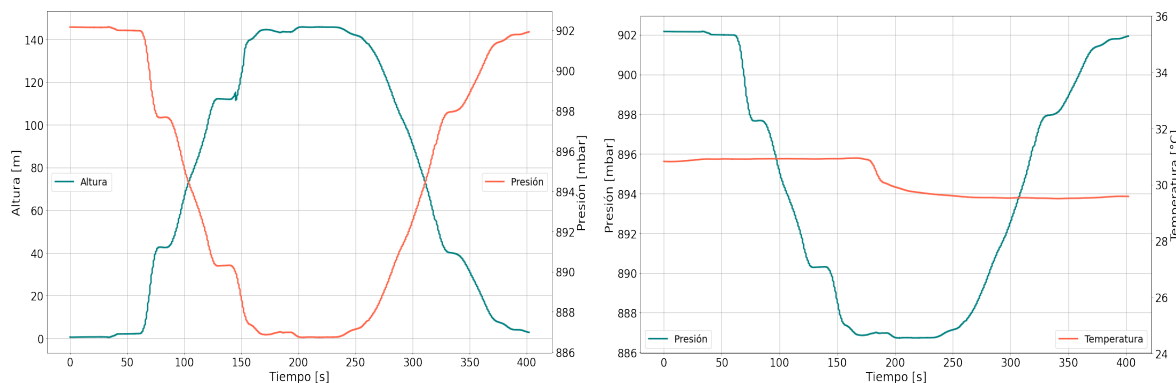
(a) Acelerómetro

(b) Giroscopio



(c) Magnetómetro

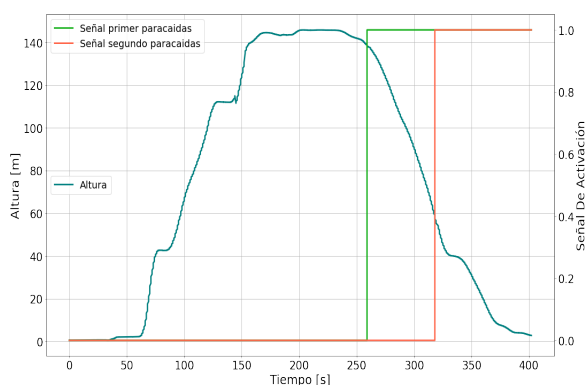
Figura 71: Resultados del vuelo 2 - variables atmosféricas



(a) Altura Vs Presión

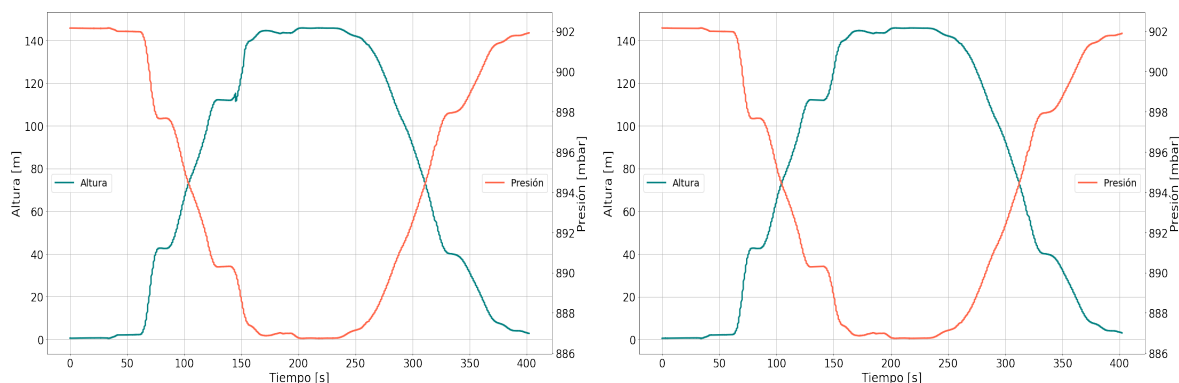
(b) Temperatura y Presión

Figura 72: Resultados del vuelo 2 - detección de apogeo



(a) Altura Vs Apogeo

Figura 73: Datos de telemetría Vs Datos locales en microSD - vuelo 2



(a) Altura Vs Presión - Telemetría

(b) Altura Vs Presión - SD

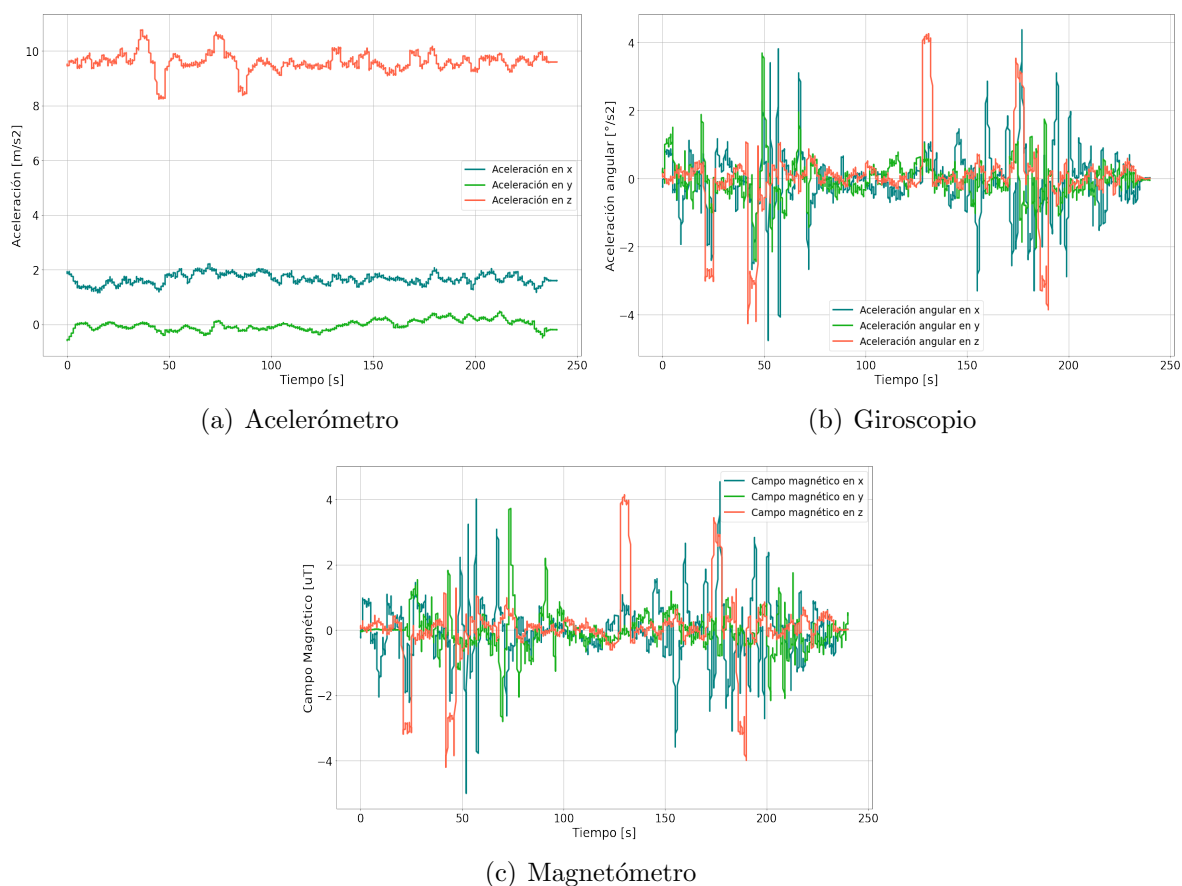
• **Vuelo 3:**

Finalmente, a través del último vuelo de prueba realizado se buscaba validar el funcionamiento autónomo de la aviónica sin el sistema de telemetría, para ello, únicamente se decidió almacenar la información proveniente de la etapa de sensado en la memoria microSD incorporada.

En este vuelo se observó que la cantidad de muestras tomadas durante el vuelo aumentaron considerablemente, pues pasaron de tenerse entre 4 o 5 muestras de los vuelos anteriores a un total de hasta 18 muestras por segundo, esto se debe a que el procesamiento de variables aumentó dado que se disminuyeron los procesos que debe llevar a cabo el microcontrolador al no transmitir información por radio. De igual forma, se observa en las Figuras 74, 75 y 76 el correcto registro de los datos de

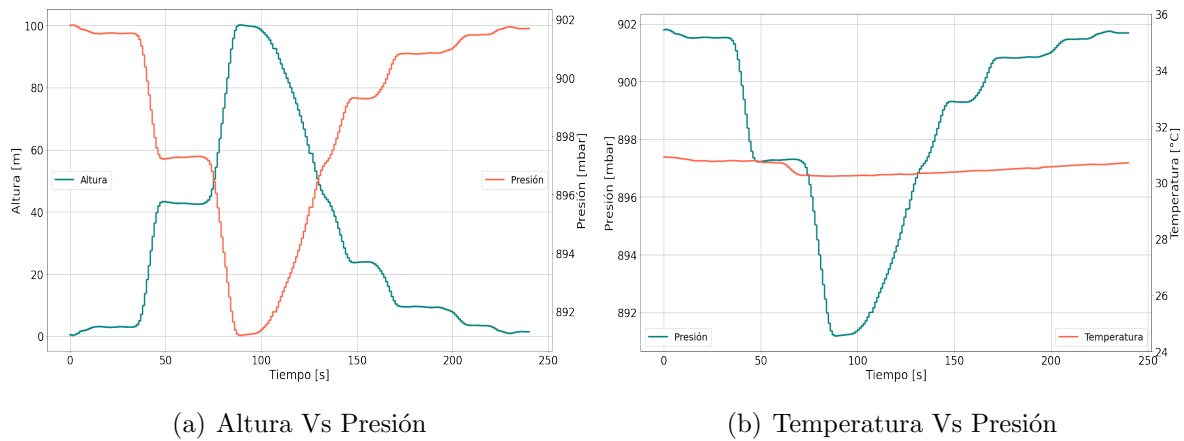
las variables físicas requeridas. En la Figura 76, se logra evidenciar la máxima altura alcanzada con el dron de 100 metros, una frecuencia de muestreo y almacenamiento de hasta 18 muestras por segundo y una excelente precisión del sistema diseñado e implementado por el equipo. De esta manera, se valida nuevamente que la lógica del algoritmo implementado funciona correctamente.

Figura 74: Resultados del vuelo 3 - variables inerciales



Como se evidencia en la Figura 75 los datos de temperatura ambiente registrados por la aviónica durante el vuelo tienden a mantenerse constantes en su magnitud, este comportamiento obedece a la relación física que existe entre la temperatura y la altura, la cual indica que la temperatura tiende a disminuir un grado cada aproximadamente 154[m], esto se debe a que conforme se aumenta la altura la presión es menor y un gas al perder presión pierde temperatura, en este caso como la altura máxima es menor a 154[m] los cambios registrados en la temperatura no superan 1 [°C].

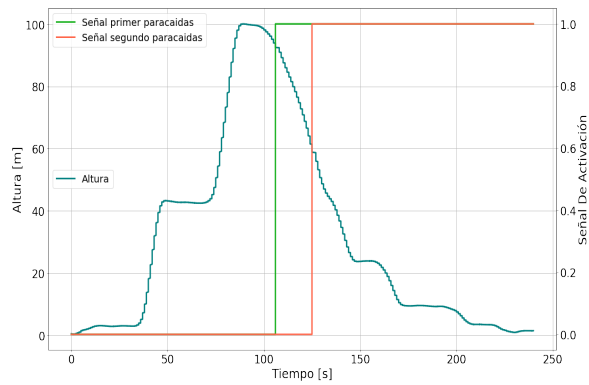
Figura 75: Resultados del vuelo 3 - variables atmosféricas



(a) Altura Vs Presión

(b) Temperatura Vs Presión

Figura 76: Resultados del vuelo 3 - detección de apogeo



(a) Altura Vs Apogeo

7 Conclusiones

En términos generales, la materialización del presente proyecto se llevó a cabo cumpliendo con las fechas estipuladas por el equipo previas a la competencia (05, 06 y 07 de agosto), desarrollando y culminando las tareas haciendo uso de la versión modular de los dispositivos electrónicos mostrados en la sección 4, donde se justificó la selección de cada uno de ellos. La causa de lo anterior se debió a 3 razones específicas: el bajo presupuesto por parte del equipo para poder adquirir los dispositivos en su versión superficial, la larga espera en las compras internacionales y la disponibilidad de la mayoría de dispositivos en su versión modular en el espacio de trabajo del semillero. En consecuencia, se comprobó que el funcionamiento modular fuera óptimo y confiable para la misión, asegurando que el diseño cumpliera con los requisitos establecidos por el subsistema de estructuras en cuanto al dimensionamiento y peso de la aviónica.

Por otro lado, se validó el funcionamiento correcto de la etapa de potencia compuesta por la batería LiPo de 3 celdas y los reguladores de tensión MP2307, esto permitió suministrar la energía suficiente a cada dispositivo electrónico que hizo parte de la aviónica.

La elección del microcontrolador ESP32-WROOM-32D como eje central de la etapa de procesamiento, permitió cumplir con los requerimientos de software y hardware en el área, dado que, acorde a sus características y a la lógica de programación implementada, se corroboró que dicho microcontrolador al tener la posibilidad de utilizar 2 núcleos facilitaba la realización de tareas, pues a través de un núcleo se realizaban las mediciones y paralelamente el otro núcleo se encargaba de enviar la información de dichas mediciones a la estación terrena. Adicionalmente, se reconoció la importancia de la alta velocidad de procesamiento de este microcontrolador al hacer uso de interrupciones tanto internas como externas que permitieran ejecutar las principales tareas de eyección de las cuales la etapa de procesamiento era la encargada.

Tras el análisis de los resultados obtenidos, se comprobó que la selección de sensores en base a sus rangos de medición y velocidad de operación fueron correctos, ya que los datos registrados muestran concordancia y alta precisión en sus mediciones. Al mismo tiempo, se encontró que la detección de apogeo usando la variable de la altura, proporcionada por el sensor barométrico, es más confiable que usar el cálculo de la media cuadrática determinada a partir de la lectura de las componentes de aceleración a través de la IMU, dadas las irregularidades durante el vuelo que pueden derivar en el cohete alcanzando la máxima altura en otra posición u orientación diferente a la esperada.

Por otra parte, se destaca la elección del módulo adaptador de SD usado en la etapa de almacenamiento, dados los problemas de compatibilidad encontrados entre algunos de estos adaptadores por la presencia del elemento electrónico "buffer" en su circuito, que imposibilita la inicialización de los demás módulos contenidos en la aviónica.

Se garantizó el envío de datos entre la aviónica y la estación terrena mediante el uso de radios LoRa y antenas omnidireccionales de 3dBi en la banda de frecuencia de 433 MHz, logrando una distancia de hasta 6600 metros aproximadamente. Los módulos transceptores utilizados son ideales para este tipo de aplicaciones permitiendo la comunicación a grandes distancias incluso mayores a la alcanzada siempre y cuando se tenga línea de vista entre el emisor y el receptor. Al mismo tiempo se destaca la importancia de organizar la trama de datos con una estructura definida para facilitar la correcta recepción de toda la información y visualización en la estación terrena.

Al revisar los datos obtenidos con los diferentes códigos de programación usados en las pruebas de vuelo con el dron, se evidenció que los resultados cambian específicamente en la cantidad de muestras tomadas dependiendo la programación que recibe la tarjeta electrónica, cuando se emplea al mismo tiempo la telemetría y el almacenamiento de datos local en la memoria microSD incorporada en la aviónica, la cantidad de muestras registradas es mucho menor comparada a las muestras almacenadas cuando solo se guarda información en la memoria microSD. Esto se debe a que el procesamiento de variables aumenta dado que se disminuyen los procesos que debe llevar a cabo el microcontrolador y es capaz de leer y almacenar más datos de las variables medidas. Adicionalmente, se corroboró el funcionamiento de los dos núcleos incorporados en la placa ESP32, confirmando las ventajas de hacer uso de los mismos en aplicaciones de este tipo.

8 Recomendaciones

El uso del dispositivo de placa electrónica desarrollado es posible teniendo presentes las siguientes recomendaciones:

- Verificar la calibración previa de los sensores mediante las señales auditivas implementadas.
- La cantidad de muestras para el cálculo de la altura de referencia es reprogramable mediante el software desarrollado.
- Es necesario mantener estático el vehículo mientras se calibran los sensores y se toma la altura referencia, esto con el fin de evitar futuros errores en la medición.
- Verificar la dirección de las antenas tanto transmisora como receptora, es indispensable tenerlas enfrentadas paralelamente a causa de su factor de radiación.
- Es indispensable realizar pruebas de funcionamiento de los canales pirotécnicos previas a la implementación de la aviónica.
- El comportamiento de la señal de activación haciendo uso de mecha pirotécnica y de ignitores comerciales funcionó perfectamente durante las pruebas previas al evento.

Entorno al uso de localizadores geográficos se recomienda hacer un cambio en el diseño a un dispositivo GPS comercial que se pueda conseguir fácilmente en Colombia, dado que, a pesar de que las características del GPS implementado se ajustan a las necesidades, la reconstrucción de la placa se vio limitada en este aspecto, pues dicho módulo únicamente era posible adquirirlo mediante importación aumentando costos y tiempos de implementación.

Para el uso de la interfaz propuesta se debe descargar el programa **TelemetryViewer-v0.7**, el cual es un software Java multiplataforma usado para visualizar datos desde un computador o dispositivo que permita instalar el aplicativo. El uso del software es muy intuitivo y solo necesita de un puerto serial que envíe los datos al dispositivo que aloja la interfaz y por medio del monitor serie se reciben los datos para que la plataforma pueda empezar a mostrar la información según como se quieran visualizar los datos.

Finalmente, se recomienda profundizar en las investigaciones y desarrollos actuales por parte de equipos de otros países quienes obtuvieron éxito total en su misión, esto con el fin de intercambiar conocimiento y generar nuevas ideas entorno al desarrollo de la aviónica.

9 Trabajo Futuro

Los resultados finales del trabajo implementado en este proyecto de investigación son funcionales y se cumplen todos los objetivos planteados en un principio, sin embargo, es importante proponer como trabajo futuro la implementación de todos los elementos que componen la tarjeta electrónica en el montaje superficial. De esta forma se tendrá una implementación más segura y resistente a posibles daños electrónicos, al mismo tiempo que más adaptable a la estructura del cohete dada la disminución en su tamaño.

Buscando mejorar la versión de la aviónica alcanzada e incorporar nuevas funcionalidades en torno al comportamiento aerodinámico de un cohete sonda, se propone el análisis, diseño e implementación de un lazo realimentado para el control del direccionamiento de empuje de un cohete sonda haciendo uso del módulo sensor de unidades inerciales (IMU) BNO055 de la aviónica desarrollada. Esto permitirá asegurar que la trayectoria del cohete sonda durante el vuelo sea la esperada.

Actualmente el cálculo para la detección del apogeo se realiza mediante la altura que va registrando el cohete a medida que transcurre el vuelo, se propone plantear nuevos métodos de detección o complementar la ecuación planteada para el cálculo del apogeo usando las componentes de la aceleración, haciendo dicho cálculo funcional no solo cuando el cohete describe la trayectoria de ascenso vertical que se espera, sino también sea capaz de detectar apogeo cuando el cohete no tenga la orientación y/o dirección prevista durante el vuelo debido a fallas internas o factores externos.

A causa de la explosión del cohete Orion UIS momentos después de su despegue y debido a las razones de dicho comportamiento, se plantea el diseño de un mando de control inalámbrico que cuente con un circuito para la activación del sistema de ignición para un motor de combustible sólido. Se recomienda que el mando de control tenga la suficiente redundancia y cuente con un circuito de seguridad que evite posibles activaciones falsas.

Referencias Bibliográficas

- [ANE, 2016] ANE (2016). Resolución 711 de 2016. In <https://normograma.mintic.gov.co>. Agencia Nacional del Espectro.
- [Bakirci and Ozer, 2022] Bakirci, M. and Ozer, M. M. (2022). Avionics design for a subsonic rocket carrying a scientific experiment unit. In *2022 2nd International Conference on Computing and Machine Intelligence (ICMI)*, pages 1–6. IEEE.
- [Berberan Santos et al., 1997] Berberan Santos, M. N., Bodunov, E. N., and Pogliani, L. (1997). On the barometric formula. *American Journal of Physics*, 65:404–412.
- [Biblarz and Price, 2020] Biblarz, O. and Price, E. (2020). rocket. In <https://www.britannica.com/technology/rocket-jet-propulsion-device-and-vehicle>. Encyclopedia Britannica.
- [Bolívar and Sabogal, 2011] Bolívar, M. and Sabogal, A. (2011). Más que un sueño, una realidad. historia preliminar de la cohetería en colombia. *Asociación Astronáutica Colombiana ASTCOL*.
- [Botero et al., 2017] Botero, A. Y., Rodríguez, J. S., Serna, J. G., Gómez, A., and García, M. J. (2017). Design, construction and testing of a data transmission system for a mid-power rocket model. In *2017 IEEE Aerospace Conference*, pages 1–14. IEEE.
- [Bunea et al., 2010] Bunea, R., Codreanu, N.-D., Ionescu, C., Svasta, P., and Vasile, A. (2010). Pcb tracks thermal simulation, analysis and comparison to ipc-2152 for electrical current carrying capacity. In *3rd Electronics System Integration Technology Conference ESTC*, pages 1–4.
- [Collinson, 2013] Collinson, R. P. (2013). *Introduction to avionics systems*. Springer Science & Business Media.
- [García, 2014] García, Cristina, S. (2014). Implementación de analizadores de protocolos de comunicaciones spi, i2c. B.S. thesis.
- [García Cabana et al., 2018] García Cabana, M., Zuccotti, M., Ghignone, R. A., Larosa, F. S., and Fernández, M. G. (2018). Registrador de vuelo y estación terrestre para telemetría de cohetes experimentales. Congreso de Microelectrónica Aplicada (9°: 2018 oct. 9-10: Universidad
- [Garino et al., 2009] Garino, B. W., Lanphear, J. D., Command, A., College, S., and Seminars, S. R. E. (2009). Au-18 space primer. Technical report, Air University Press.

- [Huth et al., 1958] Huth, G., Augenstein, B., and Holbrook, R. (1958). *Some Fundamental Considerations Relating to Advanced Rocket Propulsion Systems*. RAND Corporation, Santa Monica, CA.
- [Jenie et al., 2018] Jenie, Y., Asyary, A., and Poetro, R. (2018). Preliminary design of a liquid propellant engine for a reusable sounding rocket. In *Journal of Physics: Conference Series*, volume 1130, page 012035. IOP Publishing.
- [KAWASE et al., 2008] KAWASE, M., TAMURA, M., SUNAMI, K., IZUMI, T., and MORITA, Y. (2008). The avionics system design concepts for the advanced solid rocket. *The Journal of Space Technology and Science*, 24(1):1-13-1-16.
- [LASC, 2022] LASC (2022). Latin american space challenge. In <https://www.lasc.space/>. LASC.
- [Leverone, 2013] Leverone, F. K. (2013). *Performance modelling and simulation of a 100km hybrid sounding rocket*. PhD thesis.
- [Marconi, 2004] Marconi, E. (2004). What is a sounding rocket? - nasa. In https://www.nasa.gov/missions/research/f_sounding.html. NASA.
- [Merino et al., 2017] Merino, D. V., Nova, M. A. R., and Rivera, A. F. C. (2017). *DISEÑO Y VALIDACIÓN DE LOS CÁLCULOS DE UN MOTOR R-CANDY E65*. PhD thesis, Universidad Industrial de Santander.
- [NASA, 2004] NASA (2004). Nasa sounding rocket science. In <https://rscience.gsfc.nasa.gov/srrov.html>. NASA.
- [Niebles, 2022] Niebles, M. (2022). Estados unidos, rusia y china son los que lideran la carrera por dominar el espacio. In <https://www.larepublica.co/globoeconomia/estados-unidos-rusia-y-china-son-los-que-lideran-la-carrera-por-dominar-el-espacio-3400689>. LaRepublica.
- [Olarte and Sanjuán, 2013] Olarte, R. A. J. and Sanjuán, S. A. S. (2013). Desarrollo aeroespacial en colombia, misión satelital libertad 1 y libertad 2. *Bogotá Robótica*.
- [Olde et al., 2019] Olde, M., Zandbergen, B., Botchu, J., van den Wijngaart, J., Kuhnert, F., and Slingerland, J. (2019). Laser ignition and combustion study of kno₃-sorbitol based solid propellant.
- [Peña and Mora, 2010] Peña, J. A. U. and Mora, F. A. R. (2010). Misiones de cohetes experimental con propelente solido: Mision seneca, cohete ainkaa 1. *Ciencia e Ingeniería Neogranadina*, 20(2):53-64.

- [SCUA, 2022a] SCUA (2022a). Semillero de cohetería uis aeroespacial. In <https://www.scua.space/>. SCUA.
- [SCUA, 2022b] SCUA (2022b). Sub-sistema de cargag Útil. In *Rocket Vehicle for a 4Kg Payload*. Applied Optics.
- [Seibert and Battrick, 2006] Seibert, G. and Battrick, B. T. (2006). *The history of sounding rockets and their contribution to European space research*. ESA Publications division Noordwijk.
- [Serrato and Rojas, 2018] Serrato, S. and Rojas, F. A. (2018). Procesos de formación académica en ciencia y tecnología aeroespacial. experiencias de investigación en cohetería experimental con estudiantes de ingeniería en colombia alejandro urrego p. daniela ramírez2. *INVESTIGACIÓN FORMATIVA EN INGENIERÍA*, page 266.
- [Shane, 2016] Shane, t. (2016). Inside the construction of an amateur rocketry flight computer. In <https://shanetully.com/2016/07/inside-the-construction-of-an-amateur-rocketry-flight-computer/>.
- [Shao et al., 2012] Shao, Y.-H., Gu, G.-F., Jiang, Z.-Q., Zhou, W.-X., and Sornette, D. (2012). Comparing the performance of fa, dfa and dma using different synthetic long-range correlated time series. *Scientific reports*, 2(1):1–5.
- [Sierra Gamboa et al., 2019] Sierra Gamboa, J. R., Loaiza Diaz, M. A., et al. (2019). Construcción, integración y pruebas de los subsistemas que conforman el cohete isaías i.
- [Suta et al., 2020] Suta, J. M., Álvarez, C. P., Grajales, C. G., González, N. R., Castañeda, J. B., and Salazar, R. R. (2020). Proyectos en cohetería experimental en la emavi-fac como un pilar para fomentar el desarrollo aeroespacial de la región. *Encuentro Internacional de Educación en Ingeniería*.
- [Taylor, 2017] Taylor, T. S. (2017). *Introduction to rocket science and engineering*. CRC Press.

Apéndices

Apéndice A. Repositorio general del proyecto - GitHub

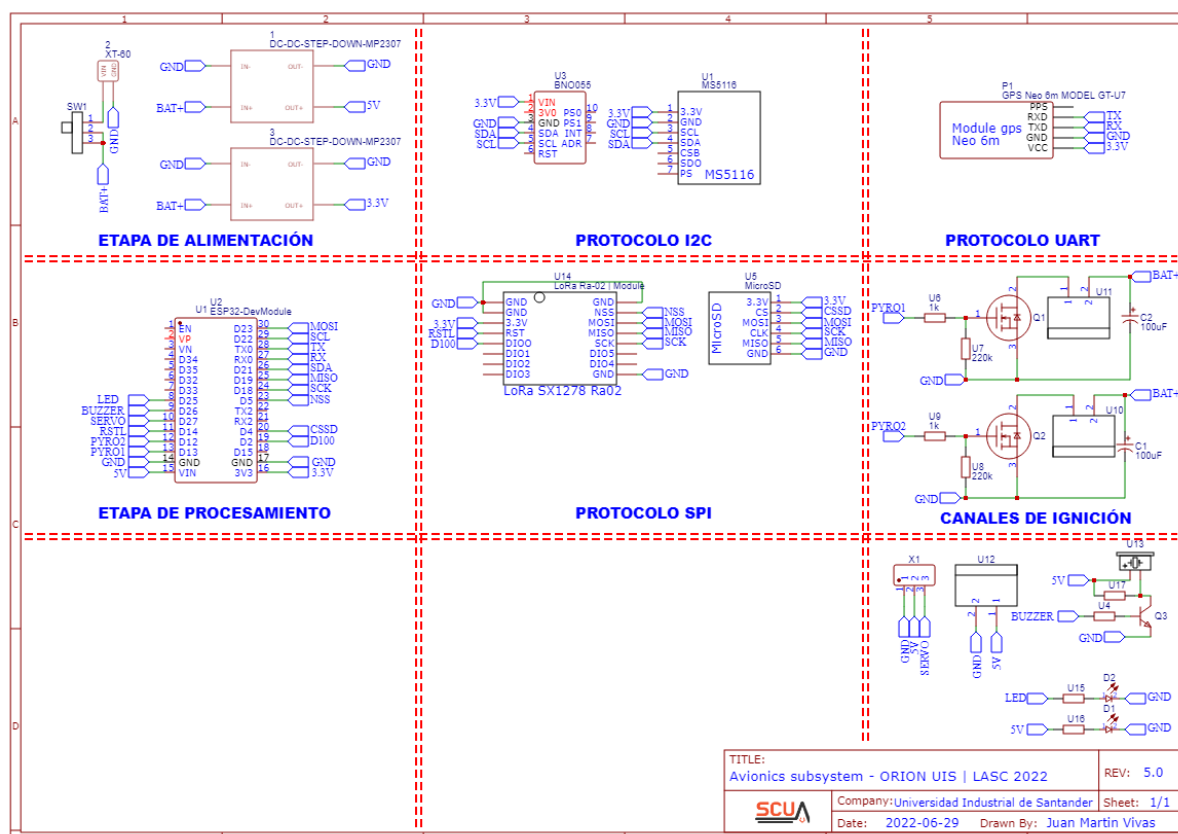
Link: <https://github.com/AvionicaUIS/Avionics-Orion-UIS/tree/main/Tesis>

Apéndice B. Repositorio general del proyecto - Códigos implementados

Link: https://github.com/AvionicaUIS/Avionics-Orion-UIS/tree/main/Technical%20documentation/Final_codes_used

Apéndice C. Esquemático utilizado para el diseño final de la placa de circuito impreso

Figura 77: Esquemático utilizado para el diseño final de la placa de circuito impreso



Apéndice D. Repositorio general del proyecto - Material audiovisual de soporte

Link: https://github.com/AvionicaUIS/Avionics-Orion-UIS/tree/main/material_audiovisual

Apéndice E. Repositorio general del proyecto - Código implementado eyección

Link: https://github.com/AvionicaUIS/Avionics-Orion-UIS/tree/main/Technical%20documentation/individual_tests/pyro/pyro

Apéndice F. Repositorio general del proyecto - Base de datos de hojas de datos

Link: <https://github.com/AvionicaUIS/Avionics-Orion-UIS/tree/main/Tesis/Datasheets>

Apéndice G. Página web del trabajo de investigación

Link: <https://sites.google.com/view/proyectoavionicauis/portada>