

Diseño, implementación y validación de la aviónica para el cohete sonda de combustible sólido ORION UIS partícipe 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** dedico...

Yo **Santiago Hernández Rincón** dedico...

**Agradecimientos**

A nuestro director Dr. Julián Gustavo Rodríguez Ferreira y al co-director Pedro Andrés Salgado Meza por orientarnos en cada avance realizado y ser una guía indispensable para culminar con éxito este proyecto de investigación.

A...

A...

**Tabla de Contenido**

Introducción . . . . .	13
1 Objetivos. . . . .	14
1.1 Objetivo General . . . . .	14
1.2 Objetivos Específicos . . . . .	14
2 Misión Orion UIS - LASC 2022 . . . . .	15
2.1 Definición del problema . . . . .	15
2.1.1 Planteamiento de la misión . . . . .	17
2.2 Este proyecto como parte de Orion UIS - Subsistema de aviónica . . . . .	21
3 Marco conceptual. . . . .	22
3.1 Cohetería experimental . . . . .	22
3.2 Aviónica . . . . .	24
3.3 Algoritmos para detección de apogeo . . . . .	28
4 Descripción del sistema . . . . .	30
4.1 Requerimientos técnicos del sistema . . . . .	30
4.1.1 <i>Requerimientos de Hardware</i> . . . . .	30
4.1.2 <i>Requerimientos de Software</i> . . . . .	31
4.2 Solución propuesta . . . . .	32
4.2.1 <i>Arquitectura general planteada</i> . . . . .	32
4.2.2 <i>Arquitectura por etapa específica</i> . . . . .	33
5 Simulación de sistemas . . . . .	47
5.1 Reguladores de tensión . . . . .	47
5.1.1 Regulador lineal . . . . .	47
5.1.2 Buck converter . . . . .	48
5.2 Canales pirotécnicos . . . . .	48
6 Implementación de la solución propuesta . . . . .	50
6.1 Implementación específica por etapa . . . . .	50
6.1.1 Implementación de la etapa de potencia . . . . .	50
6.1.2 Implementación de la etapa de procesamiento . . . . .	51
6.1.3 Implementación de la etapa de sensado . . . . .	53
6.1.4 Implementación de la etapa de control . . . . .	60
6.1.5 Implementación de la etapa de almacenamiento . . . . .	62
6.1.6 Implementación de la etapa de telemetría . . . . .	63
6.1.7 Implementación de la etapa de visualización . . . . .	66
6.2 Integración general del sistema . . . . .	69

7 Conclusiones . . . . .	81
8 Recomendaciones . . . . .	82
9 Trabajo Futuro . . . . .	83
Referencias Bibliográficas . . . . .	86
Apéndices . . . . .	87

**Lista de Tablas**

1	<i>Tabla de selección de dispositivos para aviónica a bordo.</i> . . . . .	34
2	Tabla de selección de dispositivos para estación terrena. . . . .	34
3	<i>Características técnicas baterías para aviónica a bordo.</i> . . . . .	35
4	<i>Tabla comparativa - especificaciones técnicas reguladores pre-seleccionados.</i> . . . . .	36
5	<i>Tabla comparativa - microcontroladores pre-seleccionados.</i> . . . . .	37
6	<i>Tabla comparativa - sensores unidades iniciales pre-seleccionados.</i> . . . . .	39
7	<i>Tabla comparativa - sensores de presión atmosférica.</i> . . . . .	40
8	<i>Tabla comparativa - localizadores geográficos pre-seleccionados.</i> . . . . .	42
9	<i>Tabla comparativa - transistores canal N pre-seleccionados.</i> . . . . .	43
10	<i>Especificaciones técnicas tarjeta microSD seleccionada.</i> . . . . .	44
11	<i>Tabla comparativa - módulos transceptores pre-seleccionados.</i> . . . . .	45
12	<i>Dispositivos utilizados - Etapa de telemetría.</i> . . . . .	63
13	<i>Pruebas realizadas etapa de telemetría.</i> . . . . .	63
14	<i>Proceso de desarrollo de placas aviónica.</i> . . . . .	70
15	<i>Reglas de diseño definidas.</i> . . . . .	73

## Lista de Figuras

1	<i>Subsistemas que componen un cohete sonda.</i>	15
2	<i>Subsistema de propulsión - composición del motor.</i>	18
3	<i>Subsistema de estructuras - composición.</i>	18
4	<i>Subsistema de estructuras - sistema de acoplamiento.</i>	19
5	<i>Carga útil - satélite tipo CanSat .</i>	20
6	<i>Descripción del subsistema de estación terrena.</i>	20
7	<i>Perfil de vuelo descrito por un cohete sonda. Fuente:</i>	23
8	<i>Funcionamiento general de la aviónica.</i>	25
9	<i>Arquitectura general Subsistema Aviónica.</i>	32
10	<i>Arquitectura por etapa específica.</i>	33
11	<i>Baterías LiPo y Li-Ion pre-seleccionadas</i>	35
12	<i>Regulador convertidor reductor.</i>	36
13	<i>Microcontroladores pre-seleccionados</i>	37
14	<i>IMU's pre-seleccionadas</i>	38
15	<i>Barométricos pre-seleccionados</i>	39
16	<i>GPS's pre-seleccionados</i>	41
17	<i>Transistores pre-seleccionados</i>	43
18	<i>Dispositivos de almacenamiento seleccionados</i>	44
19	<i>Modulos transceptores pre-seleccionados</i>	45
20	<i>Regulador lineal.</i>	47
21	<i>Buck converter.</i>	48
22	<i>Canales pirotecnicos</i>	49
23	<i>Módulo regulador MP2307</i>	51
24	<i>Ajuste y validación de módulos reguladores.</i>	51
25	<i>Validación de la tensión de carga en las celdas.</i>	52
26	<i>ESP32 versión modulo - NodeMCU</i>	52
27	<i>Módulo NodeMCU-ESP32 ejecutando tareas en sus 2 núcleos.</i>	52
28	<i>Algoritmo general implementado.</i>	53
29	<i>Diagrama de conexiones sensor barométrico.</i>	54
30	<i>Implementación sensor barométrico MS5611</i>	55
31	<i>Validación de la tensión de carga en las celdas.</i>	56
32	<i>Diagrama de conexiones sensor de unidades inerciales.</i>	56
33	<i>Implementación sensor de unidades inerciales BNO055</i>	57
34	<i>Variables leidas BNO055.</i>	58
35	<i>Variables leidas BNO055.</i>	59

36	<i>Diagrama de conexiones localizador geográfico GPS NEO 6M.</i>	59
37	<i>Implementación localizador geográfico GPS NEO 6M</i>	60
38	<i>Resultados de búsqueda a través de coordenadas arrojadas por GPS.</i>	60
39	<i>Diagrama para circuito de ignición.</i>	61
40	<i>Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición.</i>	61
41	<i>Datos almacenados por parte de los sensores.</i>	62
42	<i>Módulos transmisor y receptor para pruebas de telemetría.</i>	63
43	<i>Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición.</i>	64
44	<i>Prueba de telemetría 1.</i>	65
45	<i>Prueba de telemetría 2.</i>	65
46	<i>Prueba de telemetría 3.</i>	66
47	<i>Validación de la información recibida - prueba 3.</i>	67
48	<i>Algoritmo general implementado.</i>	67
49	<i>Interfaz en Java.</i>	68
50	<i>Diagrama ilustrativo de integración final.</i>	69
51	<i>Evidencias placa desarrollada 1.</i>	70
52	<i>Evidencias placa desarrollada 2.</i>	71
53	<i>Proceso de diseño placa de pruebas 3.</i>	72
54	<i>Evidencias placa desarrollada 2.</i>	72
55	<i>Proceso de diseño circuito impreso 4.</i>	73
56	<i>Evidencias placa de circuito impresa 4.</i>	74
57	<i>Proceso de diseño placa de circuito impreso 5.</i>	75
58	<i>Análisis de resultados de la Trama 1</i>	76
59	<i>Variables Atmosféricas Trama 1</i>	76
60	<i>Indicativos de Apogeo en Trama 1</i>	77
61	<i>Variables atmosféricas Trama 2</i>	77
62	<i>Variables Atmosféricas Trama 2</i>	78
63	<i>Indicativos de Apogeo en Trama 2</i>	78
64	<i>Evidencias placa de circuito impresa 5 y diseño base soporte.</i>	79
65	<i>Evidencias de integración aviónica y estructura.</i>	79
66	<i>Resultados de lanzamiento - explosión.</i>	80
67	<i>Diseño PCB final - esquemático.</i>	87

## Lista de Apéndices

## Glosario

- **VSC:** "Visual Studio Code".
- **IoT:** "Internet of Things" o Internet de las Cosas. Es la agrupación e interconexión de dispositivos y objetos a través de una red.
- **SMF:** "Single Mode Fiber" o Fibra Óptica Monomodo. Diseñada para transportar luz en un solo modo de propagación.
- **SNR:** "Signal to Noise Ratio" o
- **SPI:** "Serial Peripheral Interface" o Interfaz de Periféricos Serial. Estándar de comunicación utilizado para la transferencia de información entre circuitos integrados en dispositivos electrónicos.
- **Trama:** unidad de envío de datos.
- **UART:** "Universal Asynchronous Receiver Transmitter" o Transmisor-Receptor Asíncrono Universal. Protocolo para el intercambio bidireccional de datos entre dos dispositivos.

## Resumen

**Título:**Diseño, implementación y validación de la aviónica para el cohete sonda de combustible sólido ORION UIS partíciipe en el Latin American Space Challenge 2022 <sup>1</sup>

**Autor:** Juan Martin Vivas Camargo, Santiago Hernández Rincón<sup>2</sup>

**Palabras Clave:** Cohete sonda, aviónica, telemetría, electrónica, sistema, satélite

**Descripción:** Descripción del proyecto

---

<sup>1</sup>Trabajo de grado

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

**Abstract**

**Title:** Title <sup>3</sup>

**Author(s):** Juan Martín Vivas Camargo, Santiago Hernández Rincón<sup>4</sup>

**Key Words:** Rocket

**Description:** Description of the project

---

<sup>3</sup>Bachelor Thesis

<sup>4</sup>Facultad de Ingenierías Físico-Mecánicas. Escuela de Ingenierías Eléctrica, Electrónica y telecomunicaciones. Director: Julián Rodríguez Ferreira, Doctorado en Física, Especialidad astrofísica

## **Introducción**

Existen

## 1 Objetivos

### 1.1 Objetivo General

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

### 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 eyeción 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.
- Validar el funcionamiento y la respuesta de los dispositivos electrónicos seleccionados por cada etapa a los requerimientos técnicos de la misión.
- Establecer la integración de todas las etapas que componen al sistema basándose en los requerimientos técnicos definidos y la arquitectura general establecida.
- Asegurar el correcto funcionamiento de los subsistemas de la avionica del cohete Orion UIS operando simultáneamente.

## 2 Misión Orion UIS - LASC 2022

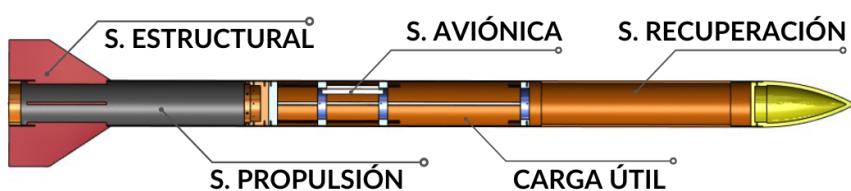
### 2.1 Definición del problema

En la actualidad, el desarrollo tecnológico es el medio más confiable con el que cuenta el ser humano para evolucionar en las distintas áreas del conocimiento. 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 20 y 21 han traído consigo el desarrollo de cohetes, permitiendo así al ser humano escapar del planeta tierra y explorar las fronteras del mismo. [Taylor, 2017].

El avance aeroespacial en el área de cohetería se presenta al rededor del mundo con diferentes enfoques, tanto educativos como 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 diferentes categorías según su estructura, mecanismo de propulsión, alcance o misión. Los **Cohetes Sonda** son un tipo de cohete que, según la NASA, 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 [NASA, 2022]. Los cohetes sonda se caracterizan por construirse entorno a 5 subsistemas bases, los cuales cumplen con funciones específicas dentro del funcionamiento de un cohete de este tipo.

Figura 1: Subsistemas que componen un cohete sonda.



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 cohetería 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 y privadas y aficionados. Actualmente, a nivel global, las 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 Europa en general realizaban lanzamientos de este tipo de cohetes con gran frecuencia [Seibert and Battrick, 2006]. Sin embargo, 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 12Km[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 más grande de América Latina, 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 3Km de apogeo, establece la necesidad de implementar un sistema electrónico que cumpla con los requerimientos del subsistema de la aviónica para un cohete sonda. 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 Tatú - Brasil, en la misión denominada por los integrantes del semillero SCUA: **Órion-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 cohetería, 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]

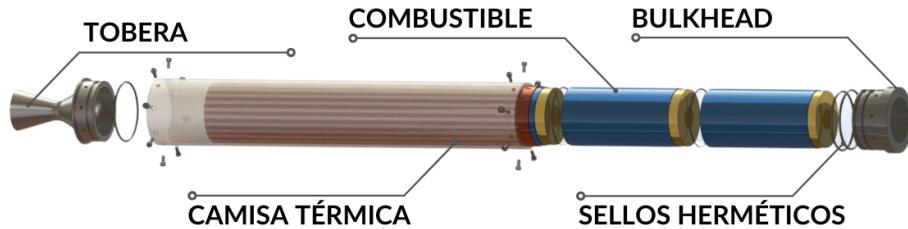
El **Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial - SCUA**, a través de la misión **Orion - UIS**, integra una cantidad de 18 personas, dentro de las cuales, participan estudiantes de ingeniería electrónica, ingeniería mecánica, ingeniería de sistemas y diseño industrial. Inicialmente se asignan subgrupos 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.

- ***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<sub>3</sub> y Sorbitol[Olde et al., 2019], se compone de tres granos propulsores los cuales son fundidos y moldeados a la geometría de la camisa del motor con moldes cilíndricos fabricados en impresión 3D. Los granos están cubiertos por cartón y alineados 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, ésta 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 2

Figura 2: *Subsistema de propulsión - composición del motor.*

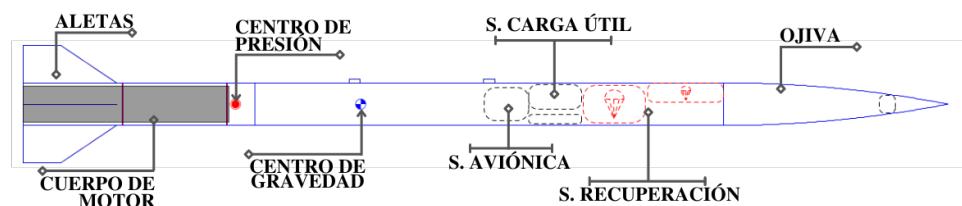


- *Subsistema de estructura*

La estructura del cohete sonda Orion UIS, es el subsistema donde se contienen los demás subsistemas que conforman el proyecto, su diseño se realiza teniendo en cuenta las características técnicas del material usado como base en el cuerpo del mismo, buscando así, 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], lo cual garantiza que el proceso de fabricación y ensamblaje priorice los factores mecánicos y aerodinámicos como punto crítico de decisión.

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]

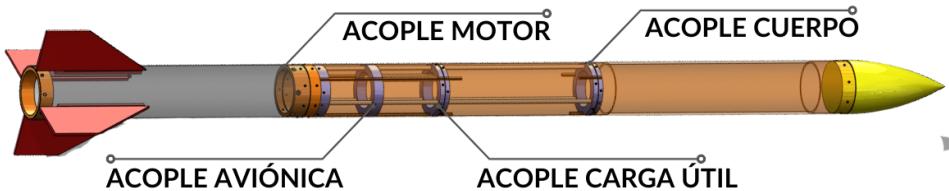
Figura 3: *Subsistema de estructuras - composición.*



Tal como se observa en la Figura 3, 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 4 que unen el

cuerpo del cohete con el motor, la cubierta del motor donde va contenido el mismo y el *Rack* interno donde se encaja la carga útil, subsistema de recuperación y subsistema aviónica.[SCUA, 2022b]

Figura 4: *Subsistema de estructuras - sistema de acoplamiento.*

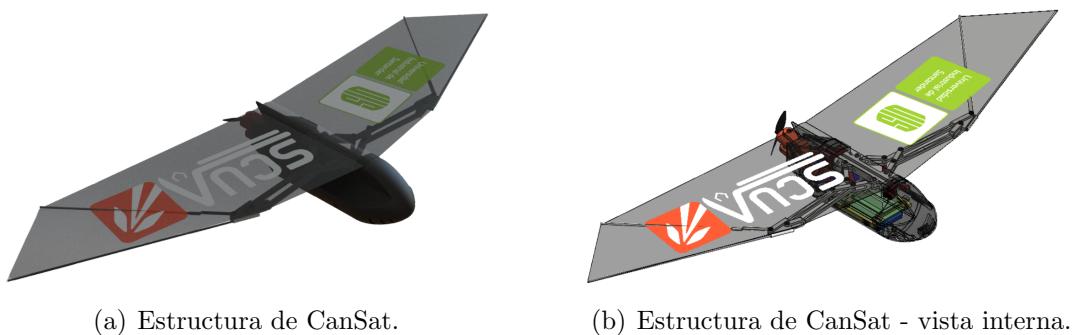


- ***Subsistema de carga útil***

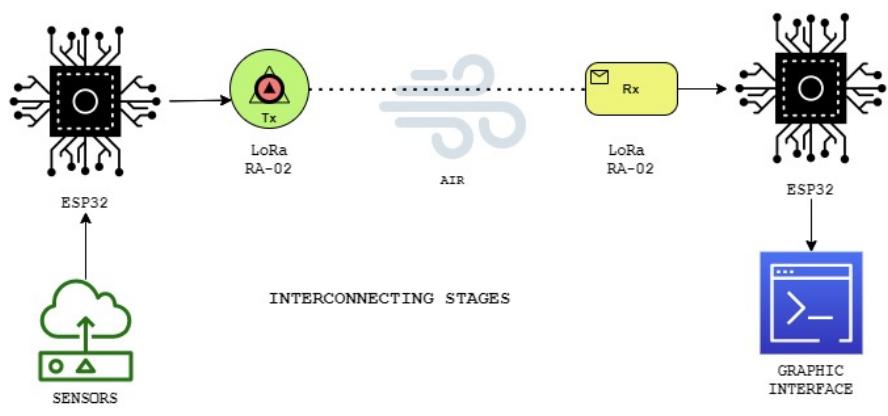
Tal como se mencionó previamente, el desafío latinoamericano de cohetería LASC tiene el objetivo de motivar a los participantes a desarrollar y lanzar un cohete que tenga como carga útil un satélite, por ende, y conforme a la misión que el equipo del semillero SCUA desarrolla frente a la competencia, 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 aviónica, el cual detecta 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, 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 5, se puede visualizar el concepto del mismo.

- ***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.

Figura 5: *Carga útil - satélite tipo CanSat*

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, en conjunto al trabajo de grado *Diseño e Implementación del front-end y back-end de una plataforma IoT para recepciónn, 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, el subsistema aviónica abordado en el presente trabajo de grado proveerá la información y los parametros necesarios para la construcción de la plataforma IoT desarrollada por las estudiantes.

Figura 6: *Descripción del subsistema de estación terrena.*

Visual Paradigm Online Free Edition

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 sonda y proporciona los datos recibidos

al servidor local a través del puerto serial utilizado por el microcontrolador.

## 2.2 Este proyecto como parte de Orion UIS - Subsistema de aviónica

La finalidad del presente trabajo de investigación es diseñar e implementar 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 ejecución 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.

De tal manera, se desea implementar 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 por el equipo del subsistema de recuperación. 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 tiene una sección dedicada al sistema de recuperación, esta sección trabaja en conjunto con los sensores seleccionados para el subsistema de procesamiento y gestión de datos, y a través de la lógica programada en el microcontrolador se detecta el momento preciso para la activación del paracaídas de dragueo y el paracaídas principal.

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 para así permitir 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 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 partícipe del Latin American Space Challenge - LASC 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

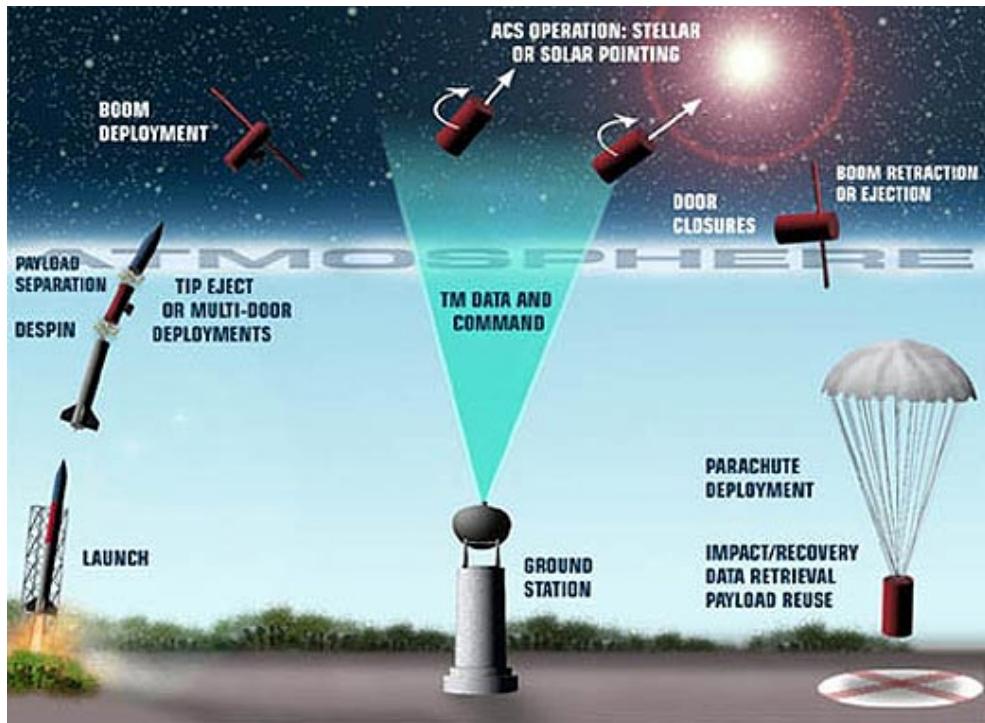
Se entiende por cohetería experimental a la práctica científica que permite la implementación de proyectos de investigación entorno al desarrollo de cohetes sonda a pequeña, mediana y gran escala [Suta et al., 2020]. La cohetería experimental remonta sus inicios a los años 50, donde las grandes potencias 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[M. Marconi, 2004]. Los cohetes sonda son vehículos que tienen misiones académicas o científicas y su duración, dependiendo de la altura objetivo, puede durar desde 1 hasta 20 minutos, tiempo que para aplicaciones de organizaciones como la NASA son más que suficientes y son consideradas como oportunidades únicas para realizar pruebas de instrumentos o futuros avances tecnológicos [NASA, 2004].

La Figura 7 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 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,

Figura 7: Perfil de vuelo descrito por un cohete sonda. Fuente:



se pueden encontrar cohetes sonda de combustible sólido, líquido, hidráulico o híbrido, siendo los cohetes sonda de combustible sólido e hidráulicos los más utilizados en la cohetería 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. A través de un proceso de combustión en la recamara interna del motor, 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 solidas 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 dura 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 qué, una vez el cohete sonda se establece en el riel de lanzamiento sin contacto externo alguno, la única interacción entre el mismo será a través de la comunicación existente entre los subsistemas generada por el subsistema de aviónica. Este subsistema se encarga de asegurar la toma de mediciones, procesar información, almacenar información requerida, realizar accionamiento cuando sea necesario, ase-

gurar 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 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. El subsistema de recuperación es el encargado de dimensionar la cantidad y el tamaño de dichos paracaídas, así como también de los mecanismos de eyeccción de los mismos, tarea que se ejecuta en conjunto con el subsistema de aviónica y el subsistema de estructuras.

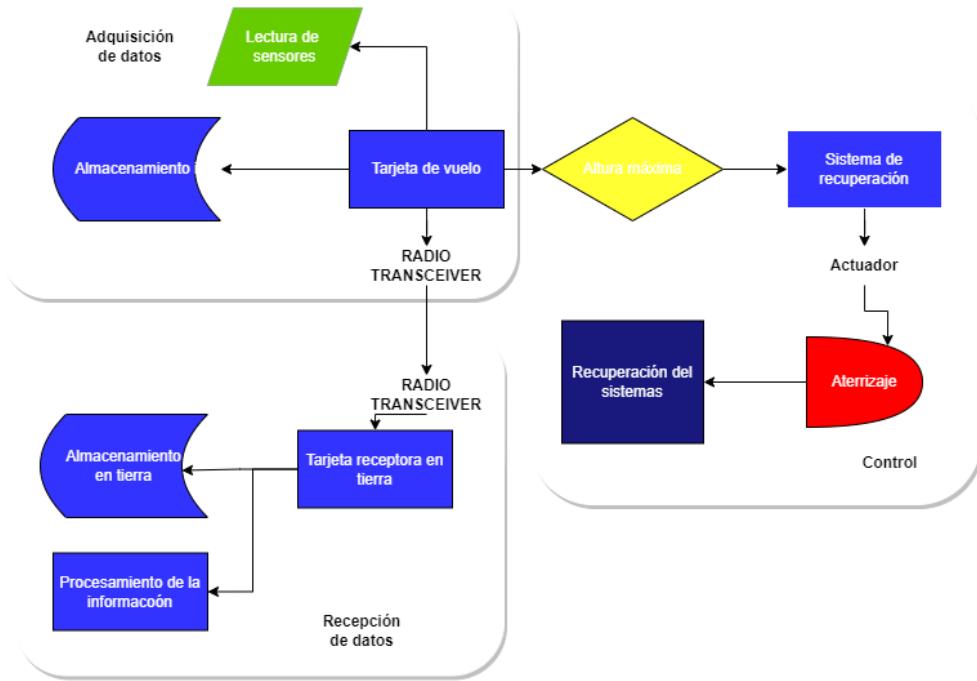
### 3.2 Aviónica

El término aviónica hace referencia a cualquier sistema presente en el cohete, el cual dependa de elementos electrónicos para garantizar su funcionamiento [Collinson, 2013]. Las primeras aviónicas se desarrollaron para funcionar eficientemente en un solo tipo de vehículo de lanzamiento, bien sean 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 o wifi y ejecutar los accionamientos requeridos durante la misión.[Collinson, 2013]

Figura 8: *Funcionamiento general de la aviónica.*



Las etapas esenciales que tiene la aviónica en un cohete se pueden ver en la figura 8, 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 avionica, pero dependen entre si 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 casi de forma autónoma.
3. Adquisición de datos: El tercer requisito es adquirir datos de sensores en el cohete y almacenar esos datos internamente para transmitir la información seleccionada de vuelta a la estación terrestre.

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

Para llevar a cabo cada una de las etapas en la aviática de un cohete, se diseñan sub-etapas, donde se especifica en detalle cada elemento electrónico implementado, así como su función dentro de la aviática, sin embargo cabe recalcar y enfatizar que todas las sub-etapas hacen parte de la avionica, y si bien pueden ser tratadas o diseñados de forma individual, todas están interconectadas entre sí. Es posible encontrar una estructura de sub-etapas que puede llegar a coincidir en la gran mayoría de misiones aeroespaciales:

- **Sub-etapa de Procesamiento y control:** Encargado de servir como puente para comunicar todos los elementos electrónicos que conforman la aviática del cohete, además de procesar los datos de cada sub-etapa y controlar las acciones específicas. Se compone de:
  - Microcontroladores o microprocesadores: Encargado de ser el eje central de la avionica, el microcontrolador es el único dispositivo electrónico que tiene comunicación directa con todas las sub-etapas, para ello emplean "**protocolos de comunicación**", los cuales son protocolos hechos a la medida para la transferencia de información entre dispositivos electrónicos[Cristina 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 aviática 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 cohetería. 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 microntrolador debe ejecutar una acción de control como respuesta para dar inicio a la siguiente etapa de vuelo y ejecutar los accionamiento necesarios para ello.

- **Sub-etapa de Adquisición de datos y perifericos:**

- Sensores: Los sensores, son todos aquellos dispositivos electronicos que cuenta con una propiedad sensible a una magnitud del medio, y varian con un valor de proporcionalidad conocido siempre que cambia dicha magnitud. Existen todo tipo de sensores según la variable que se desee medir, y el uso de cada uno depende de las necesidades que se tengan y las condiciones en las que se vayan a utilizar. Los sensores que se usan comunmente durante en los proyectos de coheteria se destacan: Unidades de medicion inercial(IMU), Velocimetros, barómetros, altímetros, GPS's y sensores medidores de calidad del aire.
  - Almacenamiento: Son dispositivos que almacenan información digital como imagenes, programas o archivos. Comunmente en proyectos de coheteria se usan las memorias MicroSD, las cuales cuentan con capacidad de almacenamiento entre 1 GB hasta 32 GB, ademas ofrecen alta compatibilidad dada la facil conexion por medio de los protocolos estandares 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, su funcionamiento permite controlar el flujo de corriente a travez de sus terminales aplicando una tension de entrada en la terminal puerta del mismo.
  - Indicadores visuales y auditivos, encargados: 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 1.5Hz a 2.5 kHz dependiendo de la frecuencia de entrada.
- 
- **Sub-etapa de Comunicaciones:** Las comunicaciones están compuestas por dos partes separadas que se comunican entre si, 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 atravez de dispositivos radio que transmiten los registros de los variables medidas durante el vuelo por medio de radio-frecuencia en las bandas permitidas según la localización geografica 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 potencia 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 perdida del cohete y del sistema de recuperación, al mismo tiempo detectar el apogeo muy tarde va a provocar que el despliegue del paracaídas no sea suficiente para estabilizar el cohete y este quede en caída libre.

- Detección de apogeo con barómetro Haciendo uso de la altitud en tiempo real calculada mediante un sensor barométrico, se puede determinar el apogeo en el instante que la altura cambia de incrementar a disminuir. Para proporcionar el nivel de confianza necesario se debe buscar más de un solo punto de datos de altitud que sea menor que el punto anterior. Además, se necesita mantener un historial de puntos de datos de altitud y decir que un número X de puntos decrecientes probablemente signifique un apogeo. Esto requiere mucha memoria y computación, pero el problema real es que esto no se puede hacer en tiempo real. La detección del apogeo siempre tendría lugar después del apogeo real. Claro, puede ser "lo suficientemente cerca", pero podemos hacerlo mejor.
- Detección de apogeo con acelerómetro Otra opción para detectar el apogeo es mediante el uso del acelerómetro. Sabemos que en el apogeo el cohete no tendrá aceleración, por lo que una lectura de 0 m/s<sup>2</sup> significa que el cohete está en el apogeo.[Shane, 2016] El acelerómetro debe medir los tres ejes, debido a que el uso de un solo eje funciona si el cohete permanecerá perfectamente recto durante el vuelo, lo que rara vez ocurre. Tener los tres ejes permite no tener que preocuparse por la orientación del cohete en el espacio. De hecho, con estos datos, la aceleración total se determina de la siguiente manera:

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

Luego, independientemente de la orientación, es posible verificar si el cohete está

acelerando, desacelerando o sin peso.

- Detección de apogeo con acelerometro y barometro 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 0m/s<sup>2</sup> ( $\pm 0,15\text{m/s}^2$ ) empieza a observar la altitud en el barómetro. Cuando disminuya, estamos en el apogeo. También se debe iniciar una cuenta regresiva para que, si nunca se detecta una altitud decreciente, aún ocurra un evento de apogeo.
- Detección manual Consiste en enviar un comando de activación manual desde la estación terrena para avisar inmediatamente el instante de apogeo.

## 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 entorno al desarrollo de la aviónica para el cohete ORION UIS. En consecuencia, se define la arquitectura requerida para el sistema y 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**, condiciones estructurales establecidas por el subsistema de estructuras mencionadas en **Planteamiento de la misión**. Así mismo, 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 cohete sonda ORION UIS, 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 permitir la fácil salida de cables para el sistema de recuperación.

7. 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 basados en las condiciones del evento dada la categoría de 3Km de apogeo en la cual se participa, ésta 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:

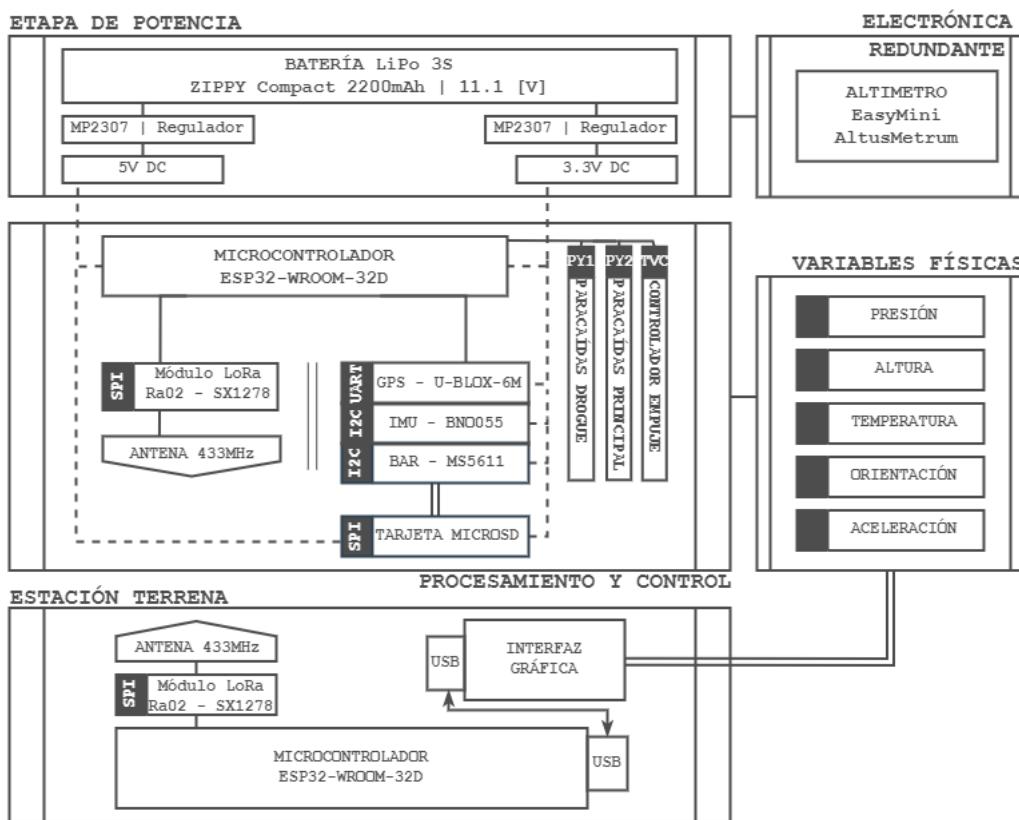
1. Operar a alta frecuencia de muestreo en la toma de datos proveniente de los sensores.
2. Programar algoritmo de código sencillo y robusto que permita una alta velocidad de procesamiento por parte del microcontrolador.
3. Establecer algoritmo confiable para la detección de apogeo.
4. Diseñar radioenlace entre transmisor y receptor en banda de frecuencia de 433MHz que alcance una distancia mínima de 3Km.
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 aviónica en donde se engloba 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 9.

Figura 9: *Arquitectura general Subsistema Aviónica.*



De la Figura 9 se pueden identificar los subsistemas del subsistema aviónica, adicionalmente, algunas de las etapas que son especificadas a detalle en la Figura 21.

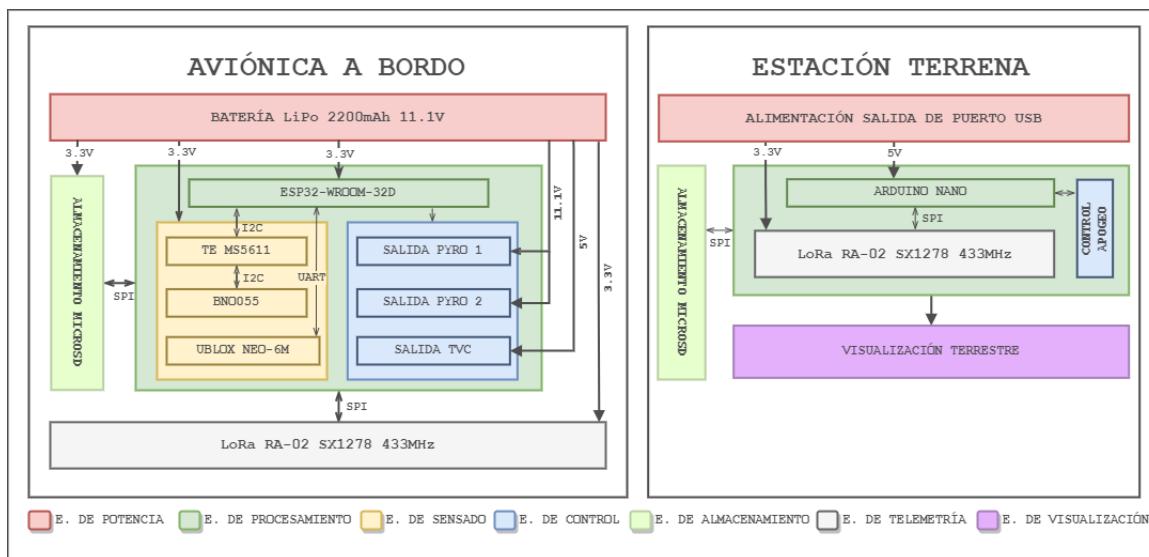
Se parte de las variables físicas identificadas para satisfacer las necesidades de la misión, dentro de ellas se encuentran variables externas y propias del cohete sonda. Posteriormente, a través del subsistema de procesamiento y control, dichas variables físicas son medidas, procesadas y analizadas 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 susbsistema de telemetría hacia la estación terrena, allí, la in-

formación 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 9 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 por etapa específica que se ilustra en la Figura 21.

Figura 10: *Arquitectura por etapa específica*.



Del diagrama mostrado en la Figura 21 es posible identificar cada una de las etapas tanto de la aviònica a bordo como de la estaciòn terrena. Se hablará más a detalle de cada una de estas etapas a lo largo de esta secciòn.

Tabla 1: Tabla de selección de dispositivos para aviónica a bordo.

Sección	Ítem	Opciones	Selección
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 Ceramica	Antena Ceramica
	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 para estación terrena.

Sección	Ítem	Opciones	Selección
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 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.

Para la selección de la fuente de energía para la aviónica a bordo, se hace referencia a la Tabla 3 y la Figura 11, en las cuales se ilustran las opciones comerciales pre-seleccionadas. Su criterio de pre-selección se basó en el respectivo análisis técnico de las mismas y adicionalmente, que se cuenta con algunas de ellas en el espacio de trabajo del semillero lo cual facilitaría tiempos de validación y costos totales.

Figura 11: *Baterías LiPo y Li-Ion pre-seleccionadas*



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

Tabla 3: *Características técnicas baterías para aviónica a bordo.*

Parámetro	Zippy Compact LiPo	Nano-Tech LiPo	BRCA 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	gr
Dimensiones	75x35x18	71x35x12	18*67	mm
Conecotor entrada	JST-XH	XT-60	N/A	-
Conecotor salida	JST-XH	XT-60	N/A	-

En ese orden de ideas y acorde a la Tabla ?? de presupuesto energético para la aviónica, se seleccionó la batería LiPo **Zippy Compact - 2200 mAh - 3S** mostrada en la Figura 11(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 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 12. Se decidió dicho regulador de tensión sobre los reguladores lineales **LDO LM7805** y **AMS1117** debido a su eficiencia y comportamiento a las condiciones requeridas, principalmente, por su mecanismo 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 4.

Tabla 4: *Tabla comparativa - especificaciones técnicas reguladores pre-seleccionados.*

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

La corriente de salida que se puede encontrar en la Tabla 4, es uno de los parámetros con más relevancia en la selección del regulador de tensión, ya que, acorde a la Tabla ??, 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 perdida de eficiencia como sí ocurre con los otros dos reguladores lineales.

Figura 12: *Regulador convertidor reductor.*



La estación terrena presenta ventajas significativas en términos de la etapa de potencia, pues, al requerir de un computador portatil para la visualización de datos

recibidos, la energía suministrada al microcontrolador seleccionado proviene directamente de dicho dispositivo de cómputo.

## 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 13 se ilustran los microcontroladores presentados en la Tabla 1 los cuales fueron pre-seleccionados por el equipo para esta etapa. En la Tabla 5 se presentan las principales características técnicas de las 3 opciones de microcontroladores.

Figura 13: *Microcontroladores pre-seleccionados*



(a) ESP32-WROOM-32D

(b) STM32F401

(c) Atmega328P-AU

Tabla 5: *Tabla comparativa - microcontroladores pre-seleccionados.*

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

Dentro de los requerimientos expuestos en la sección 4.1 y entorno a la selección del microcontrolador, es necesario destacar la alta velocidad de procesamiento y

muestreo que se requiere a nivel de software y de igual manera la capacidad de 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 240MHz, la cantidad de periféricos, entradas y 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. Ésto 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 9 y 21, las variables físicas requeridas son: temperatura, presión atmosférica, unidades iniciales 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 14 se presentan los módulos de medición inercial presentados en la Tabla 1, los cuales fueron pre-seleccionados por el equipo para medir las variables aceleración, rotación y campo magnético en los 3 ejes cartesianos. En la Tabla 6 se presentan las principales características técnicas de las 3 opciones de IMU's.

Figura 14: *IMU's pre-seleccionadas*



(a) BNO055

(b) STM32F401

(c) MPU6050

Tabla 6: *Tabla comparativa - sensores unidades iniciales pre-seleccionados.*

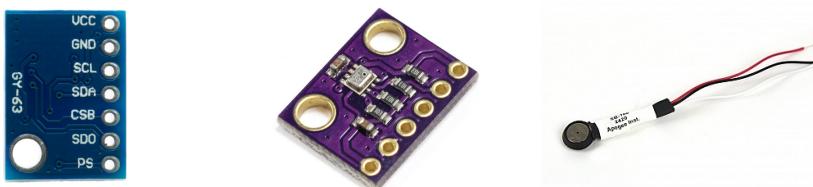
Característica	BNO055			MPU9250			LSM9DS1		
Sensor	Acelerómetro	Giroscopio	Magnetómetro	Acelerómetro	Giroscopio	Magnetómetro	Acelerómetro	Giroscopio	Magnetómetro
Tiempo de inicialización		400 [ms]	2000 [°/s]	±2500[T]		100 [ms]	2000 [°/s]	±4800[T]	
Rango máximo	±16[g]	2000 [°/s]	±2500[T]		±16[g]	2000 [°/s]	±4800[T]		±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 6 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 15 incluyen los sensores de presión barométrica útiles para la medición de las variables de temperatura, presión y altura, presentadas en la Figura 9. Estos módulos fueron pre-seleccionados dado su uso comercial y su respaldo bibliográfico a través de internet. En la Tabla 7 se resaltan las características más importantes de los sensores en cuestión.

Para el calculo de la altura en tiempo real por medio del sensor barometrico se hace uso de las variable presion.

Figura 15: *Barométricos pre-seleccionados*

(a) MS5611

(b) BMP280

(c) SB-100

Tabla 7: Tabla comparativa - sensores de presión atmosférica.

Característica	MS5611		BMP280		SB-100	
Característica de cada sensor	Presion	Temperatura	Presión	Temperatura	Presion	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, presente en el modulo barometrico, La ecuación que se emplea para el calculo de la altitud a partir de las lecturas de presión atmosférica se denomina **Ecuación barométrica**, esta ecuación es utilizada en la meteorología y oceanografía, a veces llamada atmósfera exponencial o atmósfera isotérmica, es una fórmula utilizada para modelar cómo la presión (o densidad) del aire cambia con la altitud. La presión desciende aproximadamente 11,3 pascales por metro en los primeros 1000 metros sobre el nivel del mar.

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

Donde:

- $Pb$ : Presion referencia(Pa).
- $Tb$ : Temperatura referencia(K).
- $Lb$ : tasa de caída de temperatura (K/m) en ISA.
- $h$ : altura a la que se calcula la presión (m).
- $hb$ : altura a la que se calcula la presion (m).
- $R$ : constante universal de los gases: 8,3144598 J/(mol·K).
- $g_0$ : gravitational acceleration: 9.80665 m/s<sup>2</sup>.
- $M$ : molar mass of Earth's air: 0.0289644 kg/mol.

Despejando  $Pb=Po$ ,  $Tb=273.15+T$ ,  $T=15$ ,  $hb=0$ ,  $Lb=-0.0065$  y  $g_0*M/R*Lb = -5.25579$ . Se tiene:

$$\text{Altura}[cm] = 44330.0 * \left( 1 - \frac{\text{presion0}}{\text{presionActual}} \right)^{0.1903} \quad (3)$$

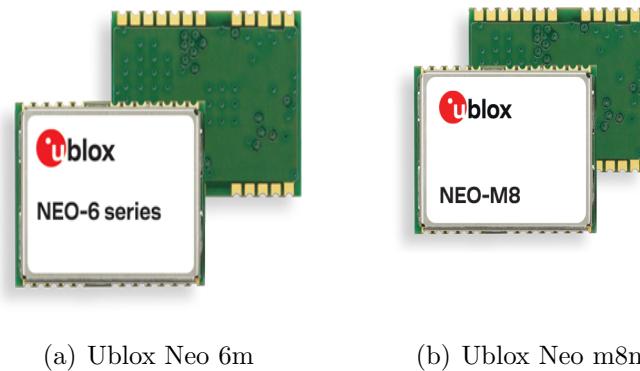
Dada la necesidad de registrar cambios rápidos en la temperatura y presión

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 7 y los requerimientos del sistema de la sección 4.2, se puede notar que los módulos pre-seleccionados tienen especificaciones similares entre sí y que a su vez satisfacen con 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 16 se muestran los GPS's pre-seleccionados mencionados en la Tabla 1. En la Tabla 8 se presentan las principales características técnicas de las 2 opciones de módulos GPS.

Figura 16: *GPS's pre-seleccionados*



Teniendo en cuenta las especificaciones de la Tabla 8 para cada GPS. Se destaca la necesidad de proporcionar información de posicionamiento en tiempo real durante la misión y más importante, una vez el cohete regresa a tierra, obtener

Tabla 8: *Tabla comparativa - localizadores geográficos pre-seleccionados.*

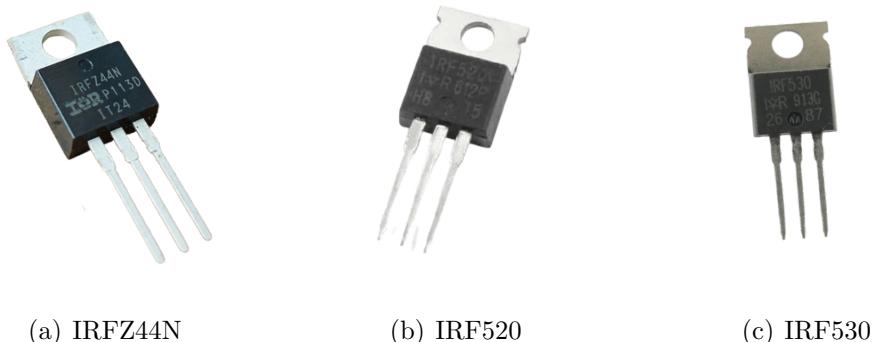
Característica	Ublox Neo 6m	Ublox Neo m8n	Unidades
Frecuencia	1575	1575	MHz
Numero de canales	50	72	canales
Tiempo de arranque	27	26	s
Sensibilidad de adquisición	-147	-167	dBm
Temperatura maxima de operación	85	85	°C

las coordenadas exactas para recuperar la estructura donde se contiene el registro de datos y la electrónica en general. Se evidencia que los módulos pre-seleccionados 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 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 las salidas de ignición. Con tal objetivo, en la Figura 17 y la Tabla 9 se puede observar y analizar las características principales de los transistores tipo MOSFET pre-seleccionados.

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 sección 6.

Figura 17: *Transistores pre-seleccionados*Tabla 9: *Tabla comparativa - transistores canal N pre-seleccionados.*

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

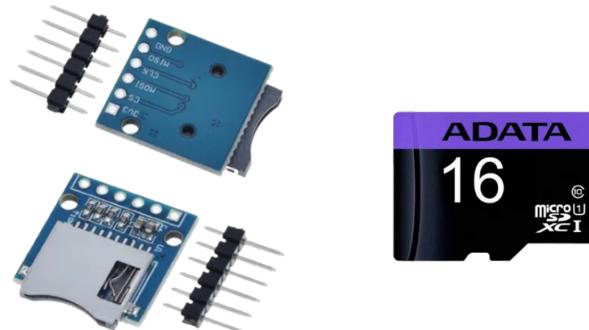
La detección de apogeo se lleva a cabo en conjunto con los módulos BNO055 y MS5611, usando las variables de altura y aceleración. Para la detección de apogeo por medio de la altura se codifica la lógica de programación para detectar el apogeo del cohete guardando registros de altura cada período de tiempo definido previamente, para posteriormente restar dicho valor actual con el registro guardado inmediatamente anterior. La detección de apogeo por medio de la IMU se lleva a cabo con el cálculo de la media cuadrática de las aceleraciones, para ello se emplean las tres componentes de las aceleraciones y el principio físico del tiro parabólico, en el cual la suma de aceleraciones de un cuerpo en su altura máxima es igual a cero.

## 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. El almacenamiento de datos local es posible de manera efectiva a través de memorias microSD, es por ello que se seleccionaron este tipo de memorias con el fin de almacenar la información obtenida mediante los sensores y mediante los cálculos realizados a través de los mismos para posteriormente

caracterizar tanto la misión como el mismo cohete sonda. En la Figura 18 se puede observar el módulo y la memoria seleccionada, de igual forma en la Tabla 10 las principales características técnicas de la memoria seleccionada.

Figura 18: *Dispositivos de almacenamiento seleccionados*



(a) Adaptador para memoria (b) Memoria microSD UHS-I  
microSD

Tabla 10: *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 transceptores 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 19 ilustra los módulos en cuestión, mientras que la Tabla 11 muestra las especificaciones técnicas principales que permitan la selección del dispositivo.

Figura 19: *Modulos transceptores pre-seleccionados*



(a) LoRa Ra-02

(b) CC1200EMK

(c) XBEE S2C

Tabla 11: *Tabla comparativa - módulos transceptores pre-seleccionados.*

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 y 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, el cual es posible acceder al mismo en un periodo corto de tiempo y bajo una inversión no tan alta, 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 misión. Allí, a través 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. Adicionalmente, se trabaja en conjunto al proyecto de grado (NOMBRE), el cual desarrolla una interfaz IOT que se ajusta dinámicamente a los requerimientos de visualización dependiendo el sistema a integrar. Por otra parte, para facilitar el análisis de datos y validar los resultados obtenidos, en esta etapa se desarrolla una interfaz de visualización local usando el lenguaje de programación java y aprovechando la versatilidad del microcontrolador presente en la estación terrena ESP32.

## 5 Simulación de sistemas

De las fases más importantes para desarrollar este proyecto es la simulación de circuitos y dispositivos electrónicos bajo condiciones reales para tener un precedente de su posible funcionamiento en el montaje experimental. De acuerdo a lo anterior, en esta parte se muestra el modelo simulado de los reguladores de tensión probados y de los canales pirotécnicos usados para eyectar el sistema de recuperación y la carga útil.

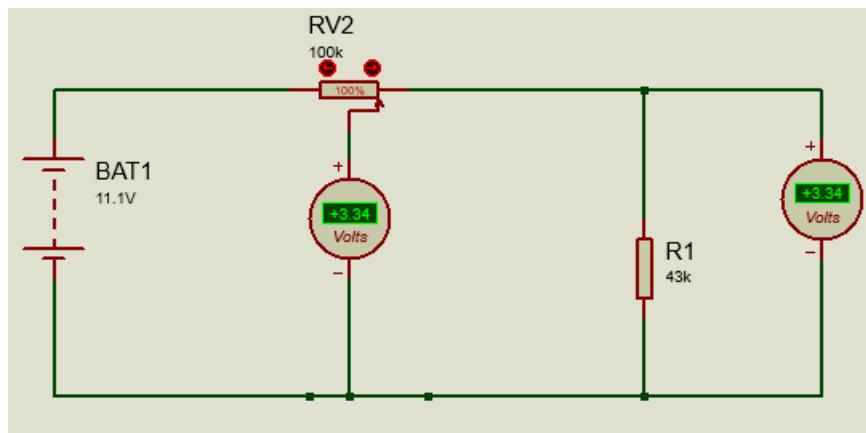
### 5.1 Reguladores de tensión

Los reguladores de tensión son herramientas que se emplean para convertir un voltaje de CC no regulado a un nivel de CC regulado, independientemente de los cambios en la corriente de carga y voltaje de entrada. En esta sección se simulan dos métodos de conversión DC/DC usados para obtener la tensión de entrada requerida y se explican sus ventajas y desventajas tenidas en cuenta para preferir un método sobre otro.[?]

#### 5.1.1 Regulador lineal

El regulador lineal es un circuito eléctrico diseñado para suministrar un voltaje estable que en lugar de usar interruptores para regular tensión emplea un divisor de tensión para ajustar el voltaje de salida. La Figura 20 muestra el diagrama de bloques de un sistema lineal regulador que incluye dos partes principales, la parte reguladora que es una simple resistencia variable en serie con la carga de salida para ajustar el voltaje de salida.[?]

Figura 20: *Regulador lineal*.



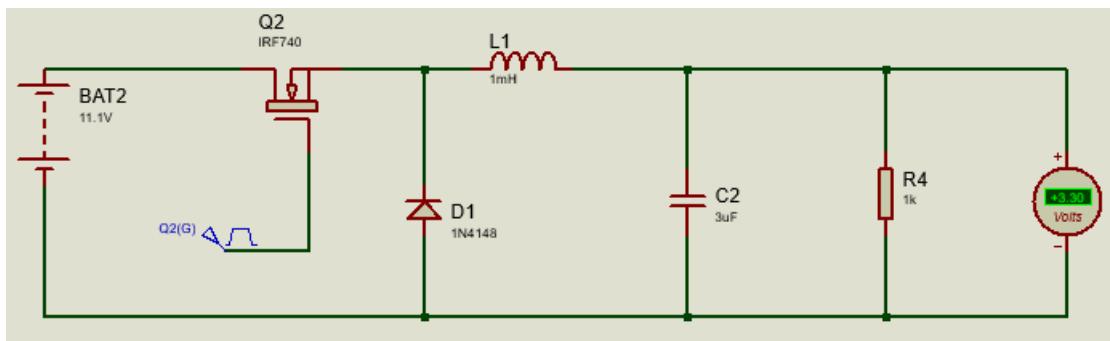
A diferencia del regulador de tensión conmutada, el regulador lineal funciona continuamente, por lo que su eficiencia es menor y da como resultado que el exceso de potencia se disipa en forma de calor. Por ejemplo, supongamos que el voltaje y la corriente de entrada de un regulador lineal son respectivamente 5v y 5A y necesitamos 2v en la salida.

Esto exige que el regulador lineal disipe  $3v \cdot 5A = 15w$  de potencia a través de la resistencia, lo que va a producir que ese exceso de potencia se disipe en forma de calor, por lo tanto, se requeriría un disipador de calor de gran volumen para reducir la temperatura del circuito. Esta relación se va a mantener, es decir, entre mayor sea la diferencia de tensión entre el voltaje de entrada y el de salida se produce más calor, lo que se traduce en comprar disipadores de calor voluminosos y costosos.[?]

### 5.1.2 Buck converter

El convertidor Buck, cumple la función de convertir tensión DC de entrada a una salida DC de menor tensión. El circuito regulador está compuesto por dos dispositivos semiconductores (transistor y diodo), un inductor y un condensador a la salida. El funcionamiento se basa en un inductor controlado por el diodo y por el transistor, como un mosfet canal p, los cuales alternan la conexión del inductor bien a la fuente de alimentación o bien a la carga mediante un circuito oscilador PWM.[?]

Figura 21: *Buck converter.*

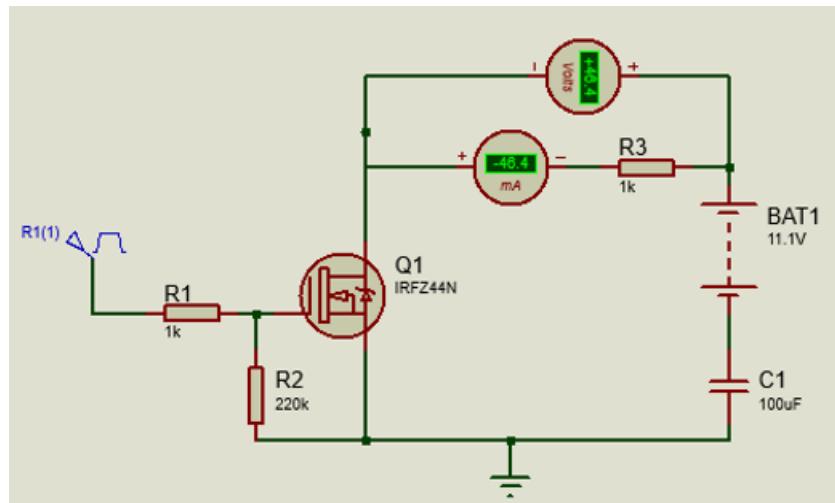


Este tipo de conversor utiliza la técnica de commutación para suprimir la potencia adicional. Dado que los interruptores no se realizan continuamente (depende del ciclo de trabajo de commutación), pierde mucha menos potencia en comparación con el regulador lineal. Lo que resulta en mayor eficiencia a la hora de regular tensión, mayor protección dada la menor generación de calor y menor costo al no tener que acoplar disipadores de calor o cualquier otro elemento electrónico para mejorar el funcionamiento del conversor.[?]

## 5.2 Canales pirotécnicos

Para la eyección del sistema de recuperación y de la carga útil, es necesario el diseño de un circuito capaz de recibir una señal de control por parte de la computadora de vuelo y producir el accionamiento, puede ser mecánico o combustible, necesario para dar inicio al proceso de eyección.

Figura 22: Canales pirotecnicos



El funcionamiento del circuito presentado en la figura 22, se lleva a cabo en dos etapas:

- En el caso en el que la tensión aplicada en el terminal puerta del MOSFET sea 0V. Como resultado se tiene el MOSFET apagado y operando en la región de corte, donde se tiene un camino de alta impedancia al flujo de corriente que resultan en una corriente  $I_{ds}$  casi cero. Como consecuencia, Sin importar la tensión aplicada en el puerto drenador, la caída de tensión a través de  $R_D$  será cero debido a que el voltaje de salida  $V_o$  será casi igual a  $V_S$ .
- En el caso que la tensión de entrada  $V_i$  aplicada sea mayor al voltaje umbral  $V_T$  del MOSFET. Se tiene que el MOSFET empieza a funcionar, siempre que  $V_i$  sea mayor al voltaje de umbral aplicado en la terminal puerta del MOSFET, entonces el dispositivo empieza a funcionar en la región de saturación. Bajo estas condiciones se tiene que el dispositivo ofrece una baja impedancia en el camino para el flujo de corriente  $I_{ds}$ , casi actuando como un cortocircuito.

## 6 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.

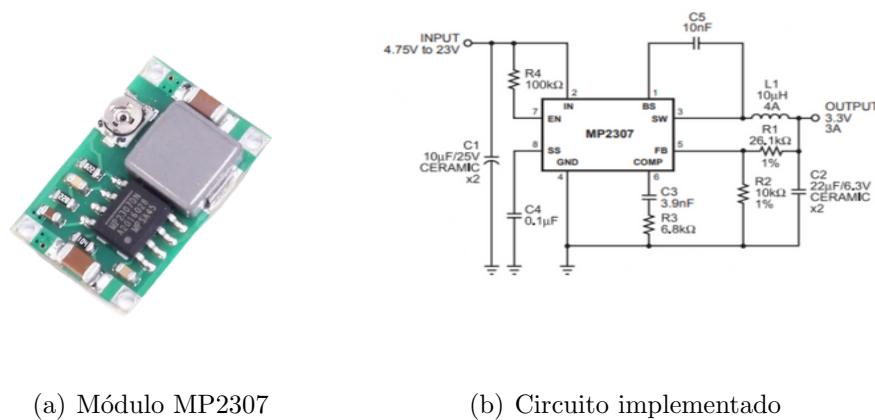
Es importante resaltar que la implementación se llevó a cabo bajo la tecnología modular de los componentes seleccionados, es decir, que la gran mayoría de componentes electrónicos seleccionados y descritos a detalle en la sección 4, fueron adquiridos e implementados en su versión de módulo. Las razones 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, no era viable acatar dichos costos y tiempos de espera. Sin embargo, como implementación se desarrolla un diseño de PCB modular y propone un diseño de PCB superficial para futuras participaciones.

### 6.1 Implementación específica por etapa

#### 6.1.1 Implementación de la etapa de potencia

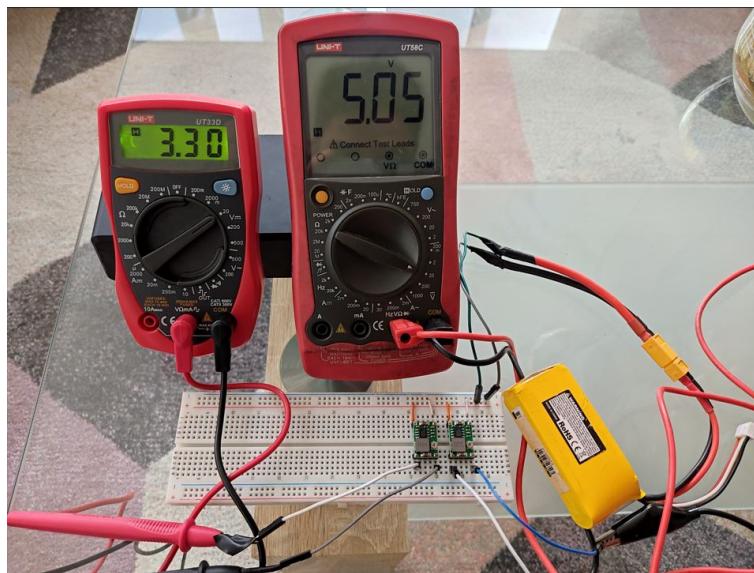
La etapa de potencia requiere de una previa calibración y validación de los reguladores de tensión **MP2307** para los niveles de 3.3[V] y 5[V] necesarios haciendo uso de la batería LiPo de 3 celdas. Para ello, se verifica inicialmente que el módulo a utilizar, mostrado en la Figura 24(a), incorpore el circuito propuesto por el fabricante (Figura 24(b)) para un correcto uso del mismo.

Una vez verificado dicho circuito, se ajustan los valores de tensión a través del trimmer incorporado en el módulo y se validan dichos niveles de tensión haciendo uso de la batería y multímetros, tal como se ilustra en la Figura 24. De tal manera se logra evidenciar y asegurar una correcta etapa de potencia la cual alimente y 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 25.

Figura 23: *Módulo regulador MP2307*

(a) Módulo MP2307

(b) Circuito implementado

Figura 24: *Ajuste y validación de módulos reguladores.*

### 6.1.2 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 27(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 27(b), se especifican a detalle la salida de pines con sus respectivas funcionalidades.

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,

Figura 25: Validación de la tensión de carga en las celdas.

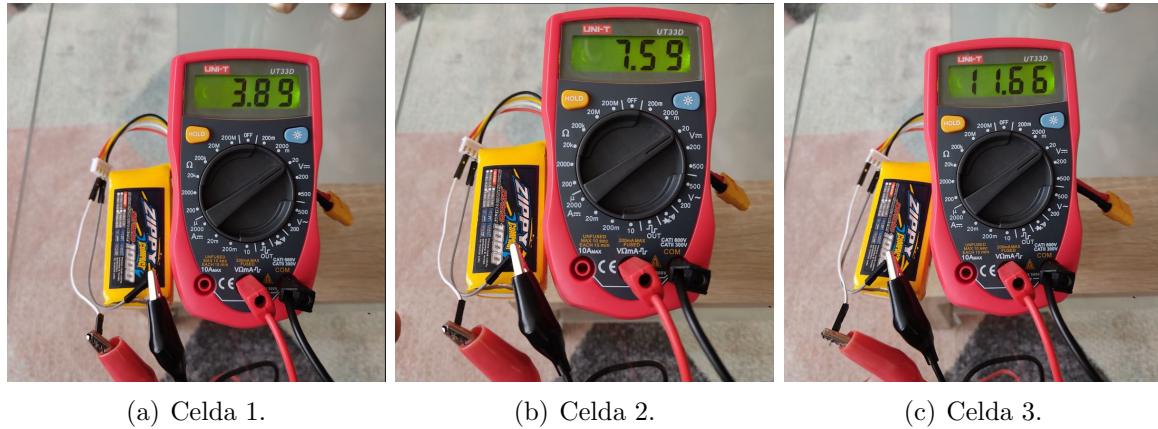
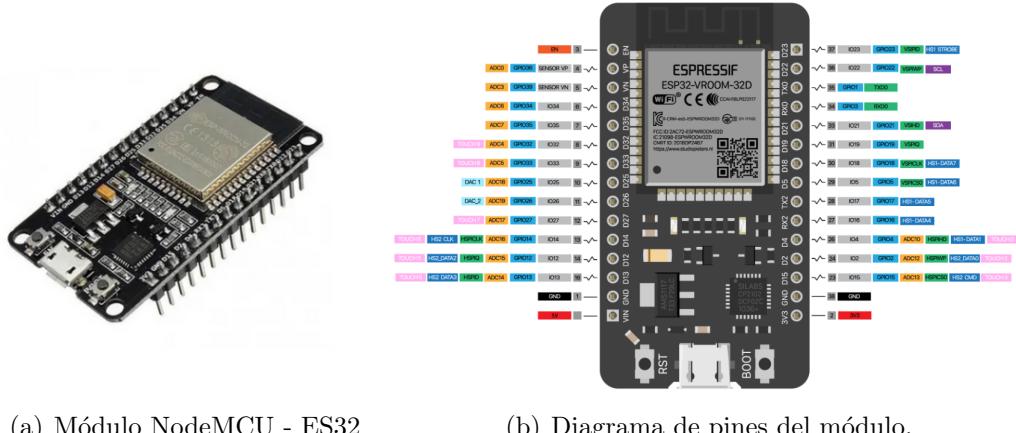
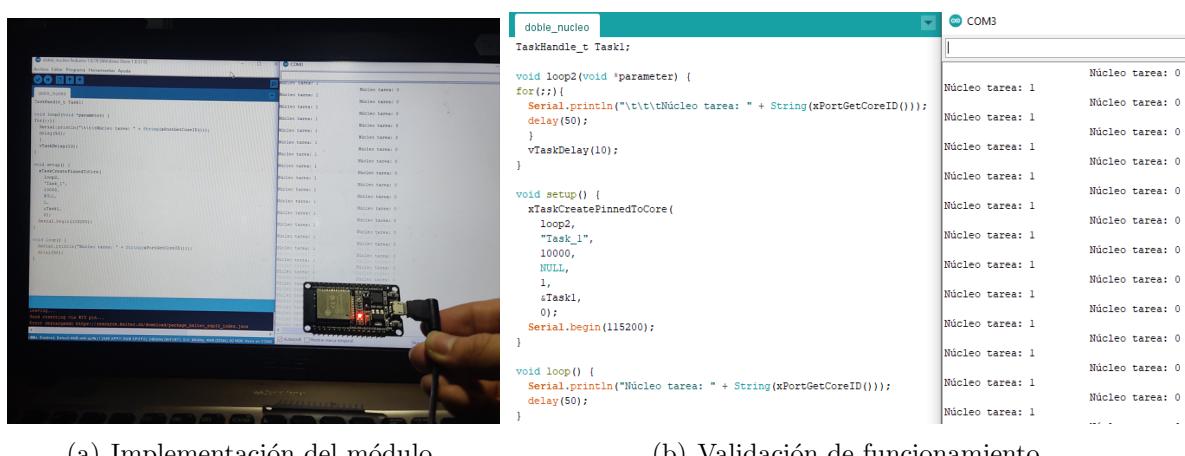


Figura 26: *ESP32 versión modulo - NodeMCU*



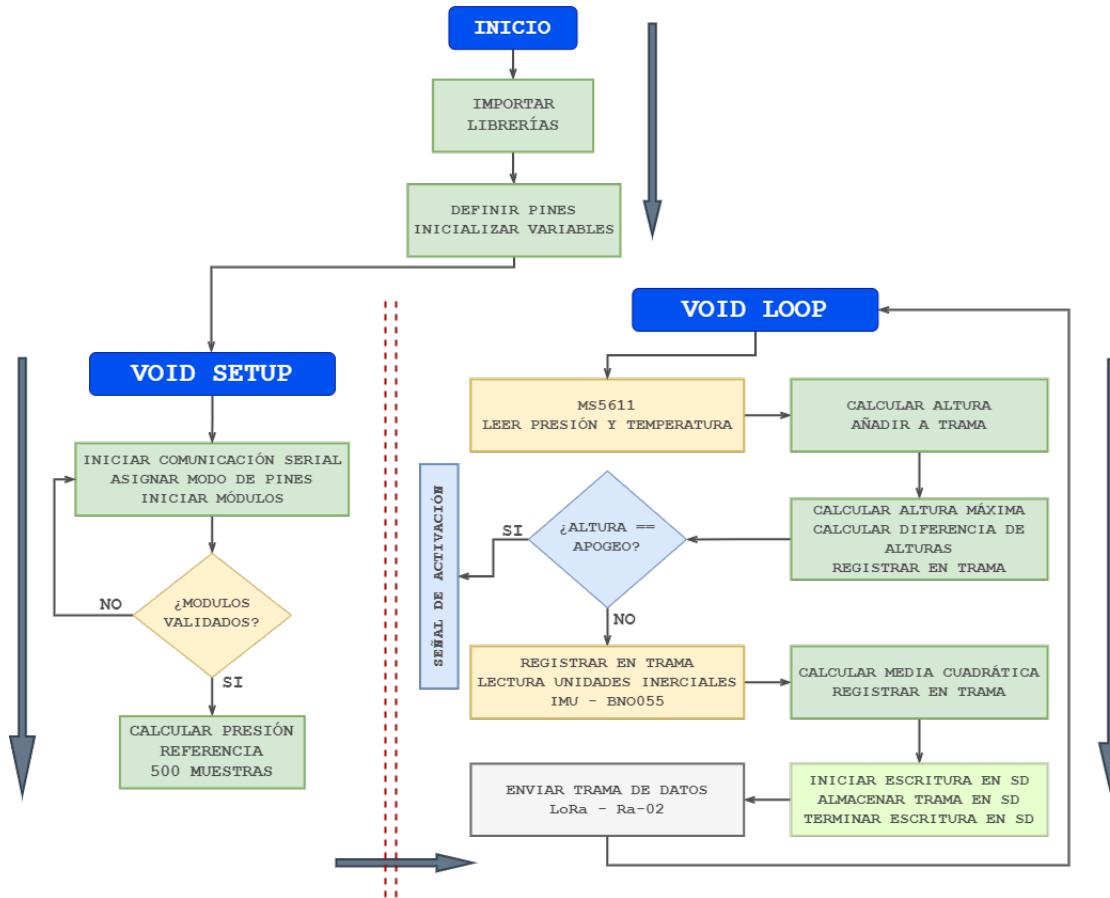
el procedimiento se puede observar a través de la Figura 27.

Figura 27: *Módulo NodeMCU-ESP32 ejecutando tareas en sus 2 núcleos.*



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 28 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 Anexo XXX.

Figura 28: *Algoritmo general implementado.*



Para validar el funcionamiento de dicho algoritmo, es necesario revisar el Anexo XXX, el cual aloja material audiovisual de las pruebas de funcionamiento realizadas antes del evento. Allí se puede comprobar que tanto el algoritmo utilizado, como la implementación de las etapas de procesamiento, sensado, control y almacenamiento son ejecutadas extensamente.

### 6.1.3 Implementación de la etapa de sensado

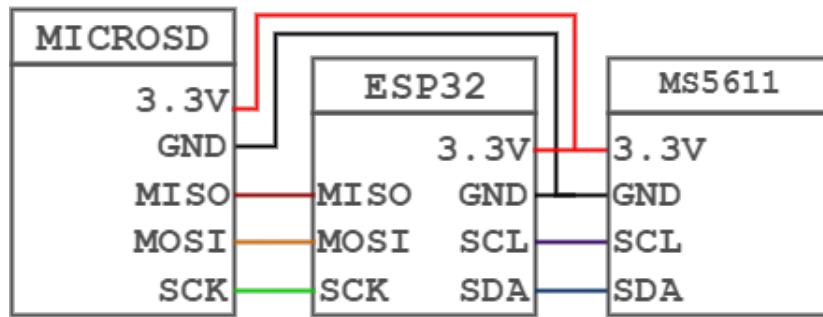
La etapa de sensado se divide en 3 secciones correspondientes a cada uno de los 3 módulos seleccionados: **sensor barométrico - MS5611**, **sensor de unidades iniciales - BNO055** y **localizador geográfico - Ublox Neo 6M**. Lo anterior dado que

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.

- **Sensor barométrico - MS5611:**

Con el objetivo de validar el cálculo de altura basado en la medición de presión atmosférica y la temperatura provenientes del sensor barométrico, se realiza el montaje ilustrado en la Figura 29.

Figura 29: *Diagrama de conexiones sensor barométrico.*



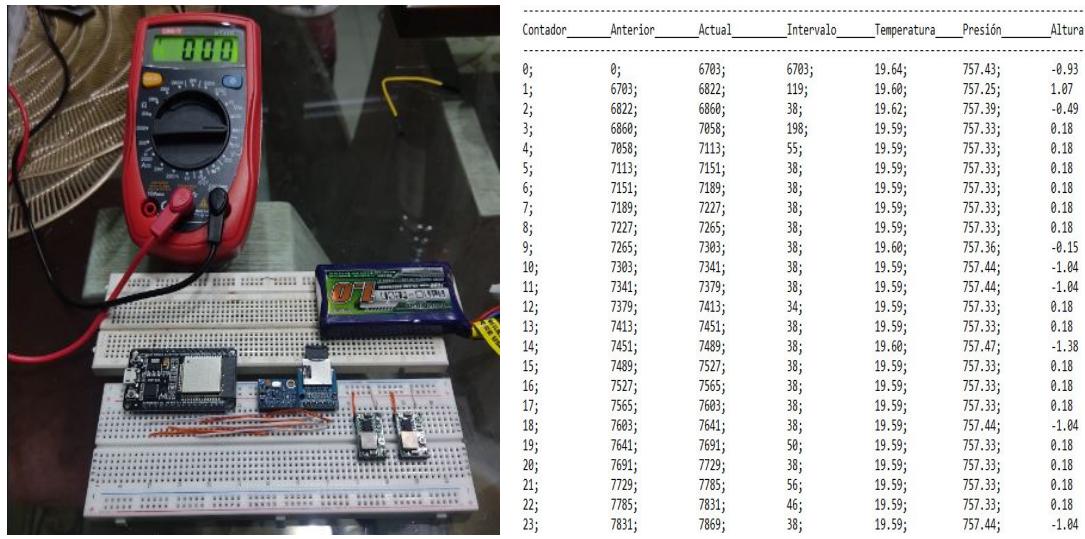
En la Figura 31(a) se puede observar la implementación individual del sensor barométrico MS5611 en tablero electrónico de pruebas (protoboard), a través del sensado de las variables de presión y temperatura se realiza el cálculo de la altura correspondiente, dicho calculo matemático presentado a continuación se deriva del despeje llevado a cabo anteriormente, a partir de la **ecuación barometrica**:

$$\text{Altura}[cm] = 44330.0 * \left(1 - \frac{\text{presion}0}{\text{presion}Actual}\right)^{0.1903} \quad (4)$$

Esta fórmula funciona a una altitud de aproximadamente 9k donde el cambio de presión con la altitud se vuelve menos lineal y permite una resolución de 15cm.

A través del proceso de validación mencionado previamente y como resultado del mismo se observa la Figura 31(b) en donde se puede visualizar parte de los datos obtenidos, a través de los cuales se realizan las gráficas de las Figura 31.

Las figuras mostradas anteriormente son el resultado de la lectura de datos en estatico y por un periodo de tiempo largo, esto con el fin de validar la confiabilidad del modulo durante distintos periodos de tiempo. Tal como se observa la desviacion de error es muy baja, por ende se valida la elección del modulo MS5611.

Figura 30: *Implementación sensor barométrico MS5611*

(a) Montaje realizado

(b) Datos obtenidos

- **Sensor unidades inerciales - BNO055:**

Al igual que con el sensor barométrico, el sensor de unidades inerciales BNO055 se implementa de forma individual previamente antes de integrarlo al sistema, esto con el fin de validar su funcionamiento y corroborar que las mediciones realizadas son correctas. De esta manera, se implementa el diagrama de conexiones de la Figura 32, 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.

La Figura 34(a) ilustra el montaje realizado en el tablero electrónico de pruebas (protoboard), a través del cual fue posible realizar las mediciones ilustradas en la Figura ???. De esta manera fue posible generar las gráficas de las Figuras 34, 35 y ?? a través de las cuales se valida el correcto funcionamiento del sensor de unidades inerciales dando vía libre a la integración del mismo en el sistema.

Tal como se observa en la figura 34, a diferencia de la componente z que lee la aceleración de la gravedad, aproximadamente 9.8m/s<sup>2</sup>, las componentes x y y lean aproximadamente 0m/s<sup>2</sup>, valor esperado dado que el modulo se probó en reposo.

Dada la importancia del modulo BNO055 y su participación en las etapas de sensado y control. Se hace necesario abarcar un mayor numero de posibles escenarios, con el fin de validar su correcto funcionamiento. Como se observa en la figura 35, donde se toma la lectura de datos en movimiento, se nota el cambio brusco que

Figura 31: *Validación de la tensión de carga en las celdas.*

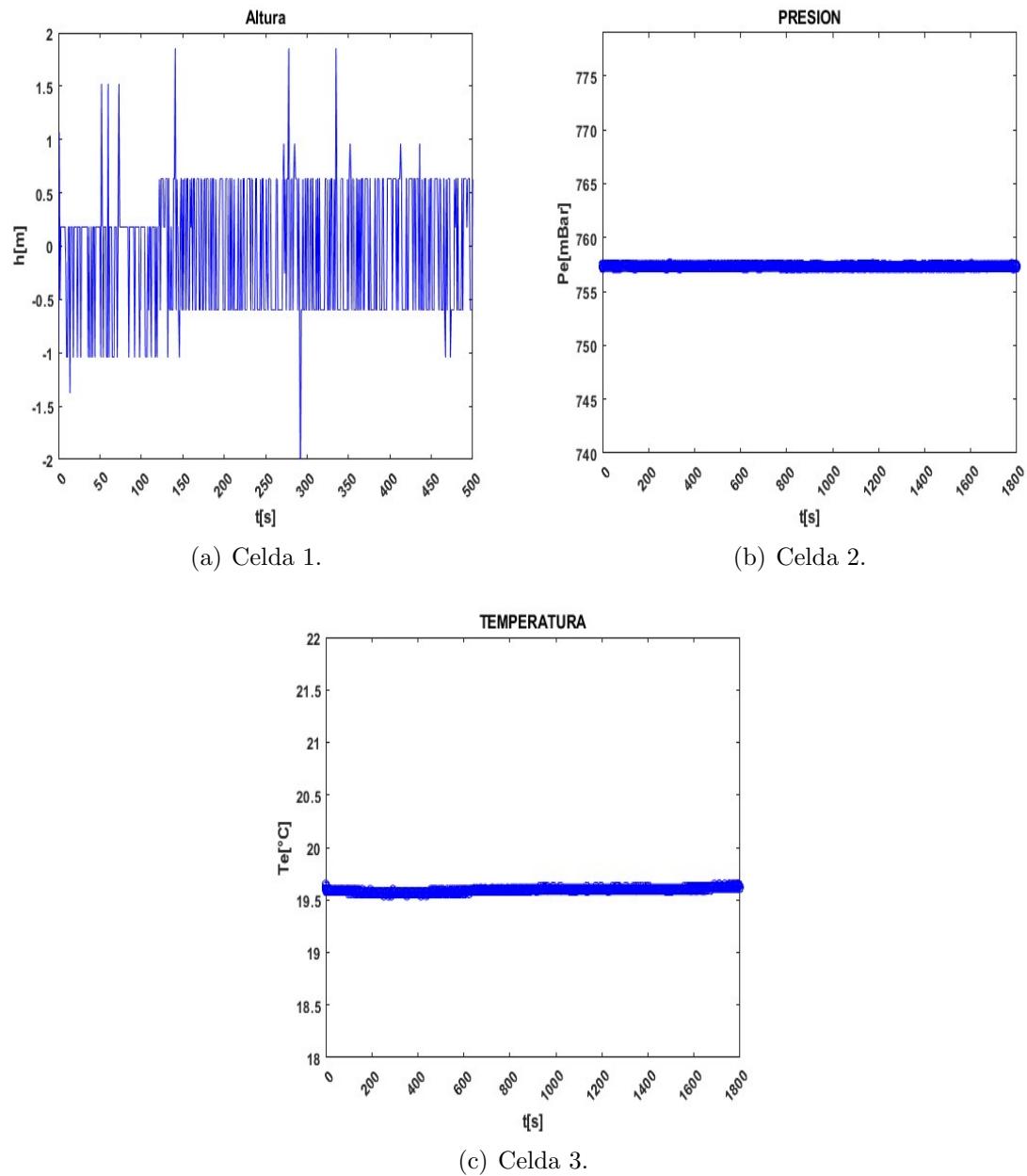


Figura 32: Diagrama de conexiones sensor de unidades iniciales.

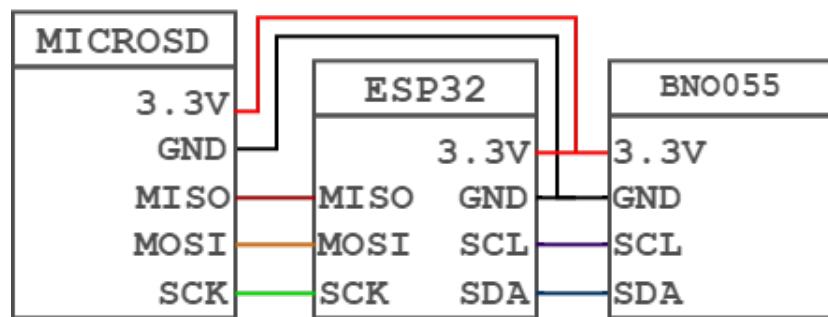
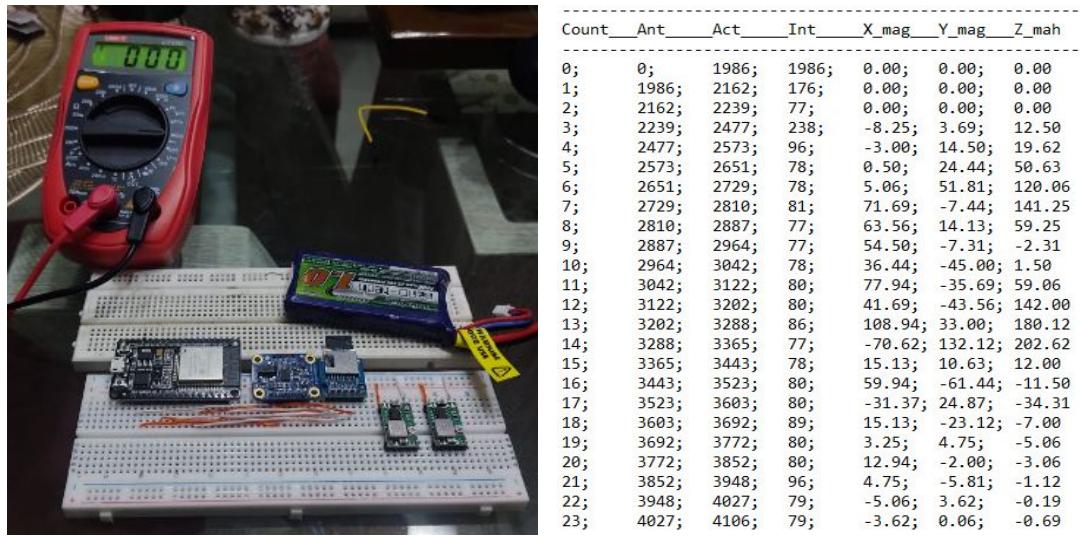


Figura 33: *Implementación sensor de unidades inerciales BNO055*

(a) Montaje realizado

(b) Datos obtenidos

ocurre cada que entra en mobimiento el cuerpo y se desplaza de un sitio a otro, o simplemen gira sobre su eje. Se valida el uso del modulo BNO055, dados los resultados obtenidos en las figuras enteriores y por el conocimiento previo que se tiene trabajando en referencias parecidas. 35

- **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 serial UART, tal como se ilustra en el diagrama de conexión de la Figura 36.

A pesar de que dicho módulo es capaz de brindar una gran cantidad de opciones e información respecto a la comunicación satelital que establece, en el presente proyecto se precisa únicamente de la información de coordenadas del mismo, tal como se muestra en la Figura 38(b), luego de haber realizado el respectivo montaje en el tablero de pruebas electrónico (protoboard) de la Figura 38(a).

Al realizar la búsqueda en la herramienta Google Maps de las coordenadas arrojadas ([**7.120104, -73.118186**]) por el GPS mostradas en la Figura 38(b), se puede visualizar en la Figura 38 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 10 metros.

Figura 34: Variables leidas BNO055.

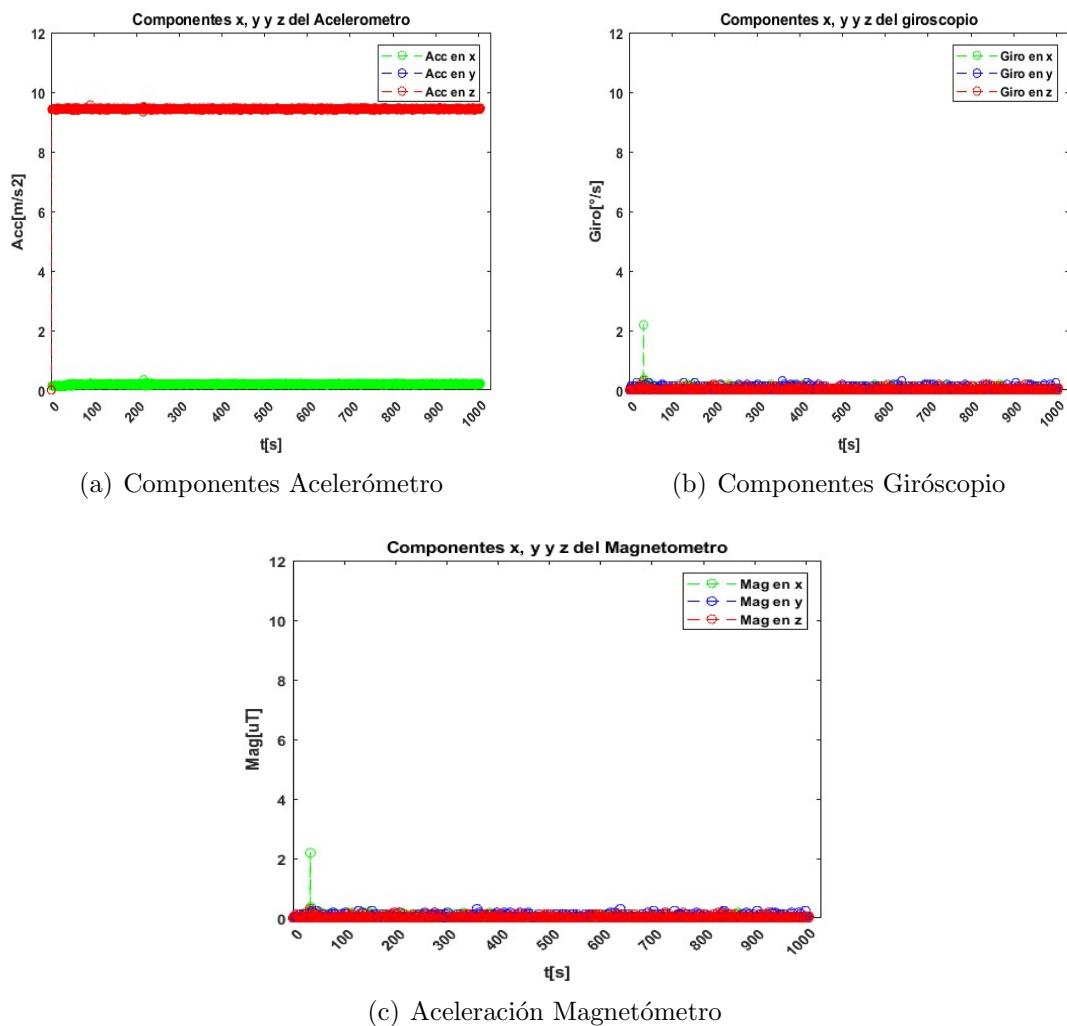


Figura 35: Variables leidas BNO055.

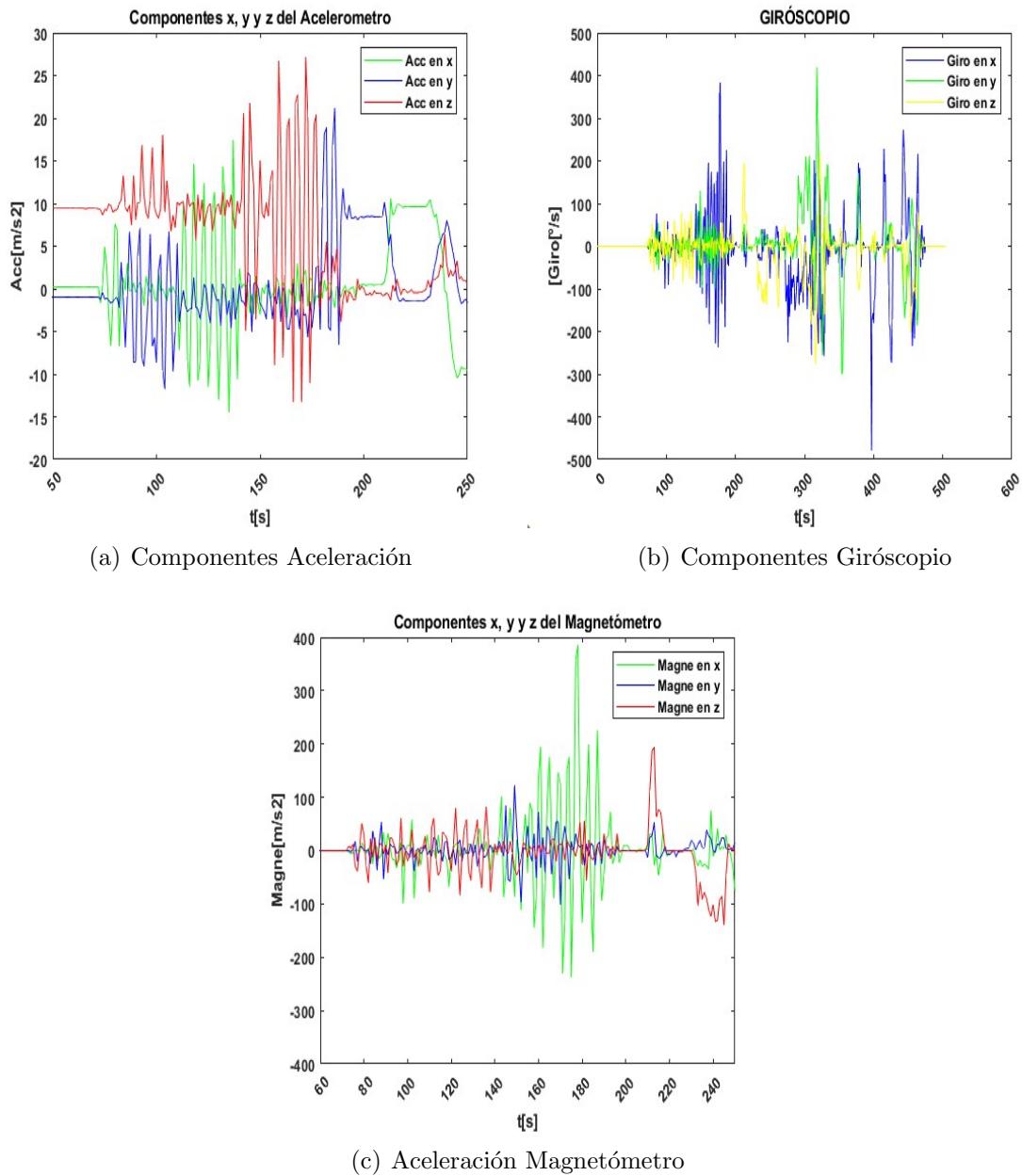


Figura 36: Diagrama de conexiones localizador geográfico GPS NEO 6M.

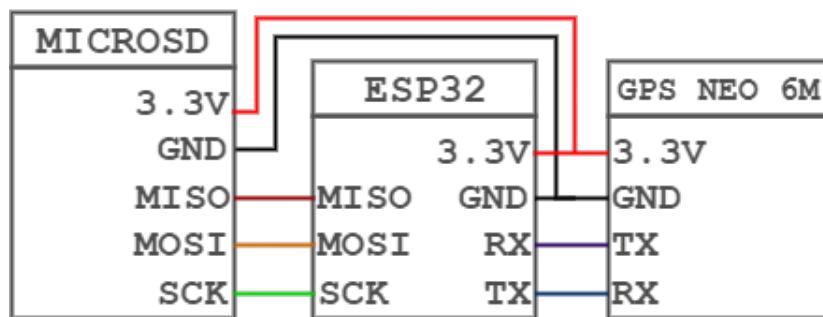
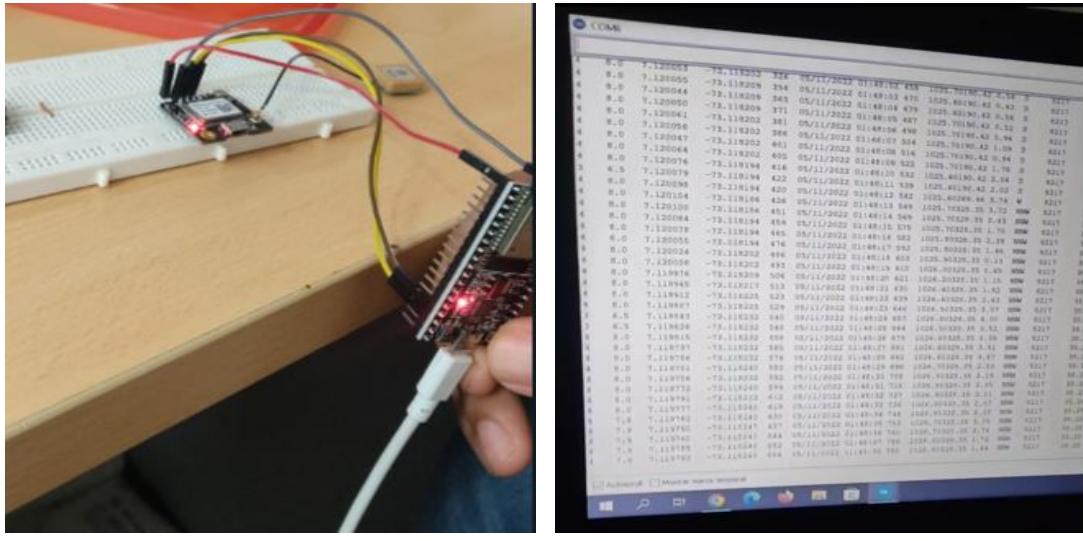


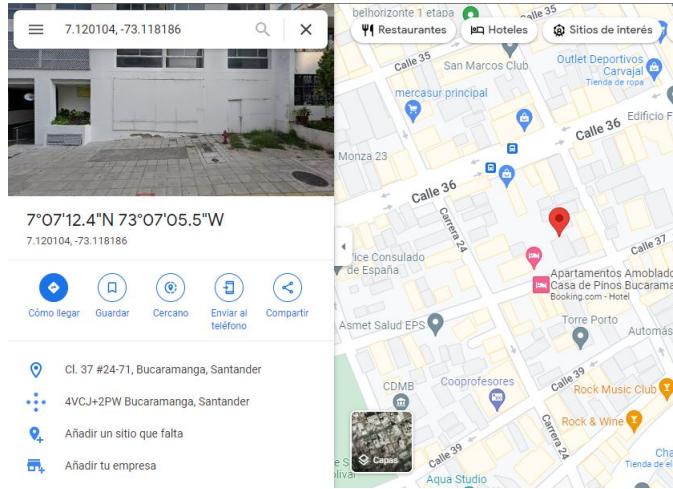
Figura 37: Implementación localizador geográfico GPS NEO 6M



(a) Montaje realizado

(b) Datos obtenidos

Figura 38: Resultados de búsqueda a través de coordenadas arrojadas por GPS.



#### 6.1.4 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.

Tal y 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 39. Haciendo uso del transistor MOSFET de canal N **IRFZ44N** en su topología comutable. Es posible que a través de una señal de

activación digital (etiqueta PYRO1 de la Figura 39) 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 mencionado se encuentra soportado y validado en el diagrama del algoritmo general de la Figura 28, en el código descrito en el Anexo ??, en la simulación respectiva realizada e ilustrada en la Figura 22y en las evidencias gráficas de la Figura 43.

Figura 39: *Diagrama para circuito de ignición.*

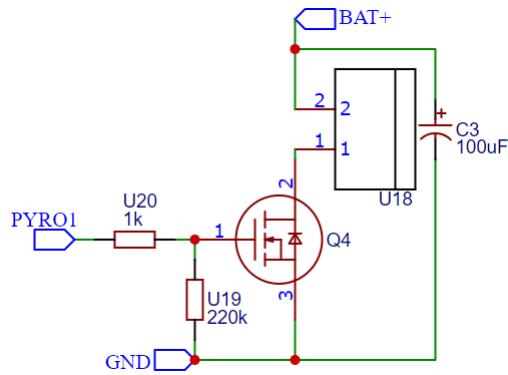
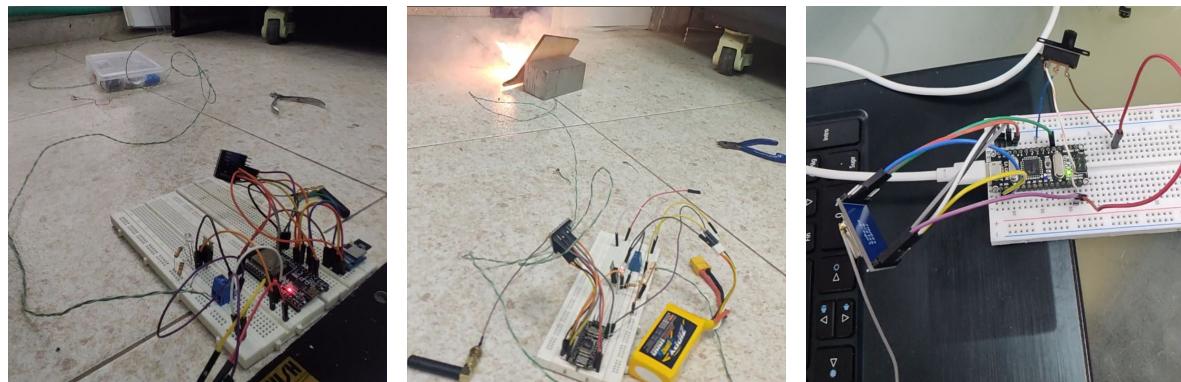


Figura 40: *Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición.*



(a) Montaje realizado - transmisor 2.

(b) Evidencia de ignición.

(c) Montaje realizado - receptor.

Finalmente, a través del material audiovisual de soporte que se puede encontrar en el Anexo ?? 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.

### 6.1.5 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 18 y la memoria SD con capacidad de 16GB 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 41, se puede observar la forma en la que se almacenan los datos en archivos de formato .txt.

Figura 41: *Datos almacenados por parte de los sensores.*

MS5611_2.TXT: Bloc de notas							BNO055_magnetometer.TXT: Bloc de notas									
Archivo	Edición	Frmato	Vér	Ayuda	Archivo	Edición	Frmato	Vér	Ayuda	Count	Ant	Act	Int	X_mag	Y_mag	Z_mag
<hr/> -----  AVIÓNICA COHETE SONDA ORIÓN UIS - Almacenamiento -----																
Test:	Cálculo altura - MS5611	Identificador: 02	Etapa de sensado		Test:	Magnetómetro - 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;	54.56;	-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.

### 6.1.6 Implementación de la etapa de telemetría

La etapa de telemetría surge de la necesidad de reconocimiento de las diferentes etapas de misión teniendo en medio la distancia existente entre la estación terrena y la trayectoria del cohete (aproximadamente 4Km 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 diferentes con los módulos de la Figura 42.

Figura 42: *Módulos transmisor y receptor para pruebas de telemetría.*

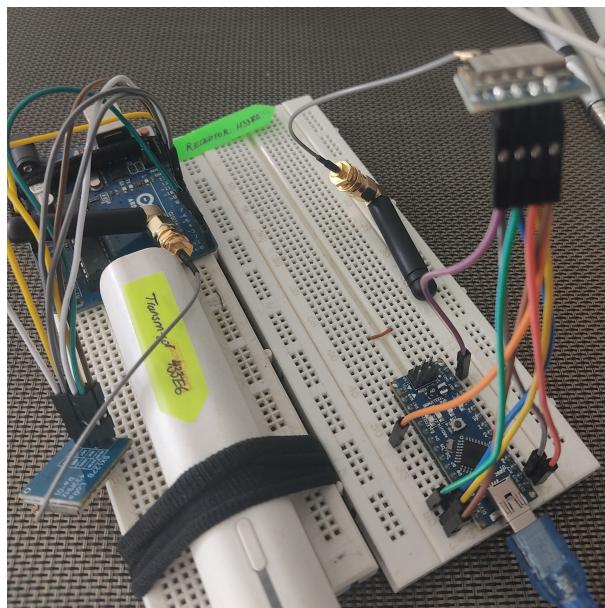


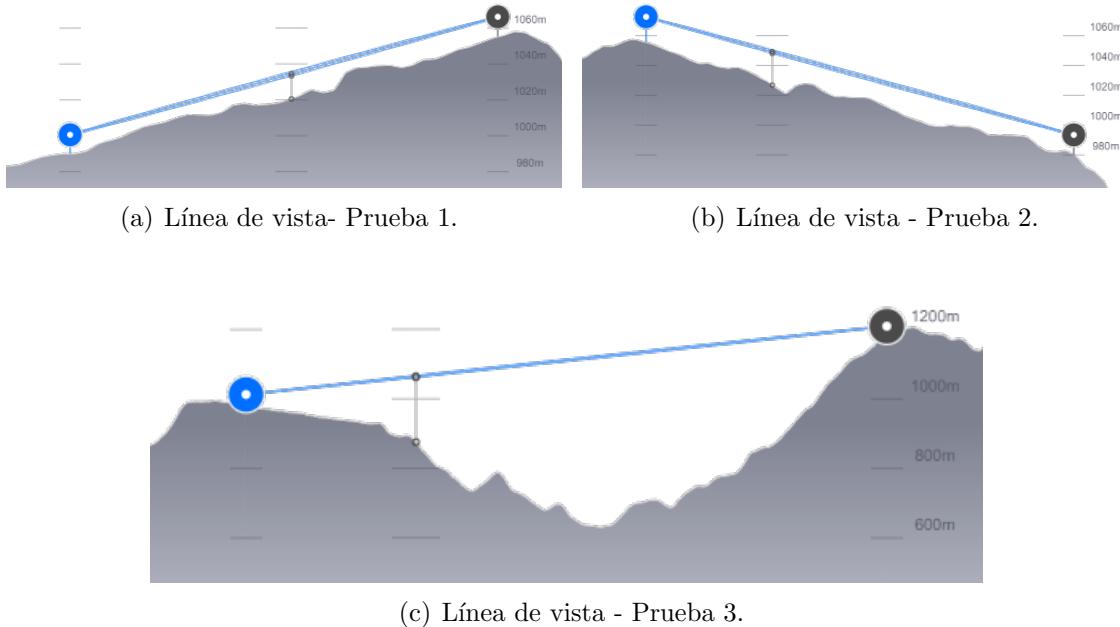
Tabla 12: *Dispositivos utilizados - Etapa de telemetría.*

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

Tabla 13: *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 43: *Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición.*



- **Prueba de comunicación y transmisión 1:** Se realiza 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 44(a) que la línea de vista es clara, sin embargo, en la Figura 45(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. En la Figura 45(b) se observa el primer circuito transmisor de pruebas implementados.
- **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 44(b). Con la Figura 46(a) se valida una línea de vista clara, donde, a través del circuito de la Figura 46(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 44: *Prueba de telemetría 1.*

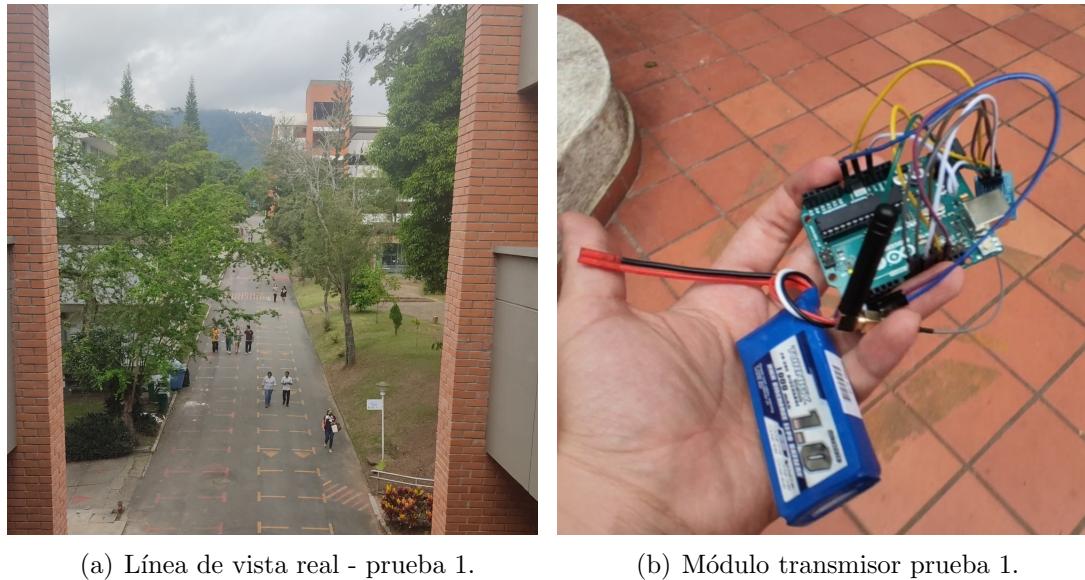


Figura 45: *Prueba de telemetría 2.*



- **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 4Km, en ese sentido, se establece la prueba final ubicando el transmisor en el restaurante Mirador Bumangués (ver Figura 47(b)) y el receptor en el edificio de Laboratorios Pesados de la Universidad Industrial de Santander (ver Figura 47(c)). La distancia aproximada entre los dos puntos es de 6600 metros, lo cual es suficiente para suplir los requerimientos de la etapa de telemetría, tal como se muestra en la Figura 44(c). La prueba se desarrolla con un éxito total al tener en cuenta las recomendaciones de la prueba anterior y se evidencia que al enfrentar las antenas omnidireccionales, la recepción de la información es clara y completa (ver Figura 47), validando de tal manera que los módulos de la Tabla 12 son los indicados para la misión.

Figura 46: *Prueba de telemetría 3.*



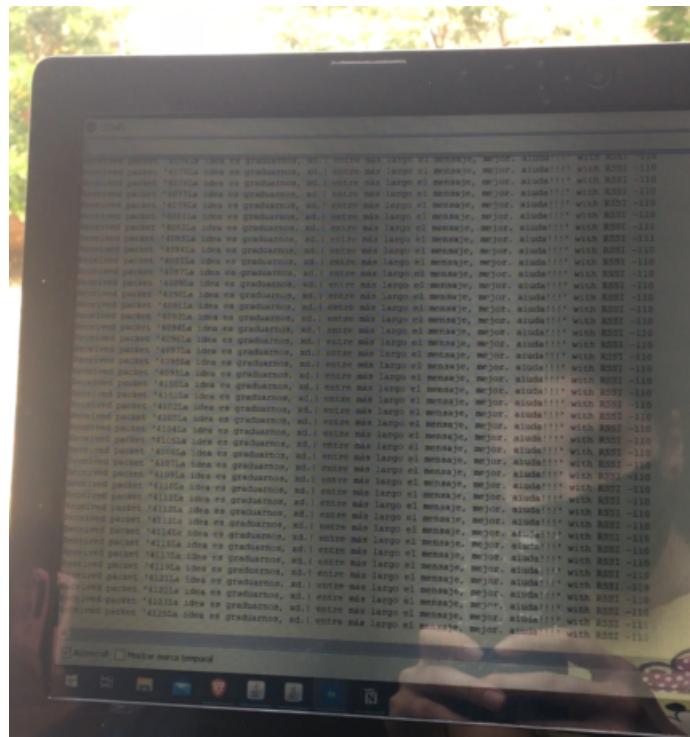
(a) Línea de vista real - prueba 3. (b) Módulo transmisor prueba 2. (c) Módulo receptor prueba 3.

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 perdida de información obteniendo una cantidad de 20 muestras por segundo en la tercera prueba realizada, lo cual es suficiente para la misión.

#### 6.1.7 Implementación de la etapa de visualización

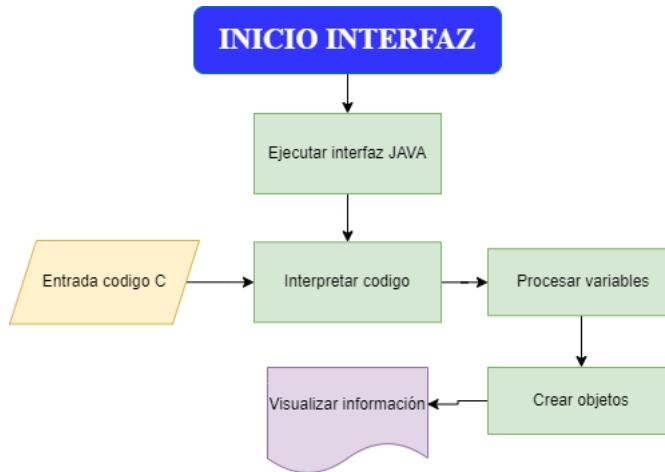
Para la implementación final de la etapa de visualización presente en la estación terrena, se trabaja en conjunto con el proyecto de grado(NOMBRE), el cual desarrolla una interfaz IOT que se ajusta dinámicamente a las variables usadas según el sistema a integrar. Por otra parte en este proyecto se desarrolla una interfaz de visualización

Figura 47: Validación de la información recibida - prueba 3.



usando el código de programación java y el microcontrolador presente en la estacion terrena ESP32.

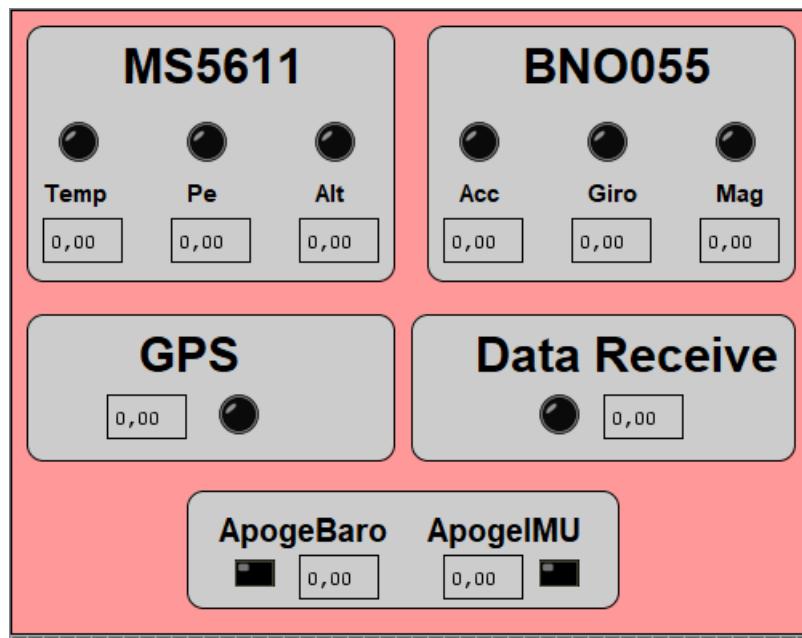
Figura 48: Algoritmo general implementado.



Para enlazar el microcontrolador ESP32 con java, se debe usar la librería RXTX, esta libreria habilita el uso del puerto serie. Seguidamente, se abre el puerto desde el cual podemos utilizar la ESP32 y definirlo en el código Java, en este caso un puerto COM.

La imagen ...., es el resultado de la interfaz diseñada en java. En la interfaz se visualizan en tiempo real los datos leidos por la sensorica del sistema, al mismo tiempo

Figura 49: *Interfaz en Java.*

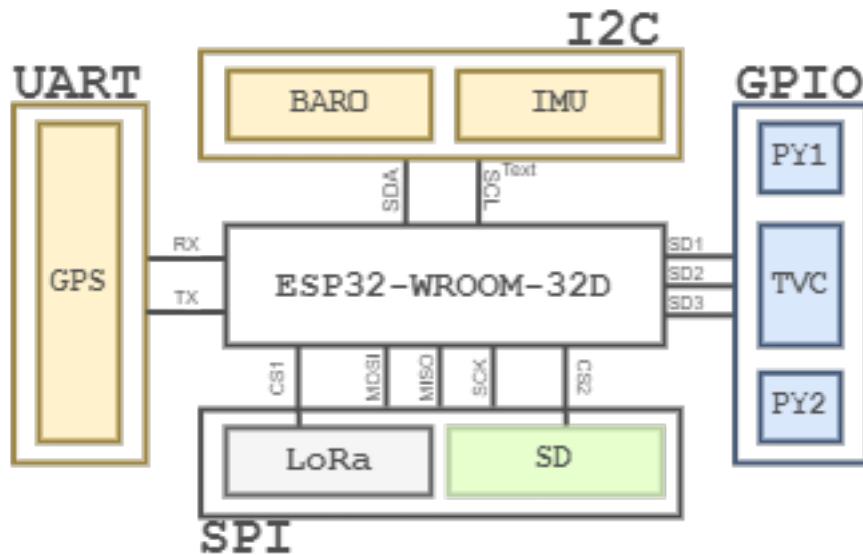


que posee indicativos para las señales de control que se deben activar en las diferentes etapas de vuelo.

## 6.2 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 50.

Figura 50: *Diagrama ilustrativo de integración final.*



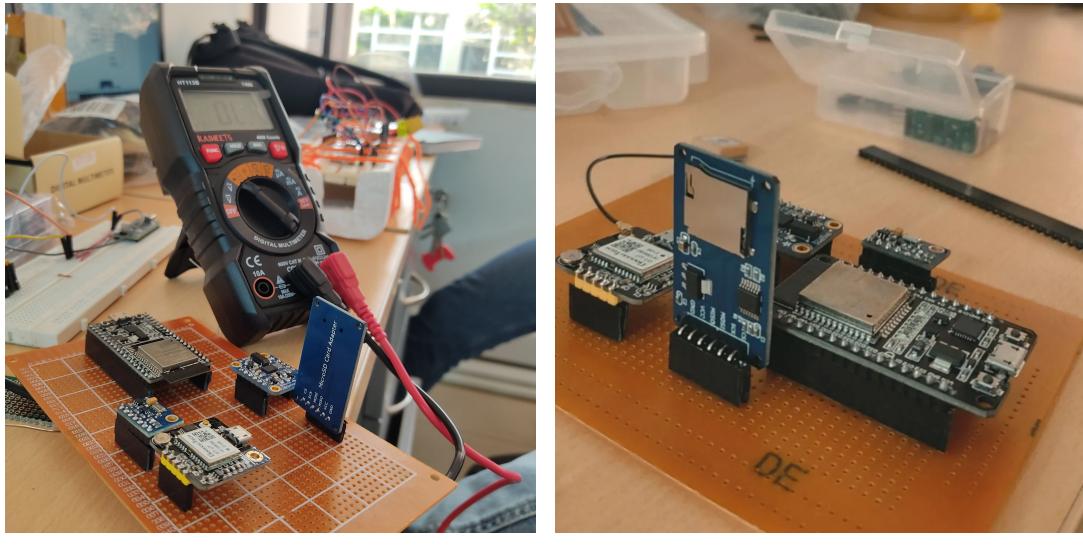
Teniendo en cuenta los protocolos seriales que cada componente utiliza, las diferentes salidas digitales para los canales de ignición y los requerimientos descritos en la sección 4.1, se procede a desarrollar una placa de circuito impreso (PCB) que integre los parámetros previamente mencionados.

A lo largo del desarrollo del proyecto se tuvo varios diseños e implementaciones que permitieran realizar pruebas de funcionamiento de integración y de 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 14) que integraban en ellas los dispositivos necesarios y las etapas mencionadas en la sección 7.1.

- **Desarrollo placa 1:** El primer diseño e implementación desarrollado se puede visualizar en las imágenes de la Figura 51, 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.

Tabla 14: *Proceso de desarrollo de placas 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

Figura 51: *Evidencias placa desarrollada 1.*

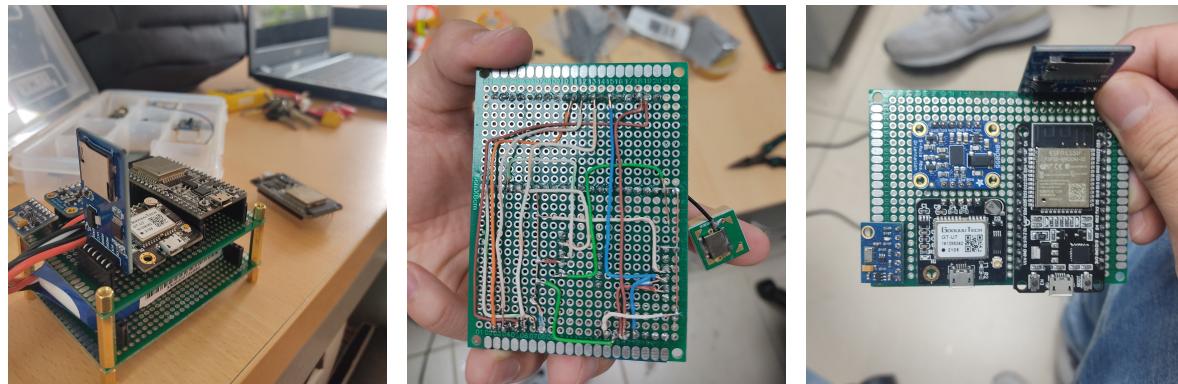
(a) Placa de pruebas 1 - Validación.

(b) Placa de pruebas 1 - Integración.

De las evidencias mostradas en la Figura 51, se ilustra la sencillez de la placa desarrollada, de igual a falta del módulo de la etapa de telemetría **LoRa Ra-02**, incluye los demás dispositivos seleccionados permitiendo así corroborar el funcionamiento del sensor barométrico y el sensor de unidades iniciales simultáneamente a través del protocolo de comunicación serial I2C, de igual forma, la etapa de almacenamiento a través del módulo para tarjeta micro SD 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. La placa implementada se puede observar en las evidencias de la Figura 52.

Figura 52: *Evidencias placa desarrollada 2.*



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

Tal como se puede observar en la Figura 53(b), 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:**

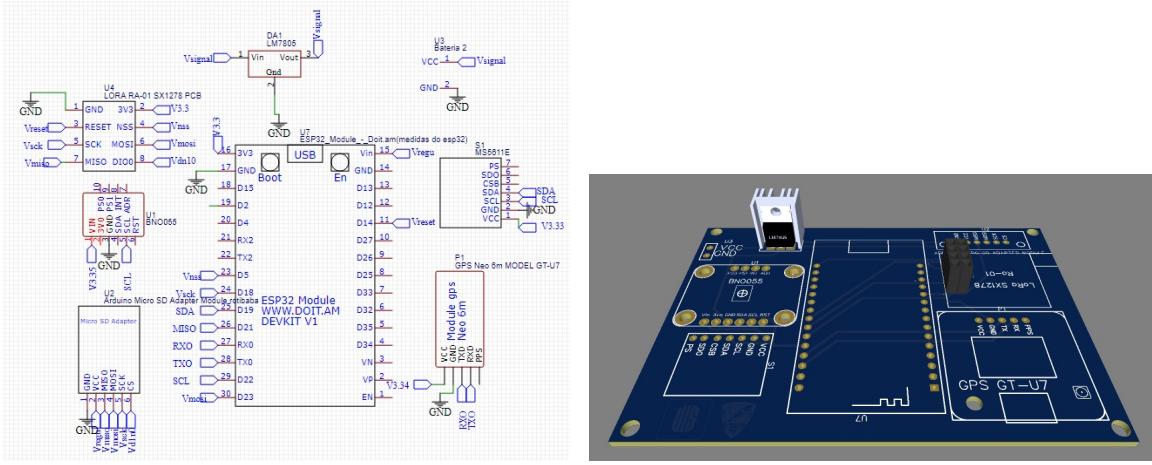
Para dar solución a la problemática de conexión y así poder realizar pruebas mecánicas confiables, se efectúa el primer diseño de circuito impreso y se realiza su respectiva fabricación. En la Figura 54(a) correspondiente al esquemático diseñado, se puede visualizar que se incluye en la placa el total de dispositivos a utilizar mencionados en la descripción de etapas de la sección 7.1. Por otro lado, en la Figura 54(b) se observa el diseño renderizado previo a su fabricación.

Por medio de la Figura 53 se puede visualizar que el diseño fue básico y 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 54.

A través de las pruebas de funcionamiento y de lanzamiento realizadas, se de-

Figura 53: Proceso de diseño placa de pruebas 3.



(a) Placa de pruebas 3 - esquemático.

(b) Placa de pruebas 1 - diseño 3d.

Figura 54: Evidencias placa desarrollada 2.



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

tectaron 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 18.

- **Desarrollo placa 4:** En vista del evento Latin American Space Challenge, se procedió a realizar el diseño de una placa de circuito impreso final robusta y que brindara confiabilidad en la misión. Para ello, a través del software CAD EasyEda, se realiza el diseño de la placa iniciando por el esquemático mostrado en el Apéndice 67, 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, éstos permiten reconocer el estado de la placa y un proceso de recuperación post-vuelo más efectivo.

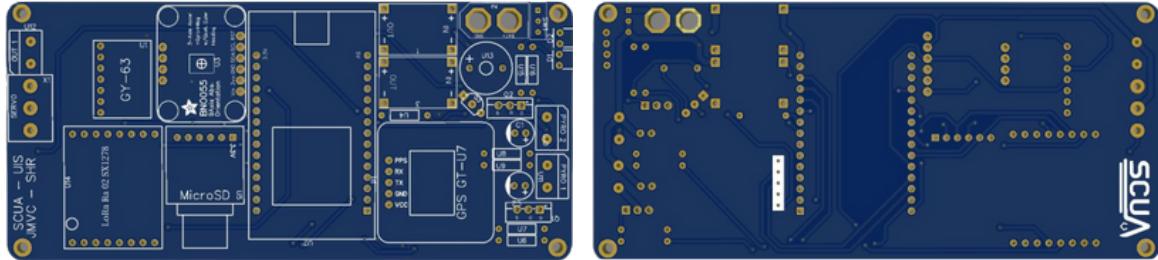
Una vez realizadas las conexiones en el esquemático, se procede a la realización de las huellas y pads de cada elemento, este proceso se lleva a cabo a través del mismo software CAD de diseño EasyEda. Una vez se cuenta con el esquemático, las huellas y pads de cada componente, se continúa con el proceso 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 15).

Tabla 15: *Reglas de diseño definidas.*

Parámetro	Valor	Unidad
Ancho de trazado	0,6	mm
Espaciad	0,4	mm
Diametro de via	1,4	mm
Diametro broca	0,7	mm

Una vez establecidas las reglas de diseño, se realiza el diseño mostrado en la Figura 55.

Figura 55: *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 15, 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 56

De la figura 57(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.

Figura 56: *Evidencias placa de circuito impresa 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.

- **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 56) para así, en base al mismo esquemático del Apéndice A (ver Figura 67) realizar las respectivas correcciones de diseño al diseño previo realizado. En ese sentido, en la Figura 57 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 57. A su vez, de las imágenes 58(e) y 58(f) se puede notar que las vias de conexión entre la capa superior y la inferior fueron desarrolladas manualmente por los integrantes del grupo, ésto 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.

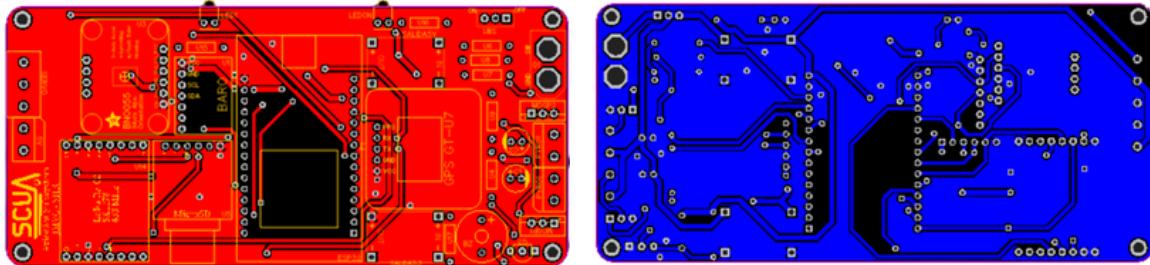
Posterior al diseño de la placa, se procede al ensamblaje y soldadura de los componentes en la placa (ver Figura 65(a)).

Una vez lista la placa con todos los componentes ensamblados, se valida el funcionamiento de todo el sistema mediante dos lanzamientos verticales de la avionica completa, simulando el recorrido que debe recorrer el cohete durante la mision. Como , se obtuvo 2 tramas de datos de las cuales se proceso la informacion y se graficaron los siguientes resultados: **Trama 1:**

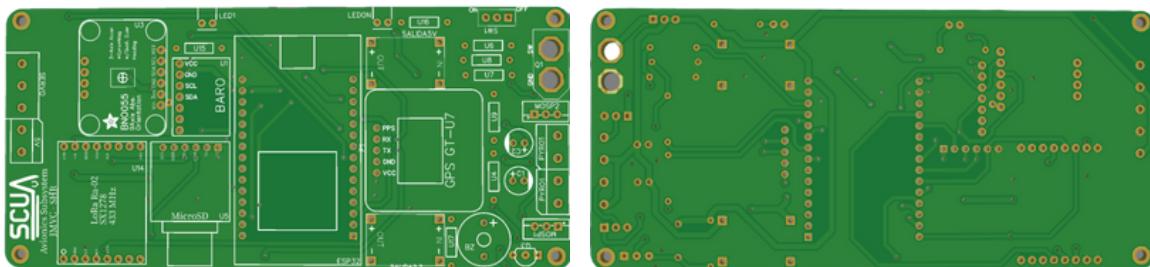
#### **Trama 2:**

En base a los resultados de las figuras xx y xx, donde se valida el correcto envio correspondientes a las variables de los modulos BNO055 y MS5611, al mismo tiempo que envia la señal de control "apogeo", responsable de la activar los sistemas de

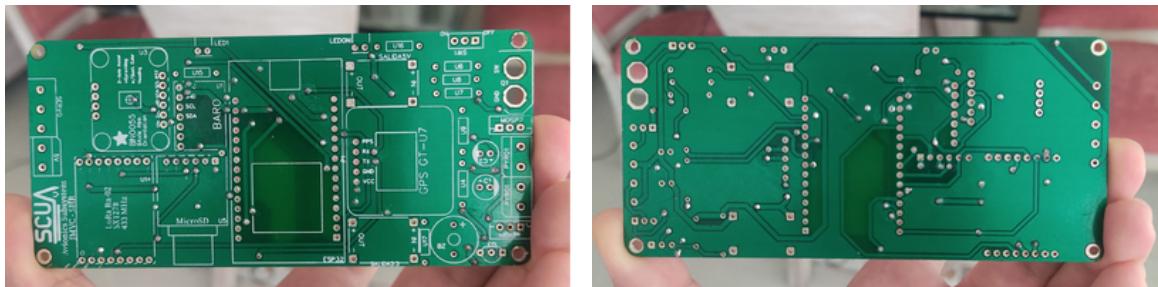
Figura 57: Proceso de diseño placa de circuito impreso 5.



(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.

recuperación y eyectar la carga útil.

Se procede a realizar a través de impresión 3D la caja de soporte para la placa, la caja 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 65(b) y 65(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 a la estructura interna del cohete sonda (ver Figuras 66(a) y 66(b)).

Figura 58: Análisis de resultados de la Trama 1

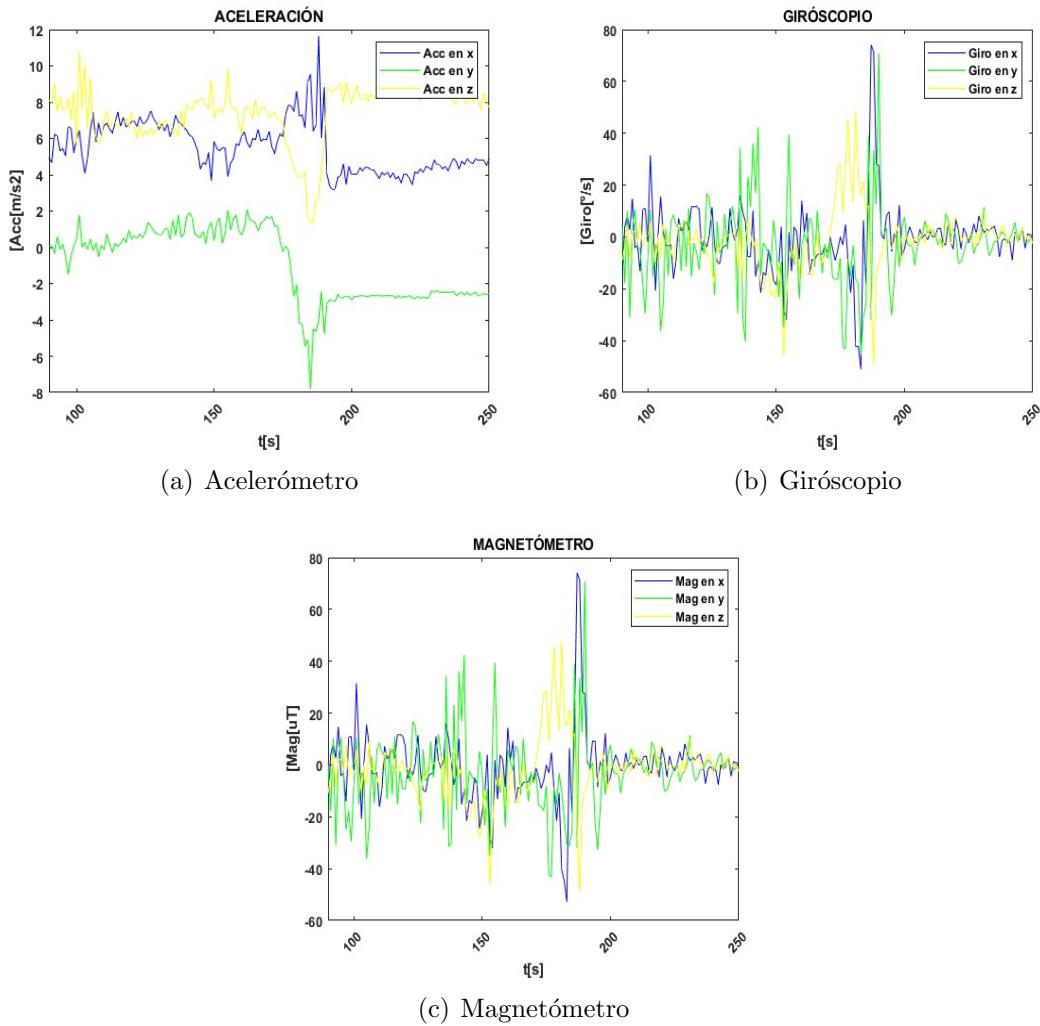


Figura 59: Variables Atmosféricas Trama 1

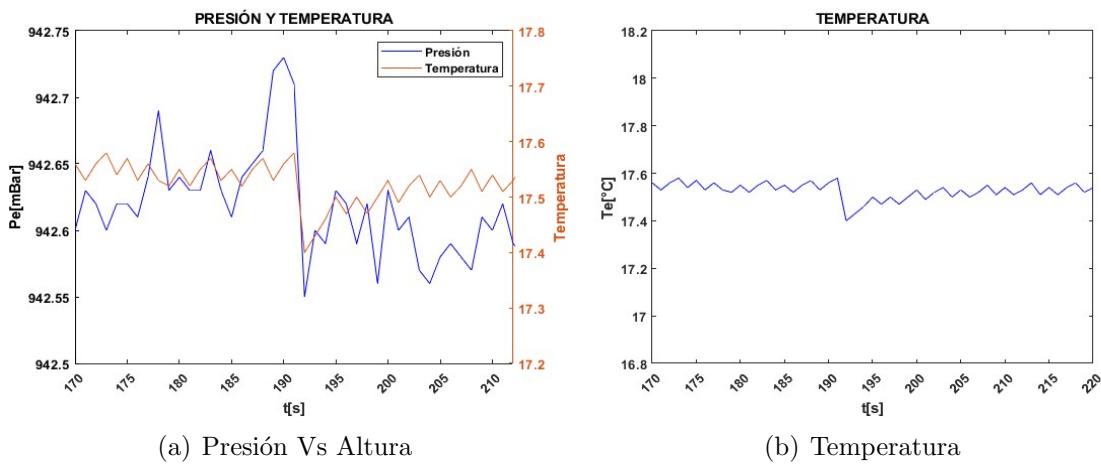
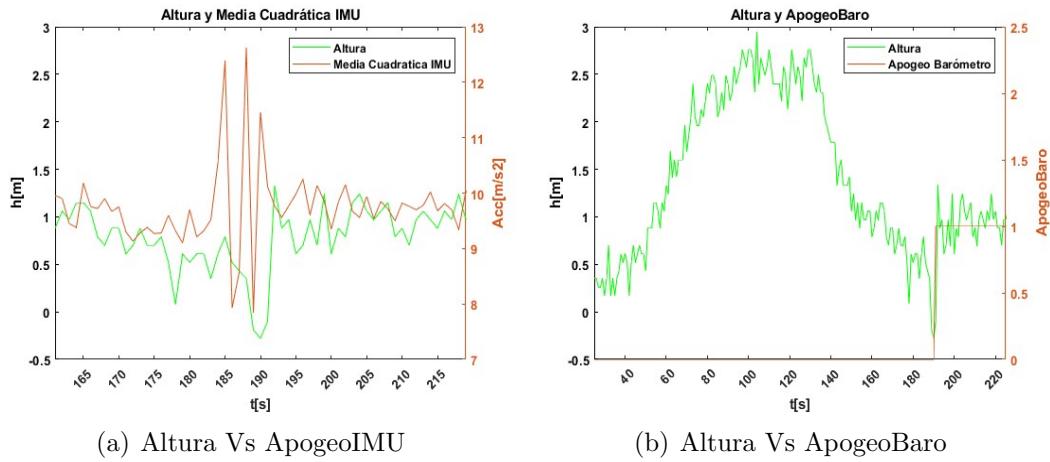
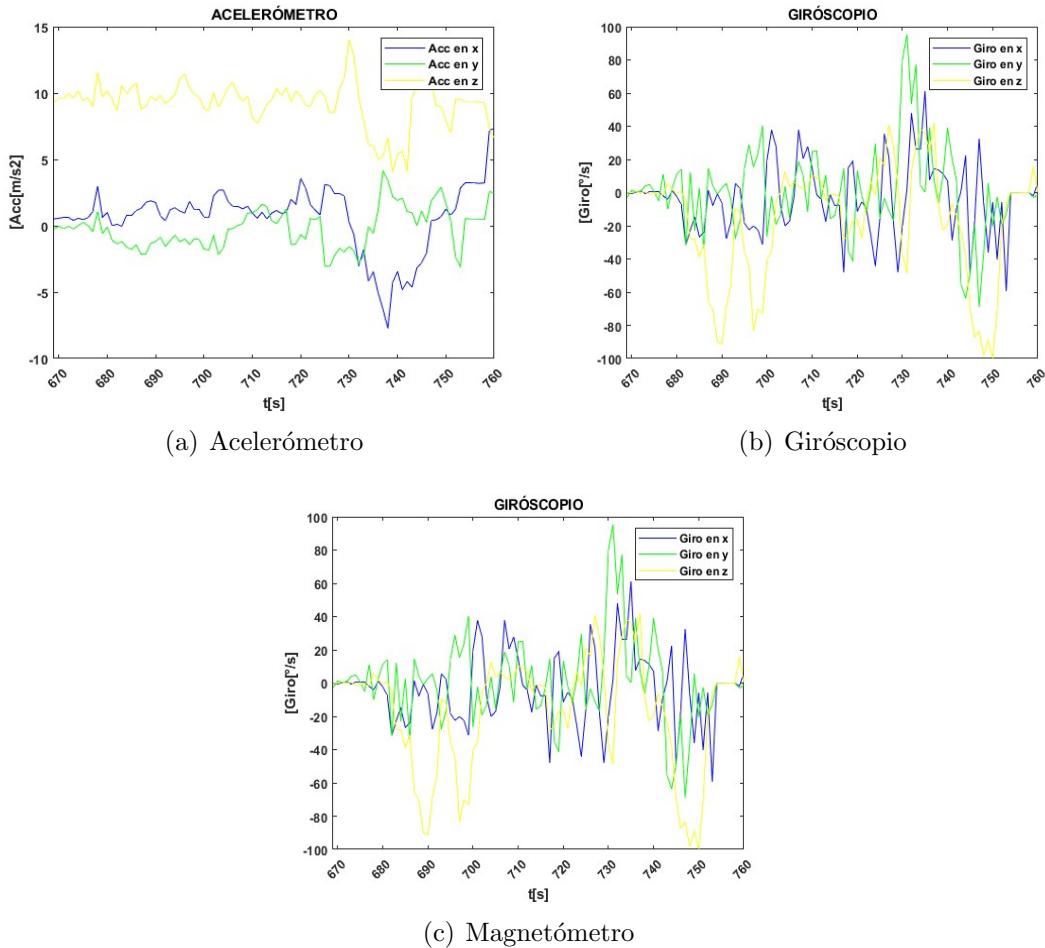


Figura 60: *Indicativos de Apogeo en Trama 1*Figura 61: *Variables atmosféricas Trama 2*

Una vez realizado el ensamblaje 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

Figura 62: *Variables Atmosfericas Trama 2*

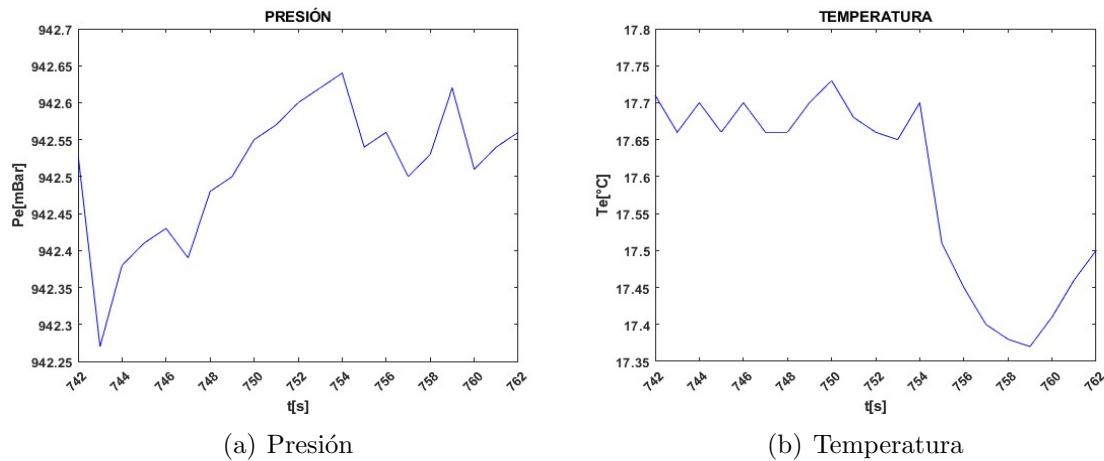


Figura 63: *Indicativos de Apogeo en Trama 2*

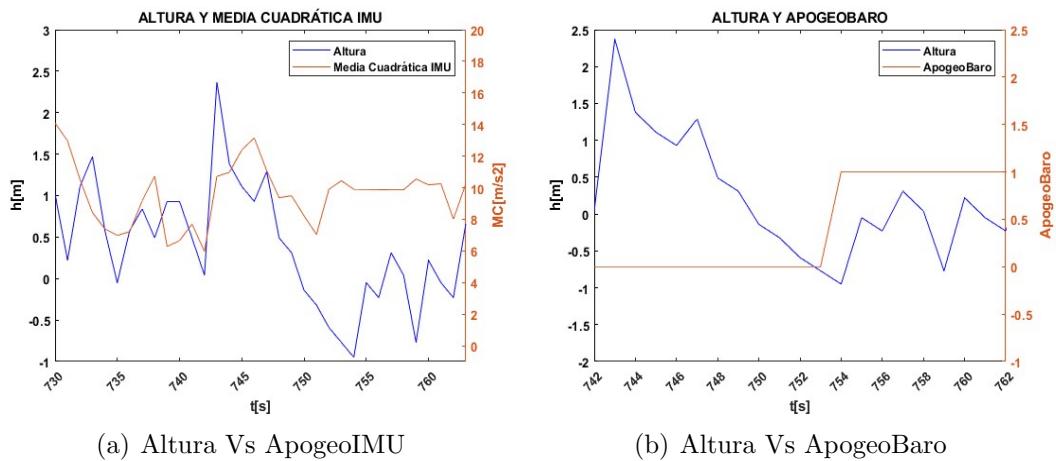
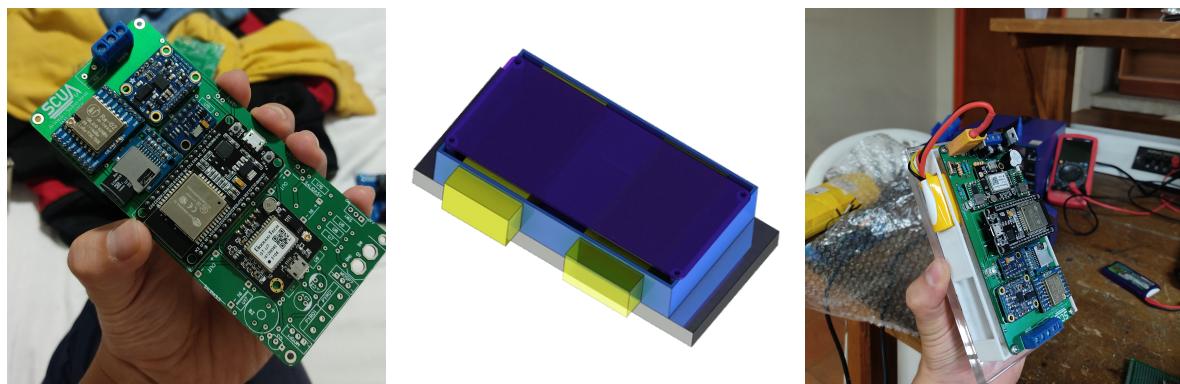
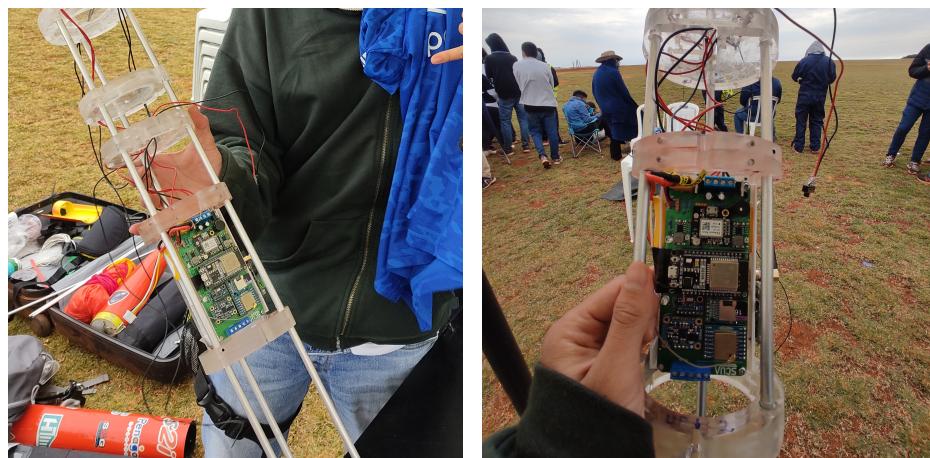


Figura 64: *Evidencias placa de circuito impreso 5 y diseño base soporte.*



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

Figura 65: *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.

recuperación. Una vez realizado ese proceso, se da por finalizado el proceso de implementación de la aviónica al cohete sonda. En términos de la competencia LASC, en este mismo paso del proceso, los evaluadores realizan una inspección detallada de cada componente, tanto interno como externo del cohete, para posteriormente dar luz verde al lanzamiento del mismo.

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, a causa de una sobrecarga en el sistema de ignición para la activación del motor, explotó (ver Figuras 67(a) y 67(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.

Figura 66: *Resultados de lanzamiento - explosión.*



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

## 7 Conclusiones

## 8 Recomendaciones

## **9 Trabajo Futuro**

## Referencias Bibliográficas

- [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.
- [Collinson, 2013] Collinson, R. P. (2013). *Introduction to avionics systems*. Springer Science & Business Media.
- [Cristina García, 2014] Cristina García, 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 (9º: 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.
- [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.
- [M. Marconi, 2004] M. Marconi, E. (2004). What is a sounding rocket? - nasa. In <https://www.nasa.gov/missions/research/founding.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.
- [NASA, 2022] NASA (2022). Sounding rockets overview. In [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/sounding-rockets/missions/index.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/sounding-rockets/missions/index.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 cohete-ria experimental con propelente sólido: 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://shanelully.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. Esquemático diseño de PCB final.

Figura 67: *Diseño PCB final - esquemático*.

