

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
Doctorado en Física, Especialidad Astrofísica

Co-Director
Pedro Andrés Salgado Meza
Falta esto

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	16
2.2 Este proyecto como parte de ORION UIS - Subsistema de aviónica	18
3 Marco conceptual.	20
3.1 Aviónica	20
3.2 Protocolos de comunicación serial	20
3.3 Algoritmos para detección de apogeo	21
3.4 Sistemas de eyección paracaídas y carga útil	22
4 Descripción del sistema	24
4.1 Requerimientos técnicos del sistema	24
4.1.1 Requerimientos de Hardware	24
4.1.2 Requerimientos de Software	25
4.2 Solución propuesta	26
4.2.1 Arquitectura general planteada	26
4.2.2 Arquitectura por etapa específica	27
5 Simulación de sistemas	41
5.1 Reguladores de tensión	41
5.1.1 Regulador lineal	41
5.1.2 Buck converter	42
5.2 Canales pirotécnicos	42
6 Implementación de la solución propuesta GUÍA	44
6.1 Implementación específica por etapa	44
6.1.1 Implementación de la etapa de potencia	44
6.1.2 Implementación de la etapa de procesamiento	44
6.1.3 Implementación de la etapa de sensado	44
6.1.4 Implementación de la etapa de control	45
6.1.5 Implementación de la etapa de almacenamiento	45
6.1.6 Implementación de la etapa de telemetría	45
6.1.7 Implementación de la etapa de visualización	45
6.2 Integración general del sistema	45

7	Implementación de la solución propuesta	46
7.1	Implementación específica por etapa	46
7.1.1	Implementación de la etapa de potencia	46
7.1.2	Implementación de la etapa de procesamiento	48
7.1.3	Implementación de la etapa de sensado	49
7.1.4	Implementación de la etapa de control	53
7.1.5	Implementación de la etapa de almacenamiento	58
7.1.6	Implementación de la etapa de telemetría	59
7.1.7	Implementación de la etapa de visualización	62
7.2	Integración general del sistema	64
8	Conclusiones	76
9	Recomendaciones	77
10	Trabajo Futuro	78
	Referencias Bibliográficas	79
	Apéndices	80

Lista de Tablas

1	Tabla de selección de dispositivos para aviónica a bordo.	28
2	Tabla de selección de dispositivos para estación terrena.	28
3	Características técnicas baterías para aviónica a bordo.	29
4	Add caption	30
5	Add caption	32
6	Add caption	33
7	Add caption	34
8	Add caption	36
9	Add caption	37
10	Add caption	38
11	Add caption	39
12	Dispositivos utilizados - Etapa de telemetría.	59
13	Pruebas realizadas etapa de telemetría.	59
14	Proceso de desarrollo de placas aviónica.	65
15	Reglas de diseño definidas.	69

Lista de Figuras

1	Subsistemas de un cohete.	15
2	Propulsion.	16
3	Estructura.	17
4	Cansat.	17
5	EstaciónTerrena.	18
6	Sistema Eyeccion.	23
7	Sistema Eyeccion.	23
8	<i>Arquitectura general Subsistema Aviónica.</i>	26
9	<i>Arquitectura por etapa específica.</i>	27
10	<i>Baterías LiPo y Li-Ion pre-seleccionadas</i>	29
11	<i>Regulador convertidor reductor.</i>	31
12	<i>Microcontroladores pre-seleccionados</i>	31
13	<i>IMU's pre-seleccionadas</i>	33
14	<i>Barométricos pre-seleccionados</i>	34
15	<i>GPS's pre-seleccionados</i>	36
16	<i>Transistores pre-seleccionados</i>	37
17	<i>Dispositivos de almacenamiento seleccionados</i>	38
18	<i>Modulos transceptores pre-seleccionados</i>	39
19	<i>Regulador lineal.</i>	41
20	<i>Buck converter.</i>	42
21	<i>Canales pirotecnicos</i>	43
22	<i>Módulo regulador MP2307</i>	47
23	Ajuste y validación de módulos reguladores.	47
24	<i>Validación de la tensión de carga en las celdas.</i>	47
25	<i>ESP32 versión modulo - NodeMCU</i>	48
26	<i>Módulo NodeMCU-ESP32 ejecutando tareas en sus 2 núcleos.</i>	48
27	Algoritmo general implementado.	49
28	Diagrama de conexiones sensor barométrico.	50
29	<i>Implementación sensor barométrico MS5611</i>	51
30	<i>Validación de la tensión de carga en las celdas.</i>	52
31	Diagrama de conexiones sensor de unidades inerciales.	52
32	<i>Implementación sensor de unidades inerciales BNO055</i>	53
33	<i>Variables leidas BNO055.</i>	54
34	<i>Variables leidas BNO055.</i>	55
35	Diagrama de conexiones localizador geográfico GPS NEO 6M.	55

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

Lista de Apéndices

Apéndice A. Esquemático final de diseño de la PCB.	80
--	----

Glosario

- **Carga Útil:**
- **VSC:** "Visual Studio Code".
- **I2C:**
- **IoT:** "Internet of Things" o Internet de las Cosas. Es la agrupación e interconexión de dispositivos y objetos a través de una red.
- **Radio Enlace:**
- **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: Título del proyecto ¹

Autor: Juan Martin Vivas Camargo, Santiago Hernández Rincón²

Palabras Clave: Cohete

Descripción: Descripción del proyecto

¹Trabajo de grado

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

Abstract

Title: Title ³

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

Key Words: Rocket

Description: Description of the project

³Bachelor Thesis

⁴Facultad 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 eyección del sistema de recuperación y de la carga útil), teniendo en cuenta las condiciones del lugar de lanzamiento.
- Seleccionar rigurosamente los dispositivos electrónicos comerciales que harán parte de cada subsistema.
- Validar el funcionamiento y la respuesta de los dispositivos electrónicos seleccionados por cada subsistema a los requerimientos técnicos de la misión.
- Configurar dispositivo electrónico capaz de registrar en fotos las diferentes etapas de vuelo del cohete.
- Validar el funcionamiento de los subsistemas de la avionica del cohete ORION operando simultaneamente.

2 Misión ORION UIS - LASC 2022

2.1 Definición del problema

Actualmente, el desarrollo tecnológico sigue siendo el medio más confiable de crecimiento a largo plazo. Por ello, se hace necesario comprender la tecnología actual, para luego crear desarrollos que resulten en avances significativos para la humanidad. Un ejemplo de desarrollo, es la construcción de cohetes a pequeña escala con base en los usados por agencias espaciales en misiones con fines innovadores, comerciales y de exploración. La compresión del sistema que conforma un cohete a pequeña escala desarrolla la habilidad de diseño y posterior incursión en desarrollos en escala real.

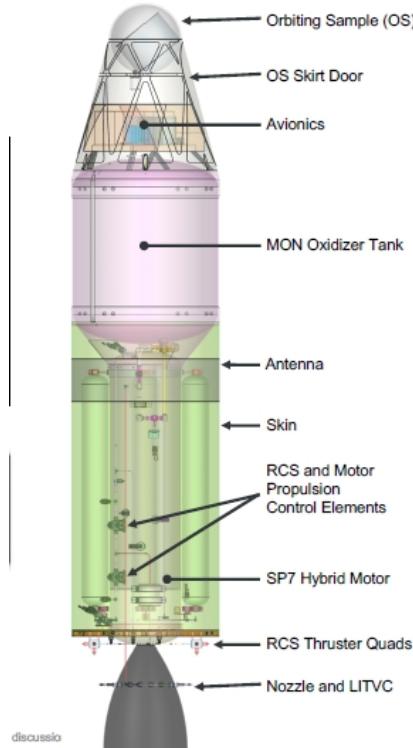


Figura 1: Subsistemas de un cohete.

Como se aprecia en la figura 1, uno de los subsistemas que conforma un cohete es la "aviónica", la aviónica se encarga de ejecutar los accionamientos que se requieren en cada etapa del vuelo, al mismo tiempo se encarga de sensar variables físicas, procesar su información y enviar los datos resultantes a la estación terrena para su posterior análisis. En consecuencia, surge la necesidad de crear un sistema electrónico con la capacidad de cumplir los requerimientos del subsistema de la aviónica en un cohete. De acuerdo

a lo anterior, como solución al problema planteado y enfocando las pruebas en el área metropolitana de Bucaramanga para el posterior lanzamiento final en BRASIL-TATUI, en la misión ORION-UIS. Se plantea 'Diseñar, implementar y validar un sistema compuesto por elementos electrónicos capaz de medir variables físicas, procesar información, enviar datos y llevar a cabo accionamientos'.

2.1.1 Planteamiento de la misión

El Desafío Espacial Latinoamericano (LASC) tiene la misión de motivar a las personas a desarrollar y lanzar un cohete con un satélite como carga útil. Hay dos desafíos con diferentes categorías: el Rocket Challenge y el Satellite Challenge. El objetivo principal de la categoría del 'Rocket Challenge' en la que se participa, consiste en alcanzar la altura de 3km con un cohete que use sistema de propulsión de combustible sólido.

Para el diseño, implementación y validación del cohete ORION, se divide el sistema final en los siguientes subsistemas:

- 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 requerida de 3km. Se compone de tres granos propulsores compuestos por KNO₃ y sorbitol, fundidos dentro de moldes cilíndricos 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 caja de acero y con la ayuda de una junta atornillada y un sello se termina de ajustar.[CEMOS, 2022]



Figura 2: Propulsion.

- Subsistema de estructura. Es donde están contenidos los demás subsistemas que conforman el cohete. El diseño de la estructura se dividió en tres partes para asegurar el correcto funcionamiento: Caparazón de explosión, caparazón de cansat y caparazón de la aviónica.[CEMOS, 2022]



Figura 3: Estructura.

Como se aprecia en la FIGURA3, la estructura completa se compone por el extremo cónico llamado ojiva, los tres caparazones que componen el cuerpo del cohete, los tres anillos de acoplamiento que unes el cuerpo del cohete con el motor, el caparazón del motor donde va contenido el motor y el Rack interno donde encajan los componentes electrónicos del cohete.[CEMOS, 2022]

- Subsistema de carga útil. Este subsistema se refiere a la carga que transporta el cohete que no cumple ninguna función en el desempeño del sistema. La carga útil se compone por un dispositivo prototipo CANSAT y peso extra para cumplir el requerimiento de peso de la misión. El CanSat está diseñado para recopilar información sobre variables atmosféricas como presión barométrica, temperatura, niveles de partículas por millones de compuestos orgánicos volátiles, humedad, dióxido de carbono, monóxido de carbono, nitrógeno dióxido de carbono y amoníaco, con el fin de desarrollar perfiles atmosféricos verticales esenciales para el estudio de climatizado. El diseño de CanSat se presenta a continuación[CEMOS, 2022]:



Figura 4: Cansat.

- Subsistema de estación terrena. En este subsistema es donde se mostrará la información en tiempo real de las mediciones ambientales y las variables propias del cohete, efectuadas por el subsistema de la aviónica.[CEMOS, 2022]

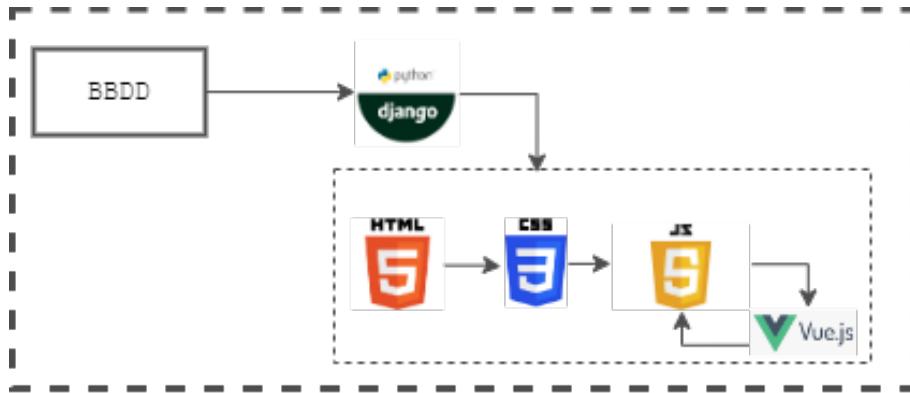


Figura 5: EstaciónTerrena.

Como se puede observar en la FIGURA5, la estación terrena basa su funcionamiento sobre un microcontrolador ESP32, el cual establece comunicación a través de un enlace de radio con el módulo LoRa Ra - 02, y proporciona los datos recibidos al servidor local a través del puerto serial. Finalmente, los datos se mostrarán en tiempo real en el servidor local, el cual será construido con base en frameworks con el lenguaje de programación Python.[CEMOS, 2022]

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 eyección del sistema de recuperación y de la carga útil; Mediante una arquitectura diseñada para resistir a las condiciones del lugar de lanzamiento y requerimientos propios de la misión.

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 detectará 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 del cohete 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 aviónica diseñada e implementada, junto a los demás subsistemas de la misión pertenecientes al grupo de investigación CEMOS y al Semillero de Cohetería UIS Aeroespacial SCUA hacen parte de la misión de lanzamiento del cohete ORION UIS, que representará a Colombia en el evento de cohetería más grande de América Latina LASC 2022 llevado a cabo en Brasil.

3 Marco conceptual

3.1 Aviónica

Aviónica es un término derivado de la combinación de los términos 'aviación' y electrónica, el cual se refiere a cualquier sistema contenido en la aeronave que dependa de dispositivos electrónicos para su funcionamiento. Es necesaria su presencia para llevar a cabo tareas de suma importancia, como incluir giroscopios de estado sólido y acelerómetros para medir el movimiento angular y lineal de la aeronave, incluir sensores de datos aéreos para medir la altura y velocidad, llevar a cabo envío de información usando tecnología de comunicación como radiofrecuencia o wifi y ejecutar accionamientos requeridos durante la misión.[Collinson, 2011]

Los requerimientos esenciales que debe tener el sistema de la aviática en un cohete se definen en tres conceptos[Collinson, 2011]:

1. Recepción de datos: El primer requisito establece que el sistema de aviática 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.

3.2 Protocolos de comunicación serial

Para lograr el funcionamiento esperado en un sistema robusto conformado por subsistemas es necesario el intercambio de información entre ellos. Este intercambio de datos se consigue mediante la conexión de todos los subsistemas a un mismo bus de comunicaciones, comúnmente este bus es una unión física entre módulos empleando cables. Los protocolos de comunicación más usados en microcontroladores son SPI, I2C y UART.[García, 2014]

- Protocolo SPI El bus SPI es un protocolo de comunicaciones empleado principalmente en intercambio de datos en circuitos integrados. Consiste en un bus serie síncrono de 4 hilos, es decir, para sincronizar las transmisiones de información entre dispositivos usa un ciclo de reloj. Este intercambio de datos se realiza mediante

dos líneas, la primera para la transmisión del sistema maestro al esclavo y segunda para la transferencia del esclavo al maestro. Debido a que la transmisión de datos se realiza en serie, en cada ciclo de reloj se envía un solo bit del contenido del mensaje. Para comenzar o terminar una transmisión de datos, el bus incluye una línea de selección de chip que permite identificar con qué dispositivo se desea realizar el intercambio de información.[García, 2014].

- **Protocolo I2C** El protocolo de comunicación I2C es otro estándar de comunicación usado para intercambiar datos entre circuitos integrados. Este protocolo ha ido adaptándose al paso del tiempo, agregando nuevos modos de funcionamiento y mayores tasas de transferencia. Consiste en un bus de datos en serie síncrono que solo usa dos líneas para las transmisiones entre los sistemas maestro y esclavo presentes en la comunicación. La comunicación es half-duplex, es decir, solo se puede enviar o recibir información y el sistema de control permite el acceso al bus de varios dispositivos que usen este protocolo mediante la detección del dispositivo que filtra la línea SDA a nivel bajo. [García, 2014].
- **Protocolo UART** Este estándar realiza solo comunicación en serie asíncrona. Cuenta con dos líneas de datos, una para transmitir y otra para recibir y se utilizan para comunicarse a través del pin digital cero, pin digital uno. Admite la transmisión de información bidireccional y en serie. También puede manejar problemas de administración de sincronización entre ordenadores y dispositivos seriales externos.

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/s² significa que el cohete está en el apogeo. 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: $a_{total} = (ax^2 + ay^2 + az^2)^{1/2}$. Luego, independientemente de la orientación, es posible verificar si el cohete está acelerando, desacelerando o sin peso.
- Detección de apogeo con acelerómetro y barómetro Para ser lo más preciso posible se implementan los dos métodos de detección de apogeo para que funcionen en conjunto. El sistema se puede implementar tal que con la aceleración cercana a 0m/s² ($\pm 0,15\text{m/s}^2$) 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.

3.4 Sistemas de eyección paracaidas y carga útil

La forma como el cohete se recupera es por medio del despliegue de sus paracaídas momentos después que se detecta el apogeo, esto con el fin de estabilizar la estructura durante el descenso y disminuir la velocidad para evitar un fuerte impacto una vez en tierra. El proceso de apertura del sistema fue diseñado por los alumnos del grupo de investigación SCUA-UIS. Consiste en el diseño de una caja de eyección de CO₂, donde

el gas presurizará el espacio entre la boquilla y la placa del sistema de recuperación, los pernos PLA se rompen y la boquilla es expulsada del cuerpo, la placa verde también será expulsada gracias a la unión del cordón, luego se unirá al paracaídas de caída de área de 3 pies que se desplegará en el apogeo.[CEMOS, 2022].



Figura 6: Sistema Eyeccion.

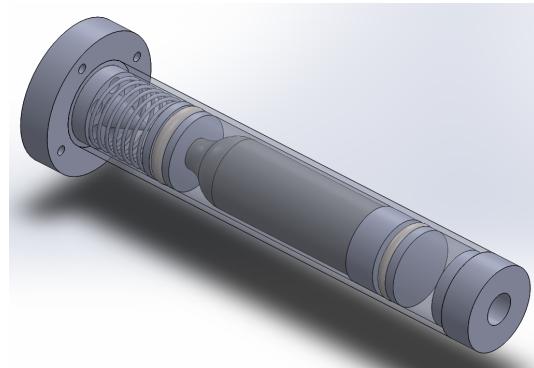


Figura 7: Sistema Eyeccion.

En la figura se muestra el sistema diseñado, la tubería de CO₂ irá unida a 2 pistas de carreras, el primer impulso se dará con una señal que va a disparar un cordón de pólvora que va a mover el sistema, luego una punta va a rasgar la membrana de la tubería, el resorte moverá la tubería hacia atrás y el gas fluirá a través de los agujeros.

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:

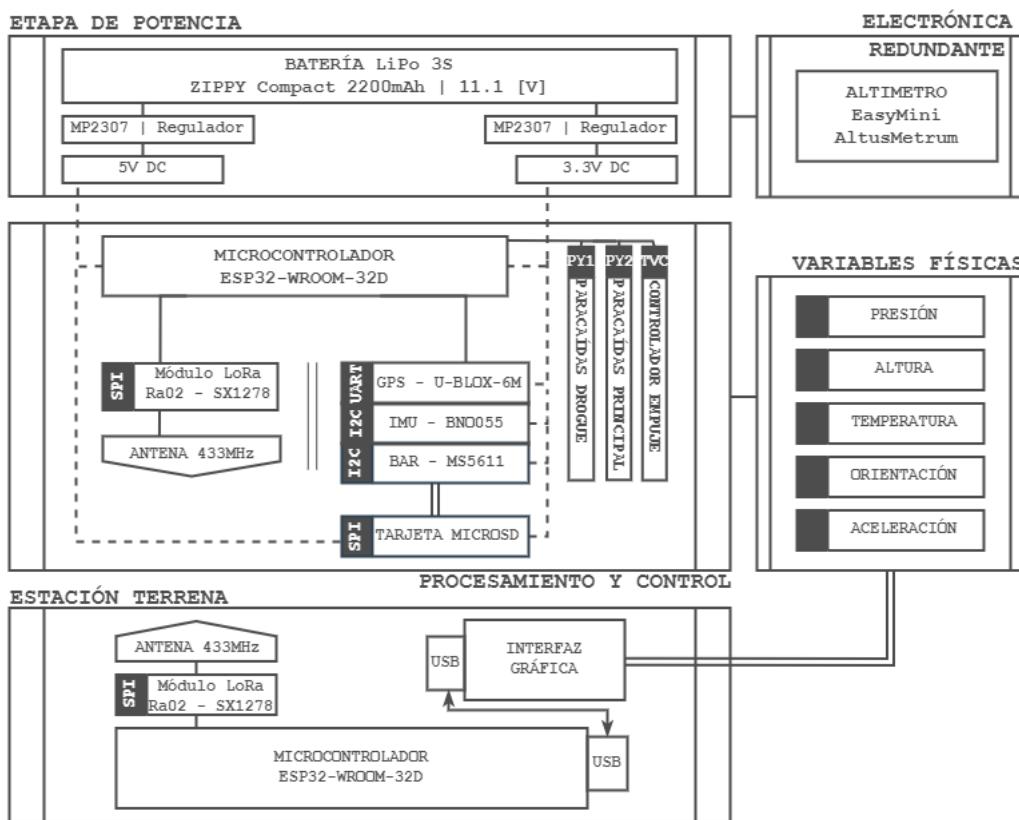
1. Operar a alta frecuencia de muestreo en la toma de datos proveniente de los sensores.
2. Programar algoritmo de código sencillo y robusto que permita una alta velocidad de procesamiento por parte del microcontrolador.
3. Establecer algoritmo confiable para la detección de apogeo.
4. Diseñar radioenlace 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 8.

Figura 8: *Arquitectura general Subsistema Aviónica.*



De la Figura 8 se pueden identificar los subsistemas del subsistema aviónica, adicionalmente, algunas de las etapas que son especificadas a detalle en la Figura 20.

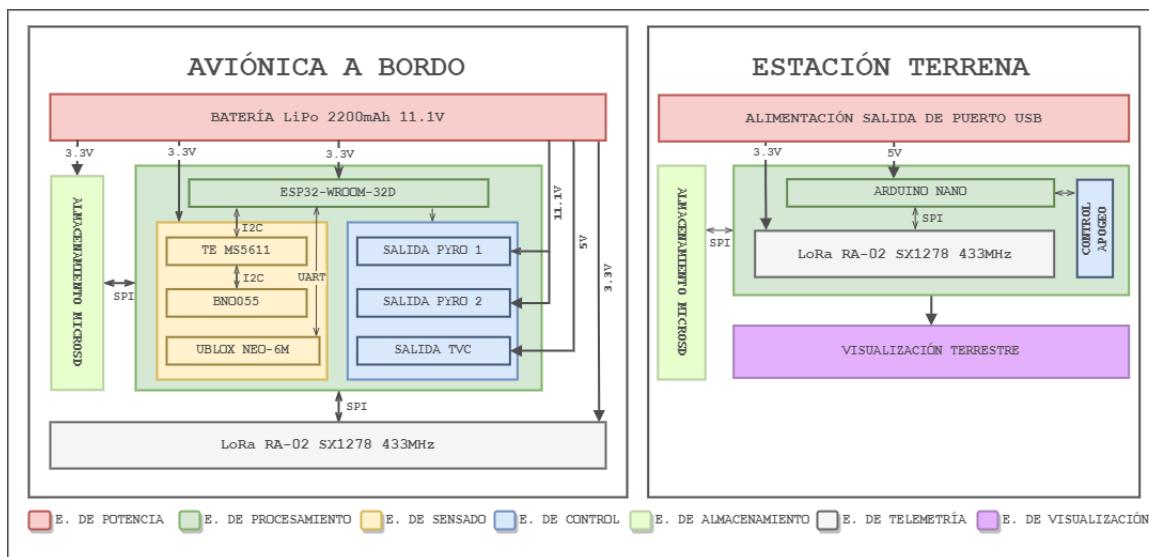
Se parte de las variables físicas identificadas para satisfacer las necesidades de la misión, dentro de ellas se encuentran variables externas y propias del cohete sonda. Posteriormente, a través del subsistema de procesamiento y control, dichas variables físicas son medidas, procesadas y analizadas 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 8 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 20.

Figura 9: *Arquitectura por etapa específica.*



Del diagrama mostrado en la Figura 20 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.

<i>Sección</i>	<i>Ítem</i>	<i>Opciones</i>	<i>Selección</i>
Aviónica	Presión	1. BMP280/390 2. TE MS5611 3. N/A	TE MS5611
	Temperatura	1. BMP280/390 2. TE MS5611 3. N/A	TE MS5611
	Altitud	1. BMP280/390 2. TE MS5611 3. N/A	TE MS5611
	GPS	1. GPS U-Blox 6M 2. GPS U-Blox M8N 2. Family GPS LX	GPS U-Blox 6M
	Antena GPS	1. Antena 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.

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

1. Etapa de Potencia

La etapa de potencia es la encargada de suministrar la energía necesaria para cada dispositivo que compone la aviónica y la estación terrena. Para escoger la mejor opción y la cual se adapte a las necesidades del sistema se debe realizar un análisis de consumo energético 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 10, en las cuales se ilustran las opciones comerciales preseleccionadas. 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 10: *Baterías LiPo y Li-Ion pre-seleccionadas*



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

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
Conector entrada	JST-XH	XT-60	N/A	-
Conector 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 10(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 11. 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: Add caption

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

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.

La estación terrena presenta ventajas significativas en términos de la etapa de po-

Figura 11: *Regulador convertidor reductor.*



tencia, 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 12 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 12: *Microcontroladores pre-seleccionados*



(a) ESP32-WROOM-32D



(b) STM32F401



(c) Atmega328P-AU

Dentro de los requerimientos expuestos en la sección 4.1 y entorno a la selección

Tabla 5: Add caption

<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

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 8 y 20, 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 13 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 13: *IMU's pre-seleccionadas*



(a) BNO055

(b) STM32F401

(c) MPU6050

Tabla 6: Add caption

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

Teniendo en cuenta las especificaciones de la Tabla 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 $\pm 16[g]$ y magnetómetro $\pm 2500[\mu T]$ 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 14 incluyen los sensores de presión barométrica útiles para la medición de las variables de temperatura, presión y altura, presentadas en la Figura 8. 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.

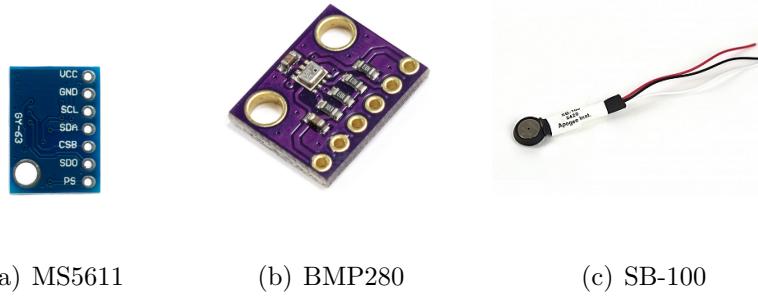
Figura 14: *Barométricos pre-seleccionados*

Tabla 7: Add caption

Característica	MS5611		BMP280		SB-100	
Característica de cada sensor	Presion	Temperatura	Presión	Temperatura	Presion	Temperatura
ADC	24 bits	I2C	20 bits	I2C	12 bits	I2C
Protocolo de comunicación						
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.

$$P = Pb \left[\frac{T_b + (h - h_b)L_b}{T_b} \right]^{-\frac{g_0 * M}{R * L_b}} \quad (1)$$

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/s².
- M : molar mass of Earth's air: 0.0289644 kg/mol.

Despejando $P_b = P_0$, $T_b = 273.15 + T$, $T = 15$, $h_b = 0$, $L_b = -0.0065$ y $g_0 * M / R * L_b = -5.25579$. Se tiene:

$$\text{Altura}[cm] = 44330.0 * \left(1 - \frac{\text{presion0}}{\text{presionActual}}\right)^{0.1903} \quad (2)$$

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 15 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.

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 las coordenadas exactas para recuperar la estructura donde se contiene el registro de datos y la electrónica en general. Se evidencia que los módulos

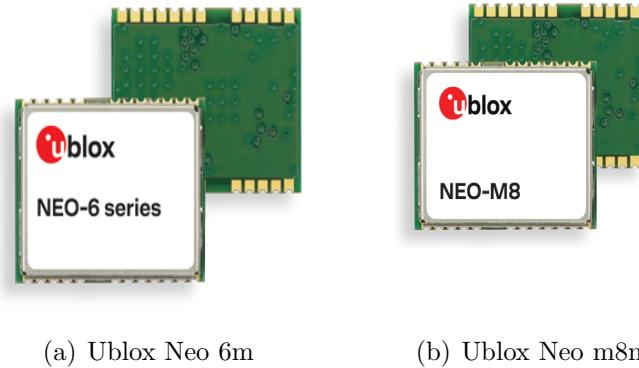
Figura 15: *GPS's pre-seleccionados*

Tabla 8: Add caption

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

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 la salidas de ignición. Con tal objetivo, en la Figura 16 y la Tabla 9 se puede observar y analizar las características principales de los transistores tipo MOSFET pre-seleccionados.

Figura 16: *Transistores pre-seleccionados*



Tabla 9: Add caption

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

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

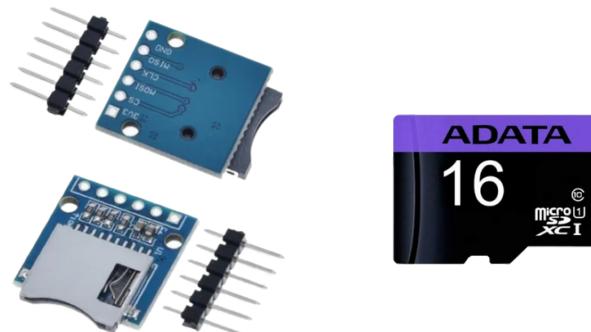
La detección de apogeo se lleva a cabo en conjunto con los módulos BNO055 y MS5611, usando las variables de altura y aceleración. Para la detección de apogeo por medio de la altura se codifica la lógica de programación para detectar el apogeo del cohete guardando registros de altura cada periodo de tiempo 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 la aceleraciones y el principio fisico del tiro parabolico, en el cual la suma de aceleraciones de un cuerpo en su altura maxima 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 17 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 17: *Dispositivos de almacenamiento seleccionados*



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

Tabla 10: Add caption

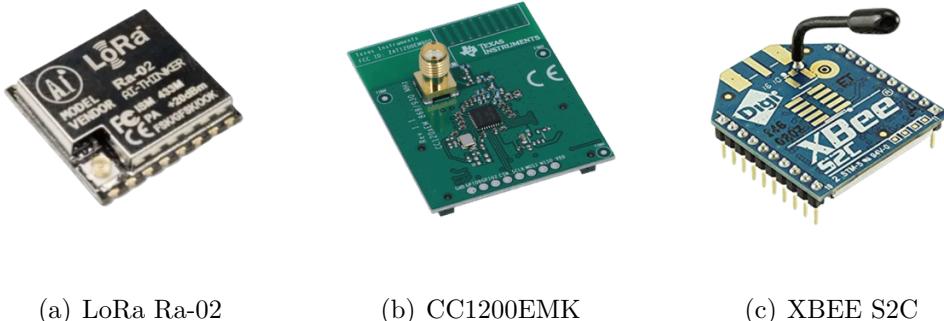
Parámetro	MicroSD UHS-I	Unidades
Capacidad	16	GB
Clase velocidad	10	-
Voltaje de alimentación	2.7 - 3.6	V
Velocidad de lectura	50	MB/s
Velocidad de escritura	10	MB/s
Peso	0.25	gr

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 18 ilustra los módulos en cuestión, mientras que la Tabla 11 muestra las especificaciones técnicas principales que permitan la selección del dispositivo.

Figura 18: *Modulos transceptores pre-seleccionados*



(a) LoRa Ra-02

(b) CC1200EMK

(c) XBEE S2C

Tabla 11: Add caption

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 cues-

tiones 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.

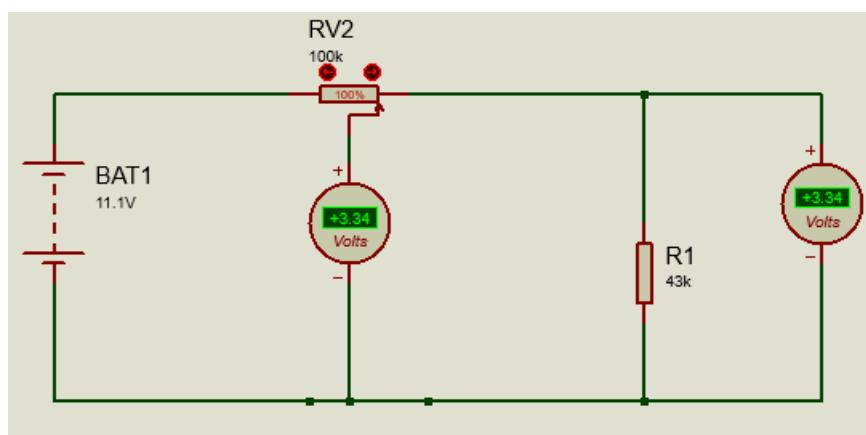
5.1 Reguladores de tensión

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.[Safari, 2012]

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 19 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.[Safari, 2012]

Figura 19: *Regulador lineal*.



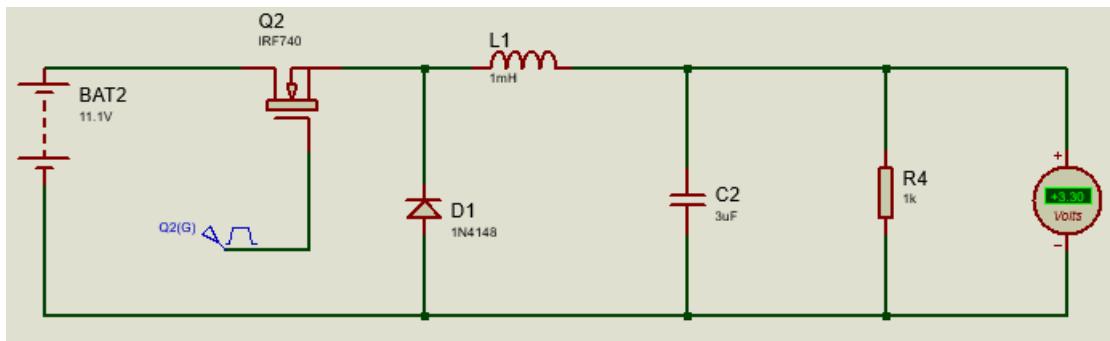
A diferencia del regulador de tensión comutada, el regulador lineal funciona continuamente, por lo que su eficiencia es menor y da como resultado que el exceso de potencia se disipa en forma de calor. Por ejemplo, supongamos que el voltaje y la corriente de

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 dissipador 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 dissipadores de calor voluminosos y costosos.[Safari, 2012]

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.[Safari, 2012]

Figura 20: *Buck converter*.



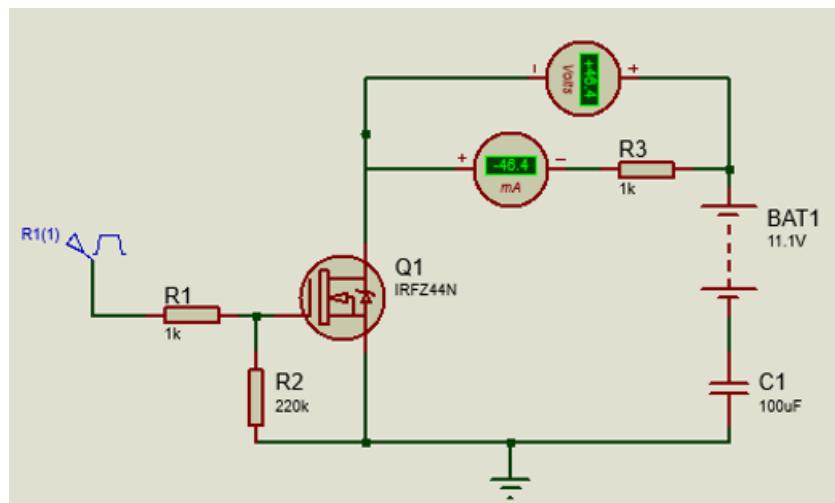
Este tipo de conversor utiliza la técnica de conmutación para suprimir la potencia adicional. Dado que los interruptores no se realizan continuamente (depende del ciclo de trabajo de conmutación), pierde mucha menos potencia en comparación con el regulador lineal. Lo que resulta en mayor eficiencia a la hora de regular tensión, mayor protección dada la menor generación de calor y menor costo al no tener que acoplar dissipadores de calor o cualquier otro elemento electrónico para mejorar el funcionamiento del conversor.[Safari, 2012]

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 21: *Canales pirotecnicos*



El funcionamiento del circuito presentado en la figura 21, 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 GUÍA

Importante mencionar que se desarrollo el proyecto mediante tecnología modular y no superficial, por cuestiones de costo y tiempos de envío, etc...

6.1 Implementación específica por etapa

6.1.1 Implementación de la etapa de potencia

A través de imágenes, un pequeño diagrama y texto ilustrar y demostrar que los módulos y la batería funcionaron correctamente. Se necesita: - Fotografía en protoboard de los 2 reguladores con la tensión de 5V y 3.3V. - Diagrama sencillo para poner al lado de la fotografía anterior. - Texto, parla...

Falta: fotografía demostrando la salida de los reguladores Diagrama sencillo (no indispensable)

6.1.2 Implementación de la etapa de procesamiento

Importante mencionar (corroborando lo de Implementación específica por etapa 6.1) que el microcontrolador SMD lo utilizamos en la tarjeta de desarrollo NODEMCU...

Se necesita: - Imagen de la tarjeta de desarrollo, bien sea funcionando o alguna que tengamos donde se demuestre el funcionamiento o uso... - Texto: decir que mediante la implementación de sensado se corrobora el funcionamiento de la etapa de procesamiento. - Refuerzo: imagen utilizando los 2 núcleos, puerto serial...

- Poner diagrama y explicación del algoritmo general utilizado. Asociar a videos que tengamos.

6.1.3 Implementación de la etapa de sensado

Importante mencionar que validando esta etapa se valida la etapa de procesamiento.

Se necesita: - Gráficas de funcionamiento del sensor barométrico, tanto presión como altura y temperatura. - Martin: Toma de datos ordenados(sábado) - Santiago: Gráficas de los datos (salen 4, una de presión, una de altura, una temperatura y una entre presión y altura para comprobar que cuando una aumenta la otra disminuye).

- Para la IMU: Gráficas de las 3 variables, orientación, giroscopio y magnetómetro. - Martin: Toma de datos ordenados(sabado o domingo) - Santiago: Gráficas de los datos(sale 1 por cada variable = 3). *- Provisional: Intentar sacar la imagen del conejo.

- Para GPS: Buscar los pantallazos del GPS funcionando o fotos que demuestren que estaba funcionando y extraer las coordenadas que aparecían para tomar un pantallazo de las mismas en maps.

Asociar a videos que tengamos.

6.1.4 Implementación de la etapa de control

Mostrar el esquemático del circuito en una figura junto con una foto del circuito montado en protoboard.

Mostrar cómo a través del diagrama y algoritmo de la etapa de procesamiento funcionó la detección de apogeo (en la trama final de datos de brasil está). Y también mostrar el video de la activación de la mecha.

Electrónica redundante

Mirar como asociarlo a un anexo (video)

6.1.5 Implementación de la etapa de almacenamiento

Contar la experiencia con el módulo adaptador del inicio y el problema utilizando el protocolo SPI. Mostrar la solución (adquisición del otro módulo) y buscar una razón de por qué con ese si funcionó (buffer).

Mostrar un pantallazo de datos almacenados o de la SD funcionando de alguna manera.

6.1.6 Implementación de la etapa de telemetría

Mostrar un diagrama sencillo de transmisión y recepción de la prueba que se hizo y explicar...

Se necesita: - diagrama sencillo y diagrama de la distancia alcanzada (6.7Km) en el documento reporte del lsc hay una, mejorarla. - Fotos de la estación terrena y del transmisor. - Fotos de la prueba realizada UIS - Aeropuerto.

6.1.7 Implementación de la etapa de visualización

Mostrar el programa python con las gráficas de las variables o alguna manera de ver las gráficas en tiempo real... Incluir algo del proyecto de estas vagas...

6.2 Integración general del sistema

Mostrar las 3 etapas de proceso que se tuvieron, los errores, los fallos, el aprendizaje, etc... Finalmente mostrar la pcb final y de ahí extraer con recuadros las diferentes etapas...

7 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.

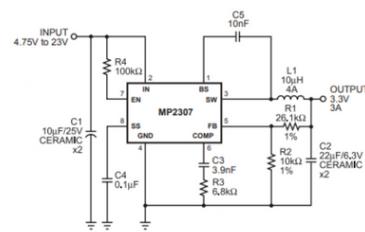
Es importante resaltar que la implementación se llevó a cabo bajo la tecnología modular de los componentes seleccionados, es decir, que la gran mayoría de componentes electrónicos seleccionados y descritos a detalle en la sección 4, fueron adquiridos e implementados en su versión de módulo. Las razones 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.

7.1 Implementación específica por etapa

7.1.1 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 22(a), incorpore el circuito propuesto por el fabricante (Figura 22(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 23. 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 24.



(a) Módulo MP2307

(b) Circuito implementado

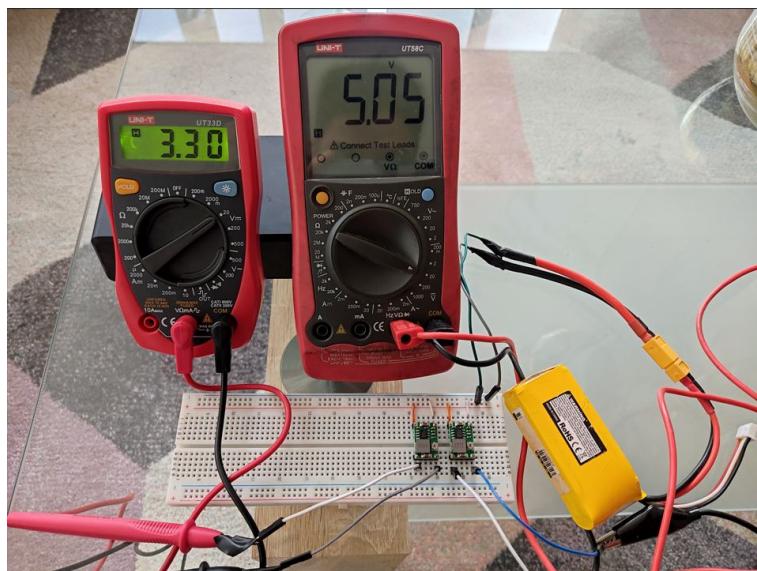
Figura 22: *Módulo regulador MP2307*

Figura 23: Ajuste y validación de módulos reguladores.



(a) Celda 1.

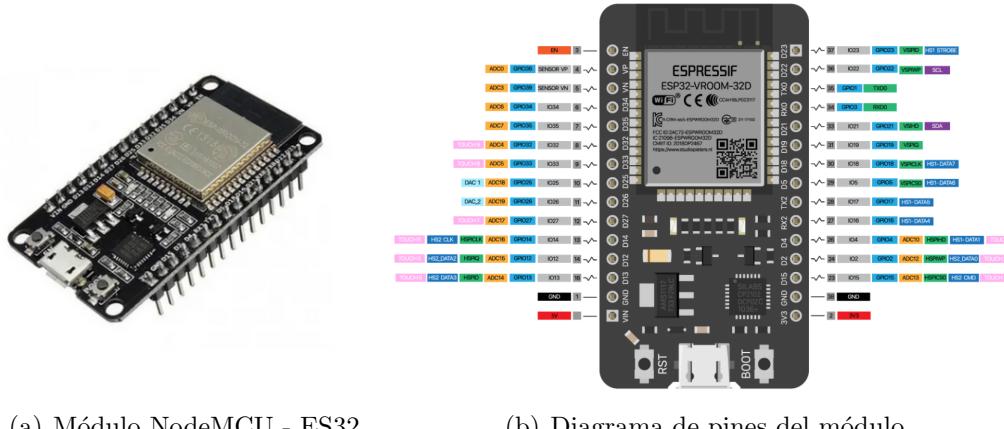
(b) Celda 2.

(c) Celda 3.

Figura 24: *Validación de la tensión de carga en las celdas.*

7.1.2 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 25(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 25(b), se especifican a detalle la salida de pines con sus respectivas funcionalidades.



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.

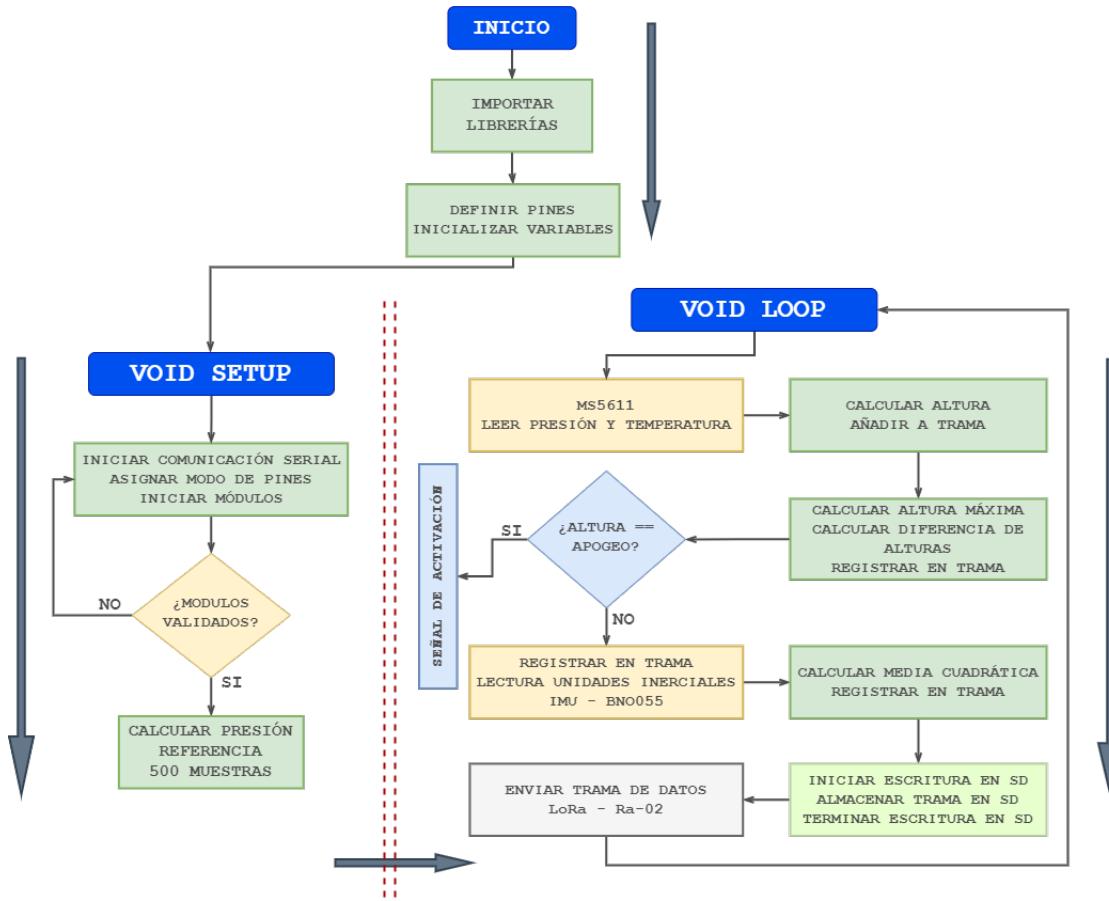


Figura 27: Algoritmo general implementado.

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 exitosamente.

7.1.3 Implementación de la etapa de sensado

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

implementación realizada en la etapa de procesamiento.

- **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 28.

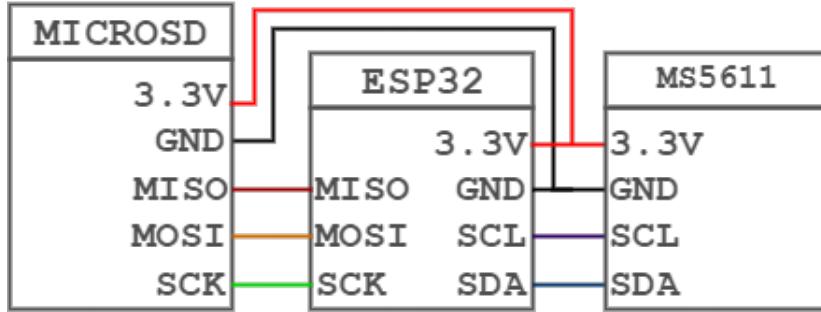


Figura 28: Diagrama de conexiones sensor barométrico.

En la Figura 30(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 **ecuacion barometrica**:

$$\text{Altura}[cm] = 44330.0 * \left(1 - \frac{\text{presion}0}{\text{presion}Actual}\right)^{0.1903} \quad (3)$$

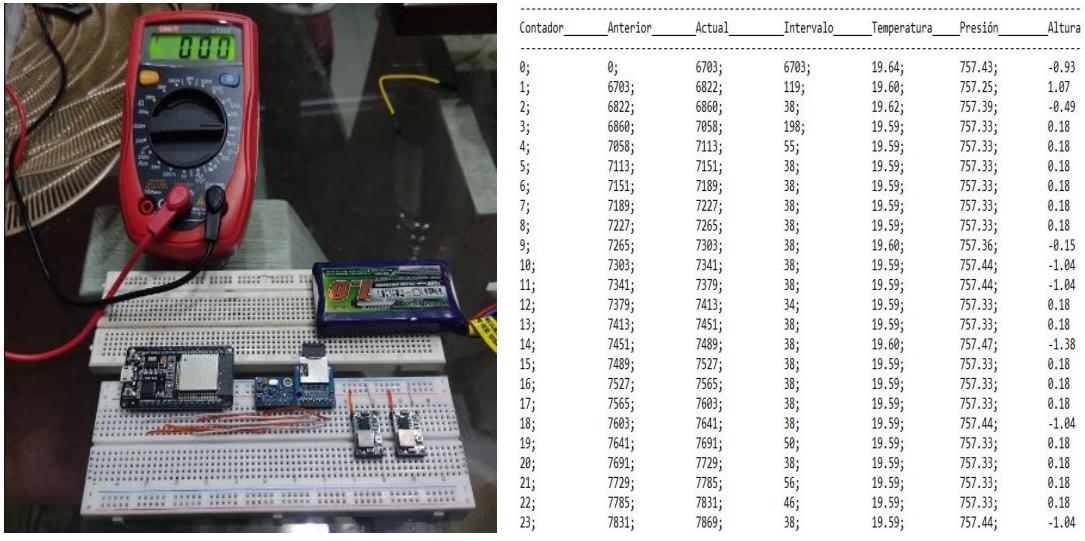
Esta fórmula funciona a una altitud de aproximadamente 9k donde el cambio de presión con la altitud se vuelve menos lineal y permite una resolucion de 15cm.

A través del proceso de validación mencionado previamente y como resultado del mismo se observa la Figura 30(b) en donde se puede visualizar parte de los datos obtenidos, a través de los cuales se realizan las gráficas de las Figura 30.

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.

- **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

Figura 29: *Implementación sensor barométrico MS5611*

(a) Montaje realizado

(b) Datos obtenidos

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 31, 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 33(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 33, 34 y ?? a través de las cuales se valida el correcto funcionamiento del sensor de unidades iniciales dando vía libre a la integración del mismo en el sistema.

Tal como se observa en la figura 33, a diferencia de la componente z que lee la aceleración de la gravedad, aproximadamente 9.8m/s^2 , las componentes x y y leen aproximadamente 0m/s^2 , 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 34, donde se toma la lectura de datos en movimiento, se nota el cambio brusco que 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

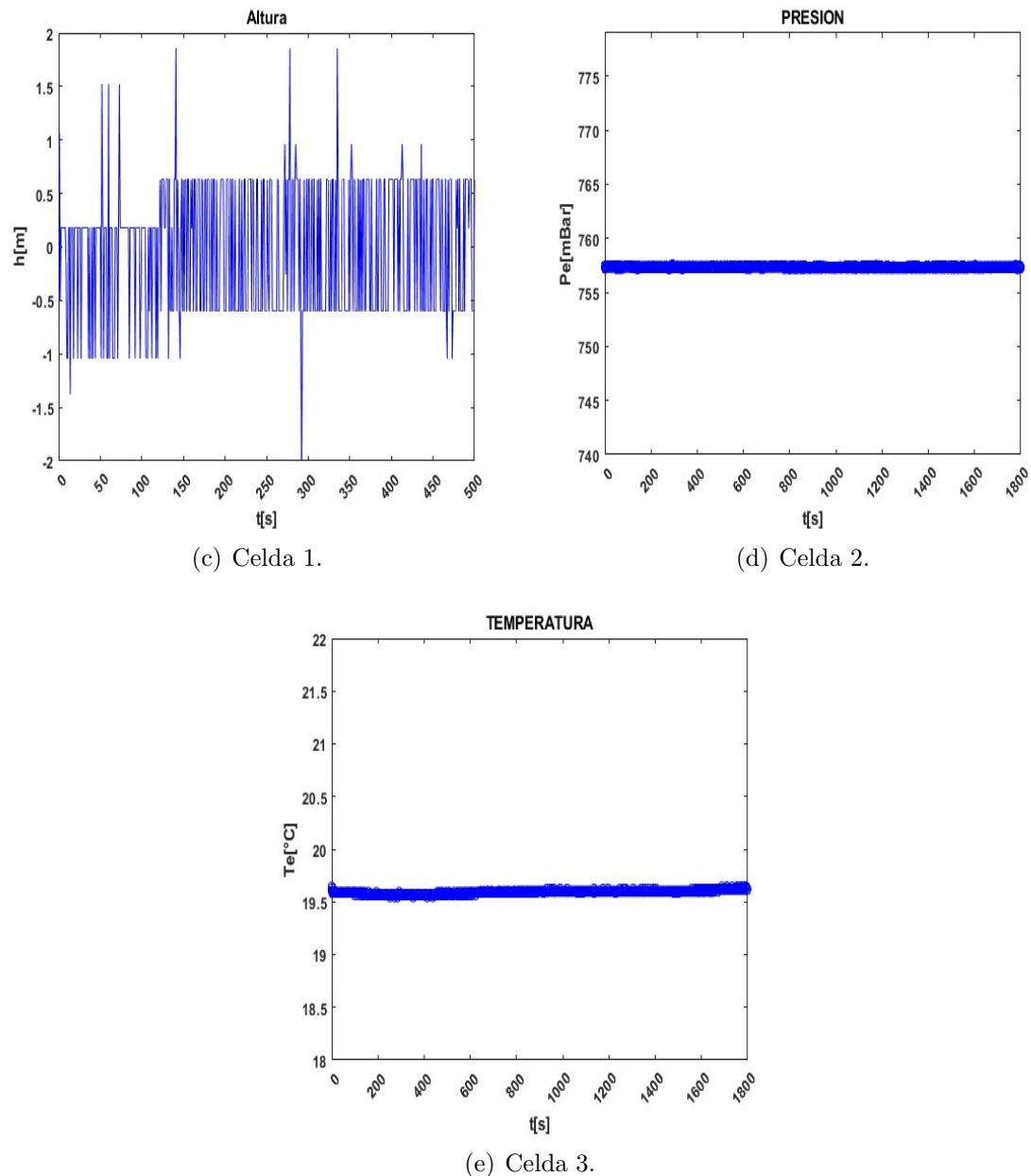


Figura 30: Validación de la tensión de carga en las celdas.

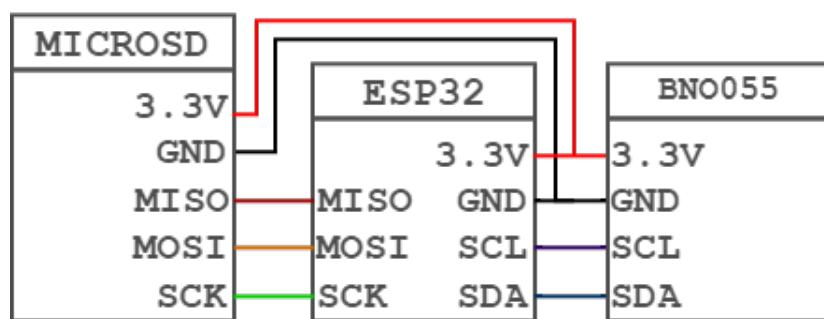
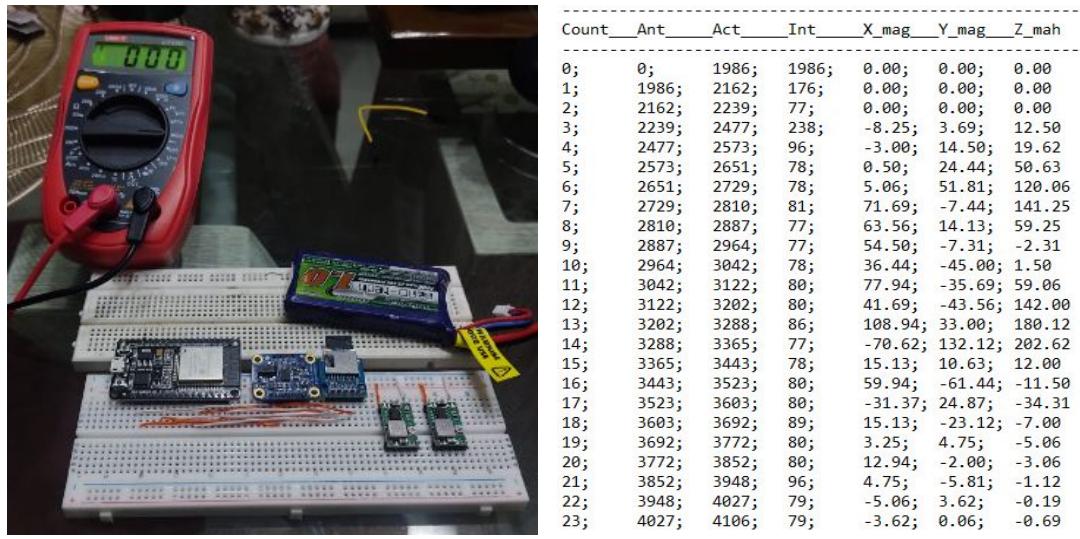


Figura 31: Diagrama de conexiones sensor de unidades iniciales.

Figura 32: *Implementación sensor de unidades inerciales BNO055*

(a) Montaje realizado

(b) Datos obtenidos

tiene trabajando en referencias parecidas. 34

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

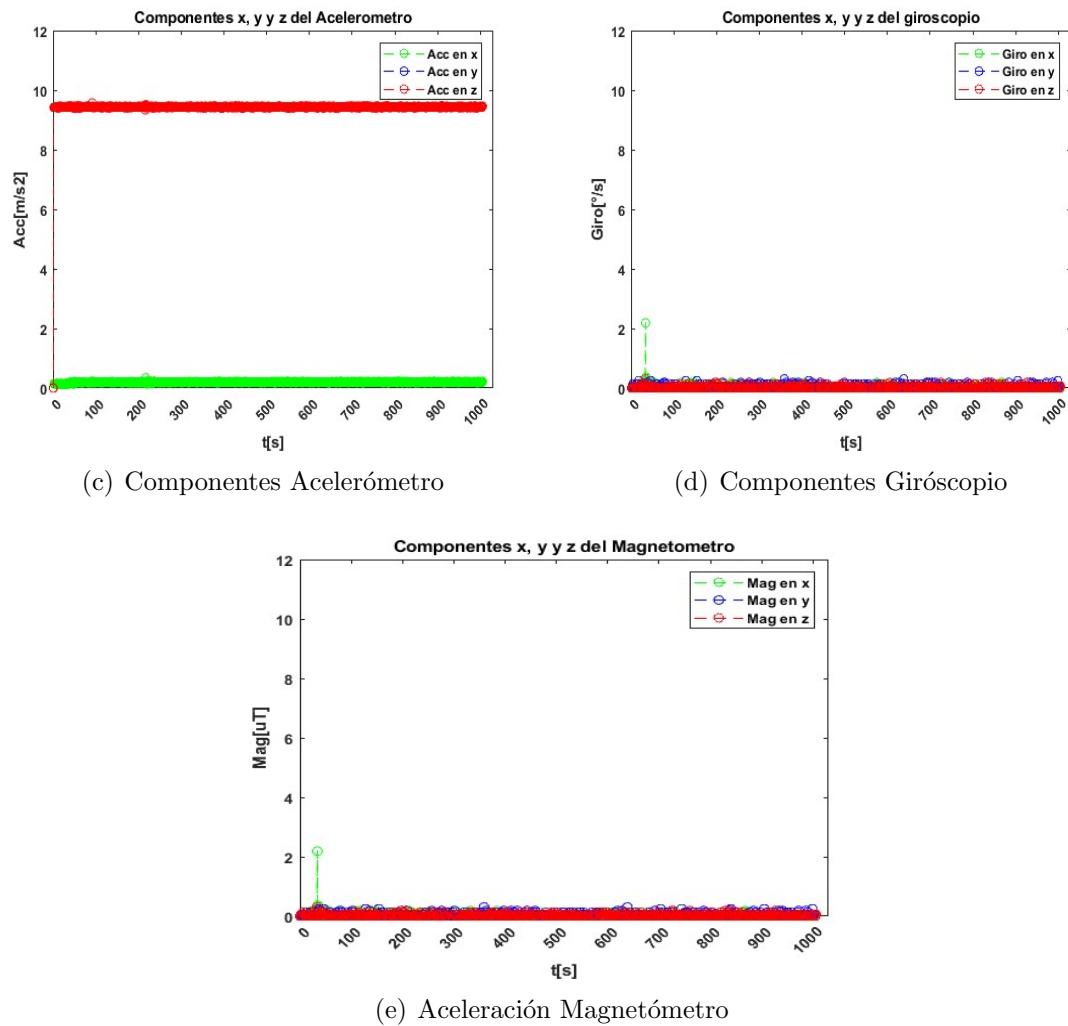
A diferencia de los dos sensores previamente presentados, el localizador geográfico GPS se comunica con el microcontrolador a través del protocolo serial UART, tal como se ilustra en el diagrama de conexión de la Figura 35.

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 36(b), luego de haber realizado el respectivo montaje en el tablero de pruebas electrónico (protoboard) de la Figura 36(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 36(b), se puede visualizar en la Figura 37 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.

7.1.4 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

Figura 33: *Variables leidas BNO055.*

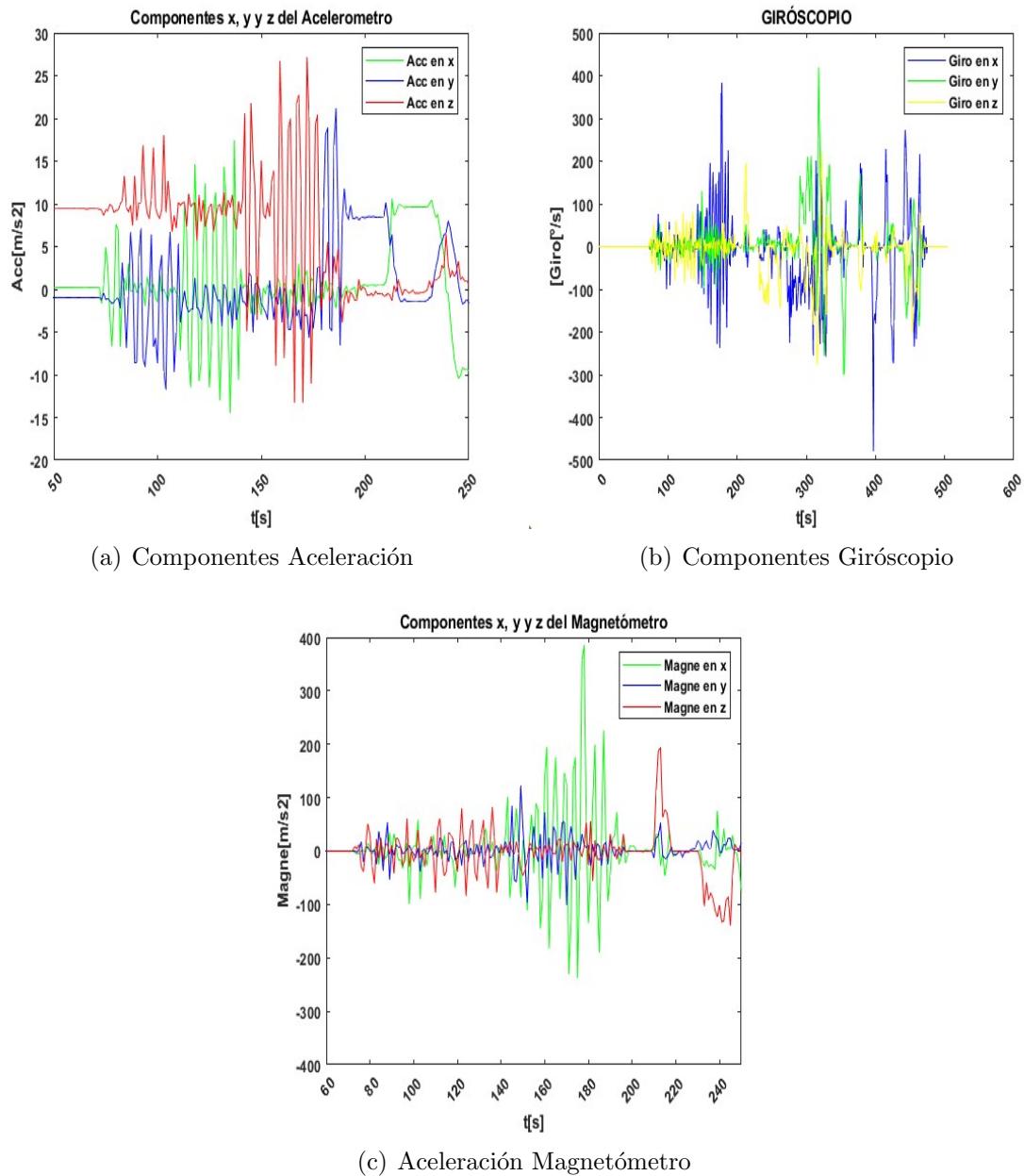


Figura 34: *Variables leidas BNO055.*

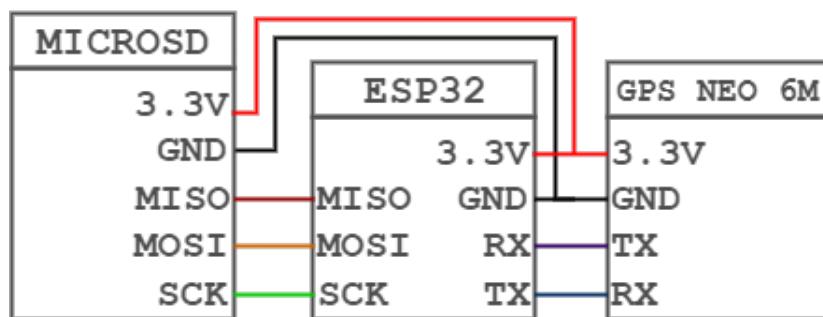
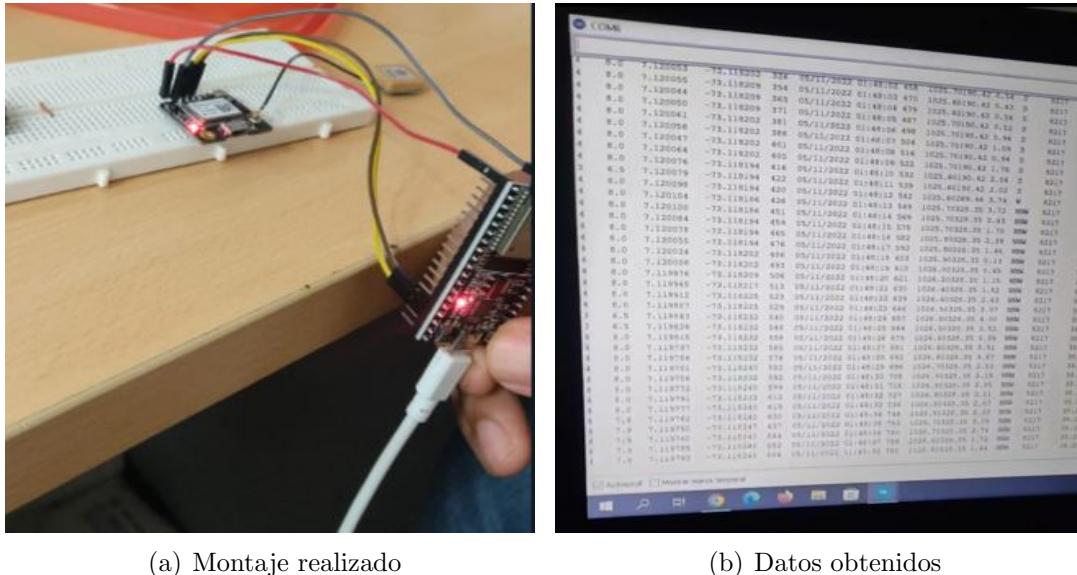


Figura 35: Diagrama de conexiones localizador geográfico GPS NEO 6M.



(a) Montaje realizado

(b) Datos obtenidos

Figura 36: Implementación localizador geográfico GPS NEO 6M

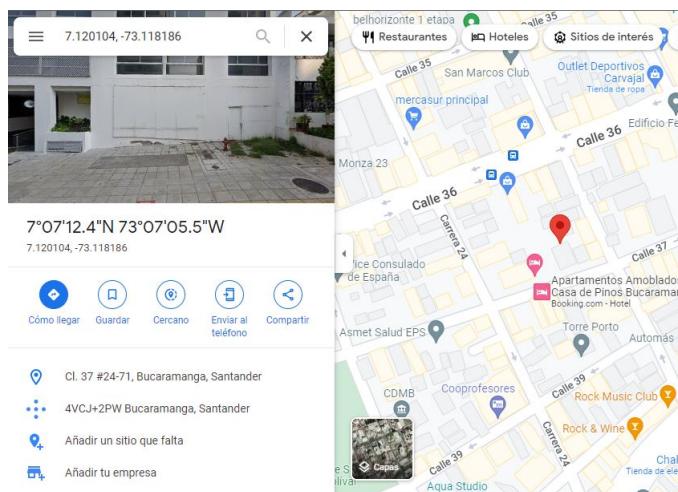


Figura 37: Resultados de búsqueda a través de coordenadas arrojadas por GPS.

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 38. 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 38) 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 27, en el código descrito en el Anexo ??, en la simulación respectiva realizada e ilustrada en la Figura 21y en las evidencias gráficas de la Figura 42.

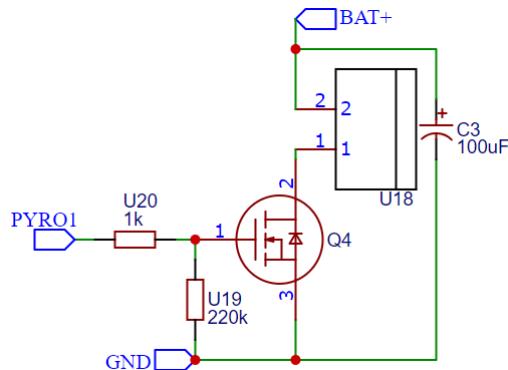


Figura 38: Diagrama para circuito de ignición.



(a) Montaje realizado - transmisor 2. (b) Evidencia de ignición. (c) Montaje realizado - receptor.

Figura 39: *Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición.*

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.

7.1.5 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 17 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 40, se puede observar la forma en la que se almacenan los datos en archivos de formato .txt.

AVIÓNICA COHETE SONDA ORIÓN UIS - Almacenamiento							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													
<hr/>																				
Contador -> Contador identificador.																				
Anterior -> Tiempo de muestra anterior.																				
Actual -> Tiempo de muestra actual.																				
Intervalo -> Intervalo - diferencia entre muestras.																				
Temperatura -> Lectura de Temperatura.																				
Presión -> Lectura de Presión.																				
Altura -> Lectura de Altura.																				
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;	19.68;	757.25;	1.07	1;]	1986;	2162;	176;	0.00;	0.00;	0.00							
2;	6822;	6860;	38;	19.62;	757.39;	-0.49	2;]	2162;	2239;	77;	0.00;	0.00;	0.00							
3;	6860;	7058;	198;	19.59;	757.33;	0.18	3;]	2239;	2477;	238;	-8.25;	3.69;	12.50							
4;	7058;	7113;	55;	19.59;	757.33;	0.18	4;]	2477;	2573;	96;	-3.00;	14.50;	19.62							
5;	7113;	7151;	38;	19.59;	757.33;	0.18	5;]	2573;	2651;	78;	0.50;	24.44;	50.63							
6;	7151;	7189;	38;	19.59;	757.33;	0.18	6;]	2651;	2729;	78;	5.06;	51.81;	120.06							
7;	7189;	7227;	38;	19.59;	757.33;	0.18	7;]	2729;	2810;	81;	71.69;	-7.44;	141.25							
8;	7227;	7265;	38;	19.59;	757.33;	0.18	8;]	2810;	2887;	77;	63.56;	14.13;	59.25							
9;	7265;	7303;	38;	19.60;	757.36;	-0.15	9;]	2887;	2964;	77;	54.50;	-7.31;	-2.31							
10;	7303;	7341;	38;	19.59;	757.44;	-1.04	10;]	2964;	3042;	78;	36.44;	-45.00;	1.50							
11;	7341;	7379;	38;	19.59;	757.44;	-1.04	11;]	3042;	3122;	80;	77.94;	-35.69;	59.06							
12;	7379;	7413;	34;	19.59;	757.33;	0.18	12;]	3122;	3202;	80;	41.69;	-43.56;	142.00							
13;	7413;	7451;	38;	19.59;	757.33;	0.18	13;]	3202;	3288;	86;	108.94;	33.00;	180.12							
14;	7451;	7489;	38;	19.60;	757.47;	-1.38	14;]	3288;	3365;	77;	-70.62;	132.12;	202.62							
15;	7489;	7527;	38;	19.59;	757.33;	0.18	15;]	3365;	3443;	78;	15.13;	10.63;	12.00							
16;	7527;	7565;	38;	19.59;	757.33;	0.18	16;]	3443;	3523;	80;	59.94;	-61.44;	-11.50							
17;	7565;	7603;	38;	19.59;	757.33;	0.18	17;]	3523;	3603;	80;	-31.37;	24.87;	-34.31							
18;	7603;	7641;	38;	19.59;	757.44;	-1.04	18;]	3603;	3692;	89;	15.13;	-23.12;	-7.00							
19;	7641;	7691;	50;	19.59;	757.33;	0.18	19;]	3692;	3772;	80;	3.25;	4.75;	-5.06							
20;	7691;	7729;	38;	19.59;	757.33;	0.18	20;]	3772;	3852;	80;	12.94;	-2.00;	-3.06							
21;	7729;	7785;	56;	19.59;	757.33;	0.18	21;]	3852;	3948;	96;	4.75;	-5.81;	-1.12							
22;	7785;	7831;	46;	19.59;	757.33;	0.18	22;]	3948;	4027;	79;	-5.06;	3.62;	-0.19							

(a) Datos almacenados MS5611.

(b) Datos almacenados BNO055.

Figura 40: *Datos almacenados por parte de los sensores.*

7.1.6 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 41.

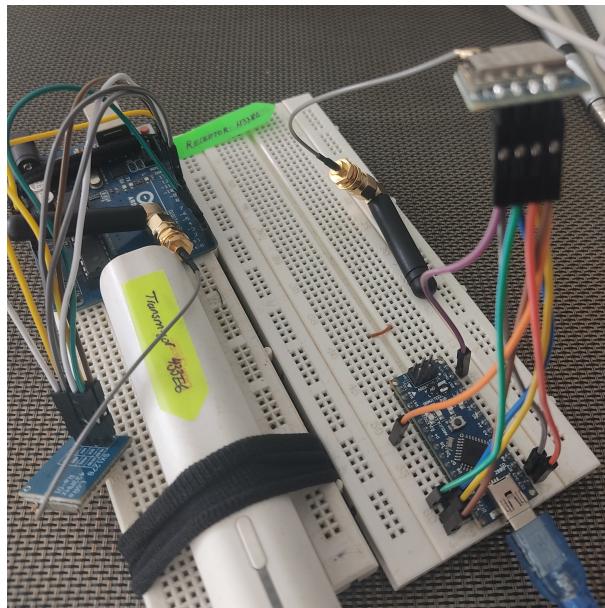


Figura 41: Módulos transmisor y receptor para pruebas de telemetría.

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 12: Dispositivos utilizados - 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

Tabla 13: Pruebas realizadas etapa de telemetría.

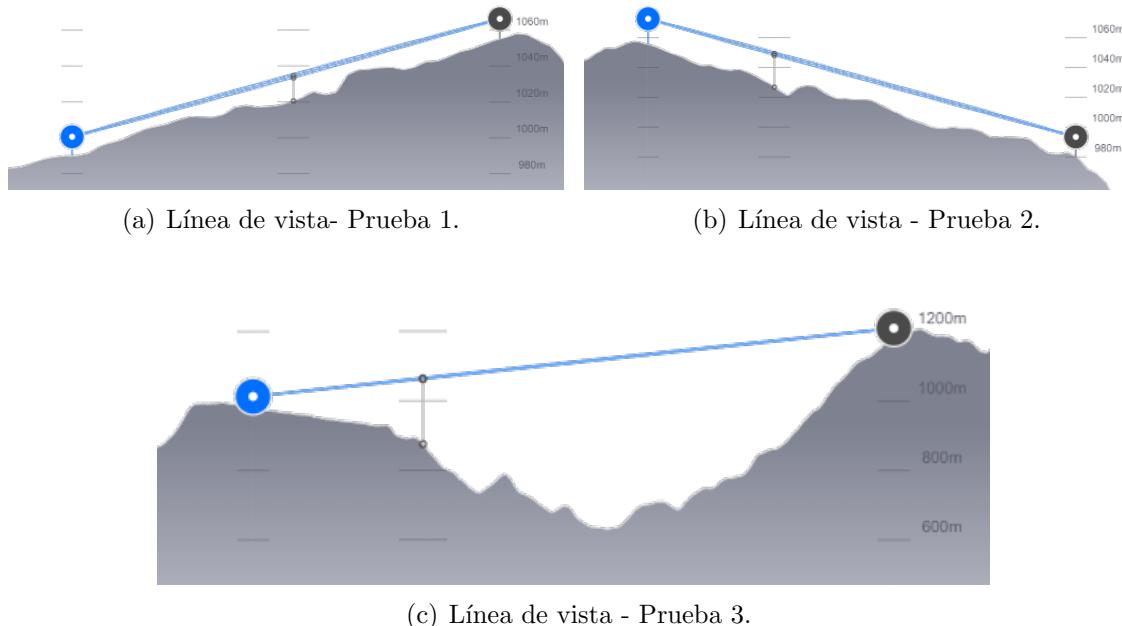
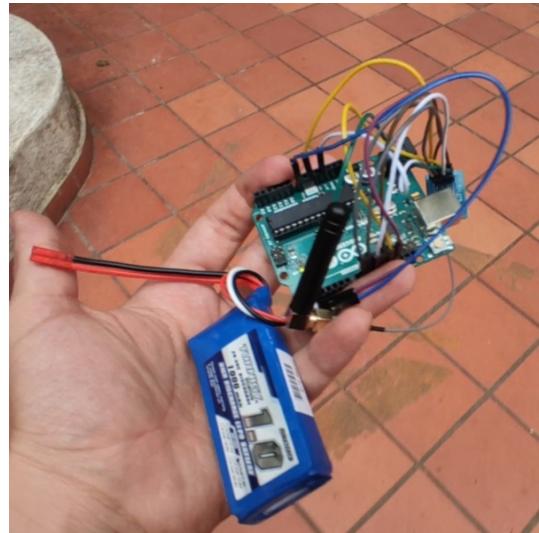


Figura 42: *Validación de funcionamiento de los circuitos de ignición.*

- **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 42(a) que la línea de vista es clara, sin embargo, en la Figura 43(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 43(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 42(b). Con la Figura 44(a) se valida una línea de vista clara, donde, a través del circuito de la Figura 44(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.

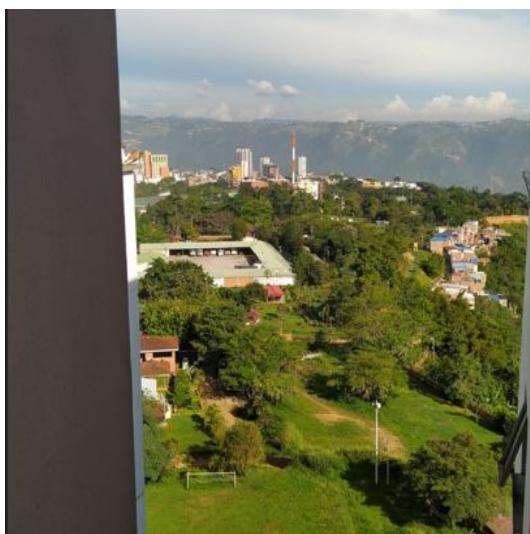


(a) Línea de vista real - prueba 1.

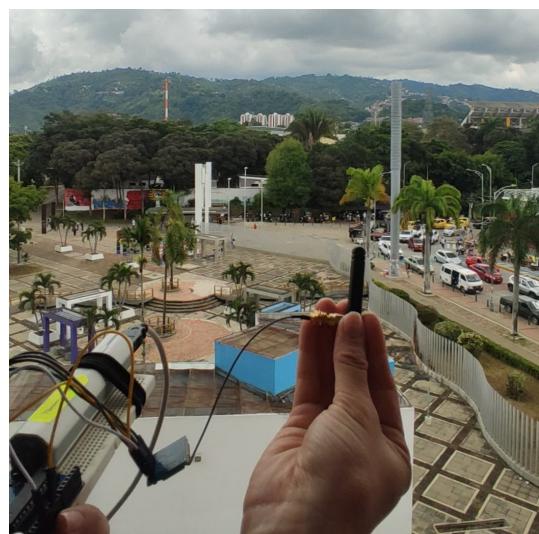


(b) Módulo transmisor prueba 1.

Figura 43: Prueba de telemetría 1.



(a) Línea de vista real - prueba 2.



(b) Módulo transmisor prueba 2.

Figura 44: 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 45(b)) y el receptor en el edificio de Laboratorios Pesados de la Universidad Industrial de Santander (ver Figura 45(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 42(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 46), validando de tal manera que los módulos de la Tabla 12 son los indicados para la misión.



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

Figura 45: *Prueba de telemetría 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.

7.1.7 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

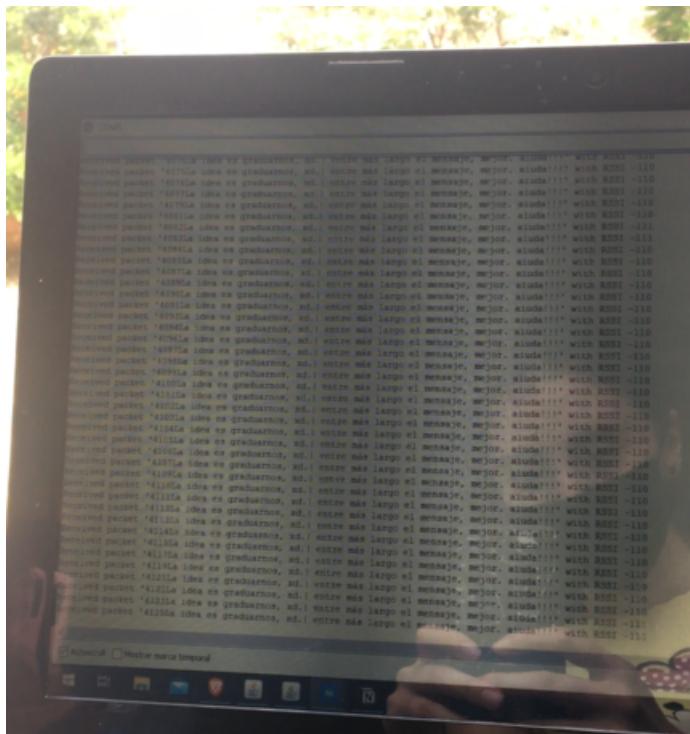


Figura 46: Validación de la información recibida - prueba 3.

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

Para enlazar el microcontrolador ESP32 con java, se debe usar la librería RXTX, esta librería 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 leídos por la sensorica del sistema, al mismo tiempo que posee indicativos para las señales de control que se deben activar en las diferentes etapas de vuelo.

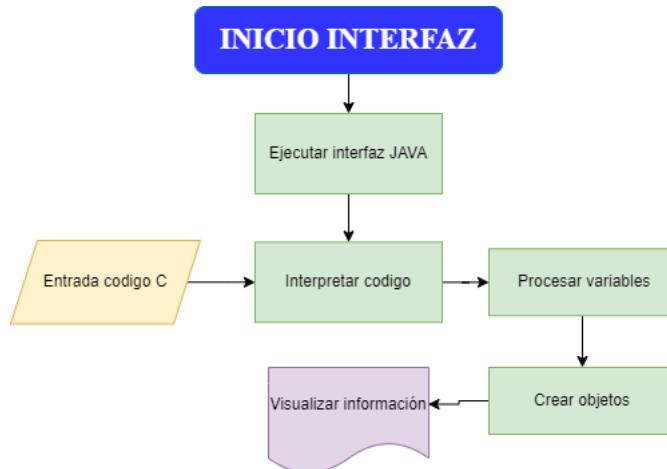


Figura 47: Algoritmo general implementado.

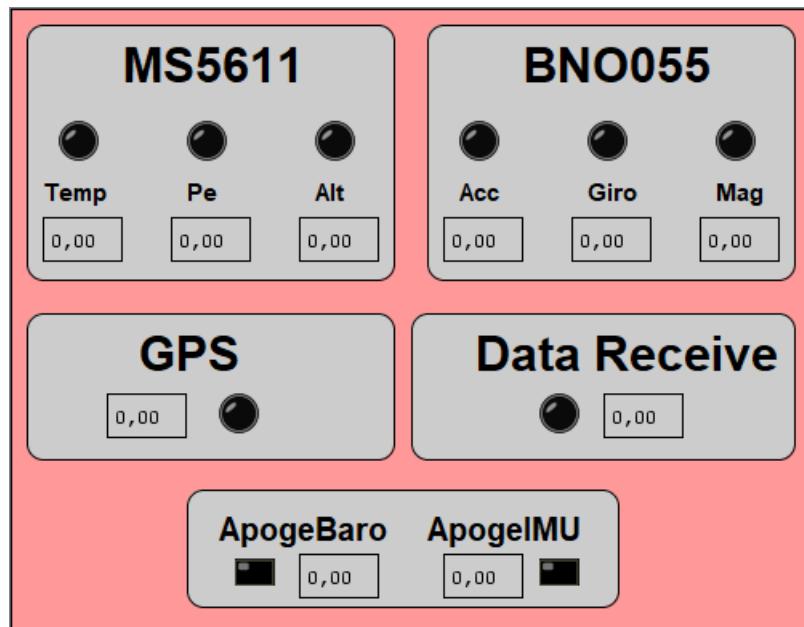


Figura 48: Interfaz en Java.

7.2 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 49.

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,

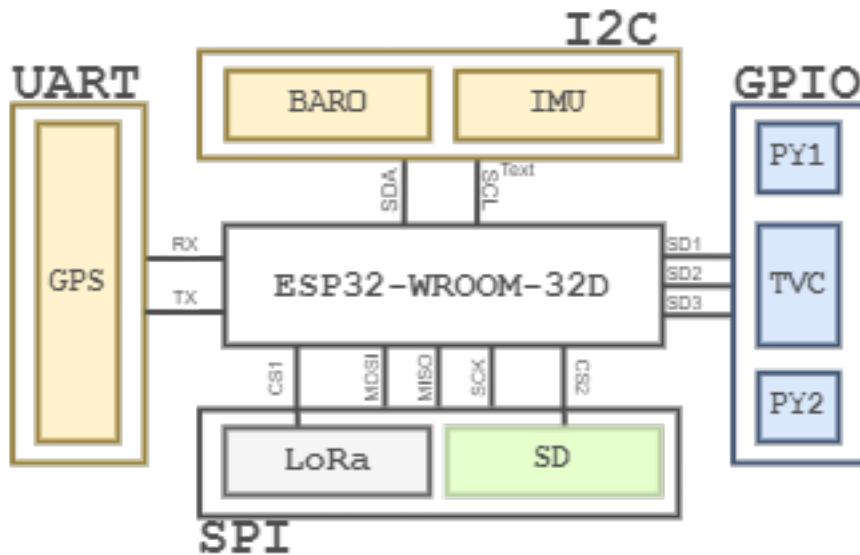


Figura 49: Diagrama ilustrativo de integración final.

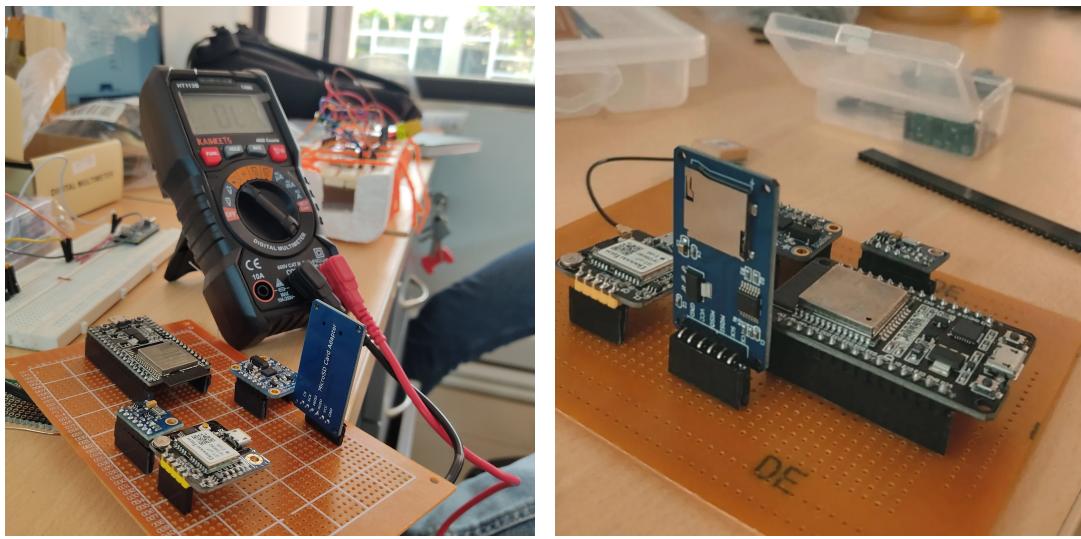
se procede a desarrollar una placa de circuito impreso (PCB) que integre los parámetros previamente mencionados.

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.

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

Tabla 14: Proceso de desarrollo de placas aviónica.

- **Desarrollo placa 1:** El primer diseño e implementación desarrollado se puede visualizar en las imágenes de la Figura 50, 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.



(a) Placa de pruebas 1 - Validación.

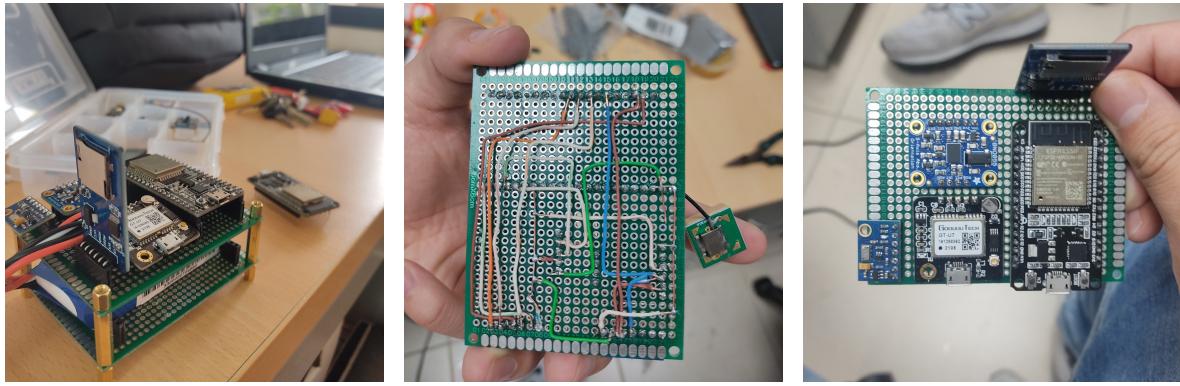
(b) Placa de pruebas 1 - Integración.

Figura 50: *Evidencias placa desarrollada 1.*

De las evidencias mostradas en la Figura 50, 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 51.

Tal como se puede observar en la Figura 51(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



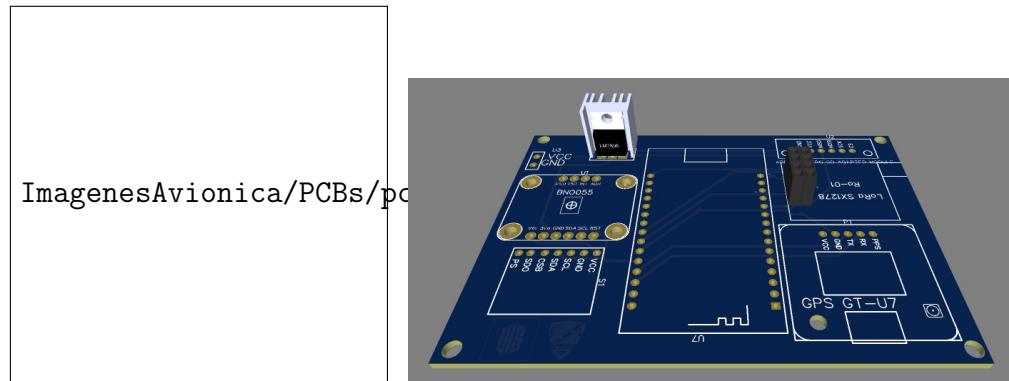
(a) Placa de pruebas 2 - evidencia 1.
 (b) Placa de pruebas 2 - evidencia 2.
 (c) Placa de pruebas 2 - evidencia 3.

Figura 51: *Evidencias placa desarrollada 2.*

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 52(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 52(b) se observa el diseño renderizado previo a su fabricación.



(a) Placa de pruebas 3 - esquemático.

(b) Placa de pruebas 1 - diseño 3d.

Figura 52: *Proceso de diseño placa de pruebas 3.*

Por medio de la Figura 52 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 53.



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

Figura 53: *Evidencias placa desarrollada 2.*

A través de las pruebas de funcionamiento y de lanzamiento realizadas, se detectaron 2 anomalías que debían ser solucionadas: 1) Incompatibilidad entre los módulos microSD y LoRa Ra-02 haciendo uso del protocolo SPI. 2) Geometría del módulo microSD inviable para la misión. Para dar solución a los inconvenientes presentados, se realiza el cambio del módulo adaptador de microSD por el módulo presentado en la Figura 17.

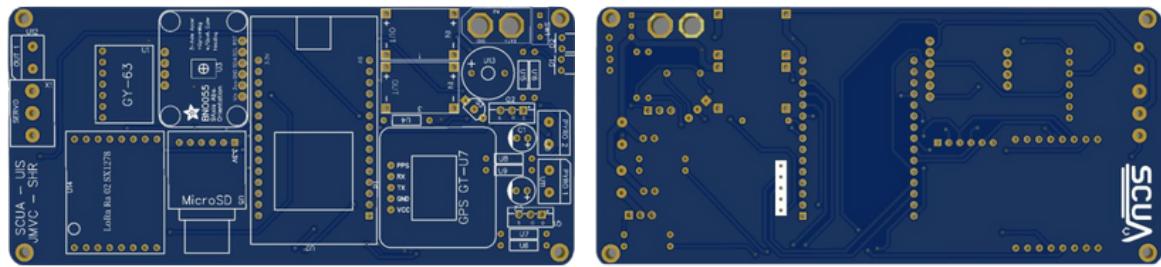
- **Desarrollo placa 4:** En vista del evento Latin American Space Challenge, se procedió a realizar el diseño de una placa de circuito impreso final robusta y que brindara confiabilidad en la misión. Para ello, a través del software CAD EasyEda, se realiza el diseño de la placa iniciando por el esquemático mostrado en el Apéndice 66, 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).

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

Tabla 15: Reglas de diseño definidas.

Una vez establecidas las reglas de diseño, se realiza el diseño mostrado en la Figura 54.



(a) Diseño pcb 4 - capa superior.

(b) Diseño pcb 4 - capa inferior.

Figura 54: Proceso de diseño circuito impreso 4.

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 55



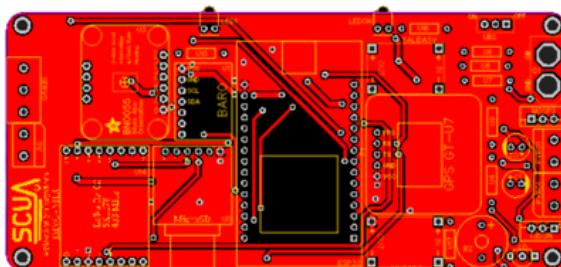
(a) Placa de circuito impresa 4 - (b) Placa de circuito impresa 4 - (c) Placa de circuito impresa 4 - evidencia 1. evidencia 2. evidencia 3.

Figura 55: Evidencias placa de circuito impresa 4.

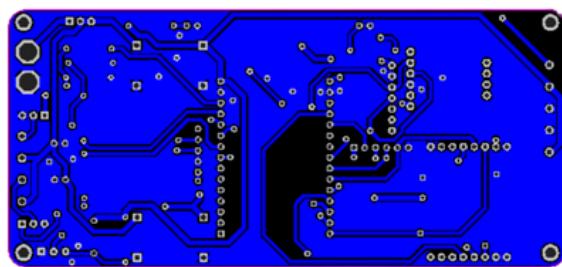
De la figura 55(b) es posible visualizar que hace falta el módulo LoRa Ra-02, su ausencia se debe a un error cometido en el momento del diseño de la huella de dicho dispositivo lo cual causó que dicho módulo no encajara en su espacio, por ello, se

decidió realizar un nuevo diseño de la placa. Por otro lado, se puede visualizar que la distribución de los componentes dentro de la placa no fue óptima pues en el sector derecho se puede percibir muy aglomerada la placa, mientras que en el sector izquierdo una cantidad de espacio suficiente para ajustar dicha distribución.

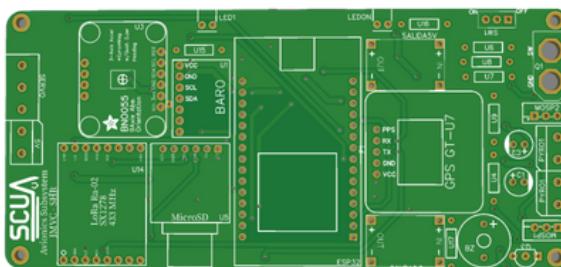
- **Desarrollo placa 5:** Finalmente, luego de un largo proceso de diseño, pruebas, validaciones y aprendizaje, se establece el diseño final para la aviónica del cohete sonda ORION UIS. Inicialmente, se corrigen errores previos cometidos en el diseño de la placa de circuito impreso 4 (ver Figura 55) para así, en base al mismo esquemático del Apéndice A (ver Figura 66) realizar las respectivas correcciones de diseño al diseño previo realizado. En ese sentido, en la Figura 56 se visualiza el diseño realizado en 2D, 3D y real.



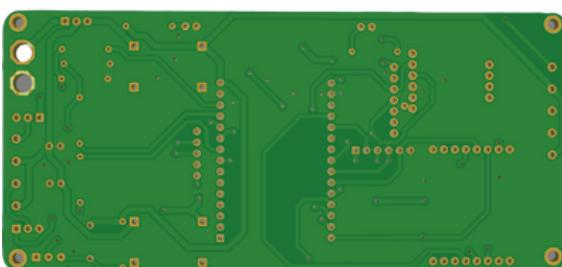
(a) Diseño circuito impreso 5. - capa superior 2D.



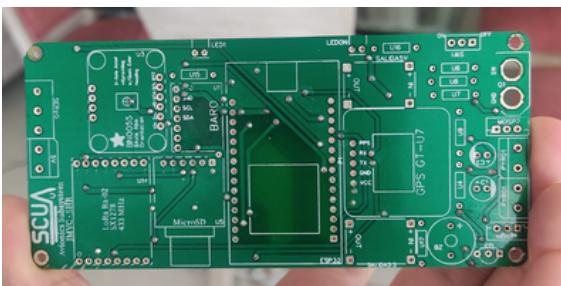
(b) Diseño circuito impreso 5. - capa inferior 2D.



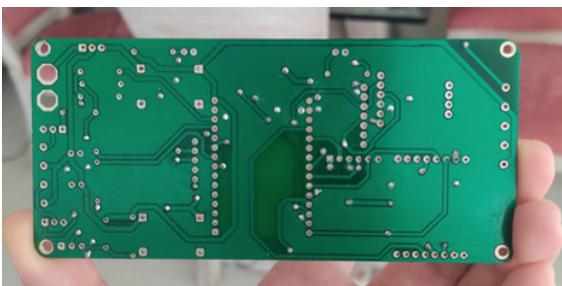
(c) Diseño circuito impreso 5. - capa superior 3D.



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



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



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

Figura 56: Proceso de diseño placa de circuito impreso 5.

El diseño de la placa se realizó en 2 capas, tal como se puede observar en la Figura 56.

A su vez, de las imágenes 56(e) y 56(f) se puede notar que las vías 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 63(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**:

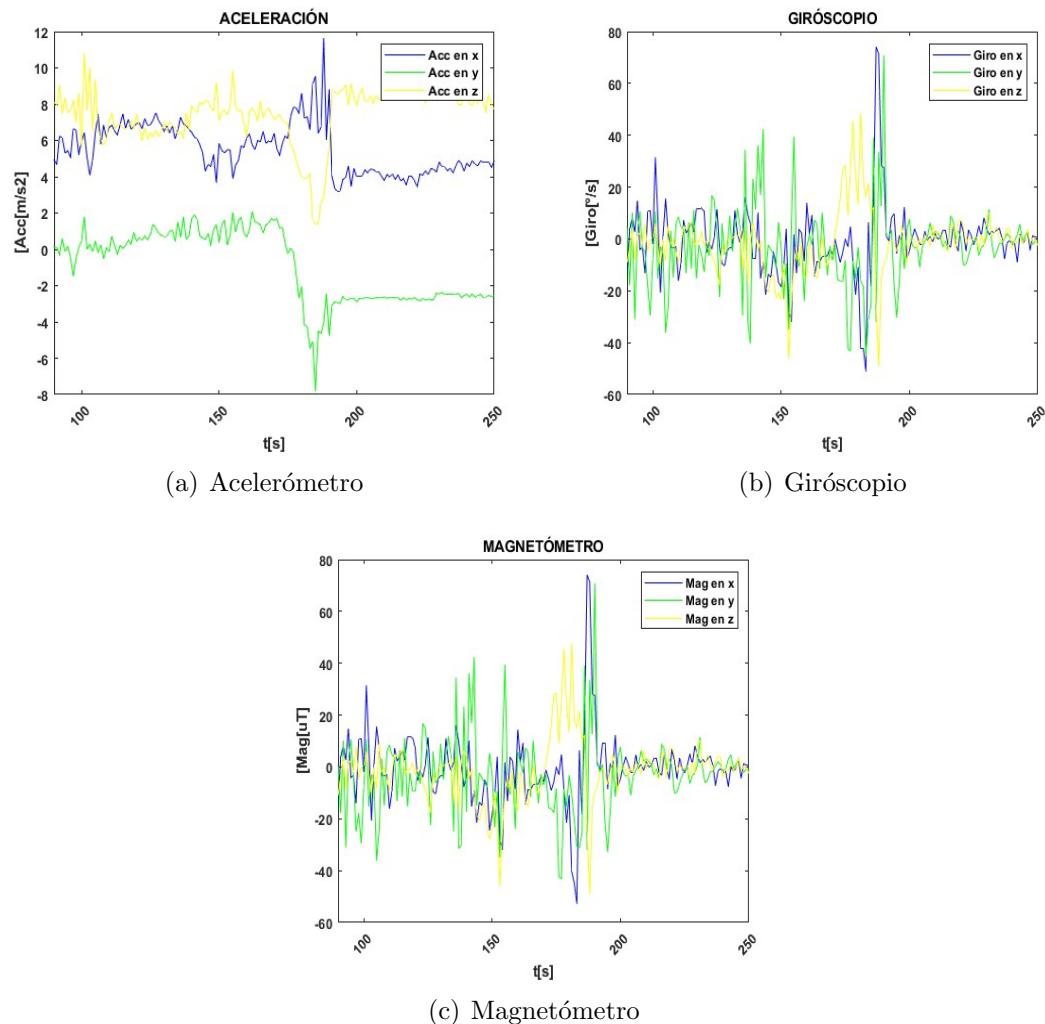
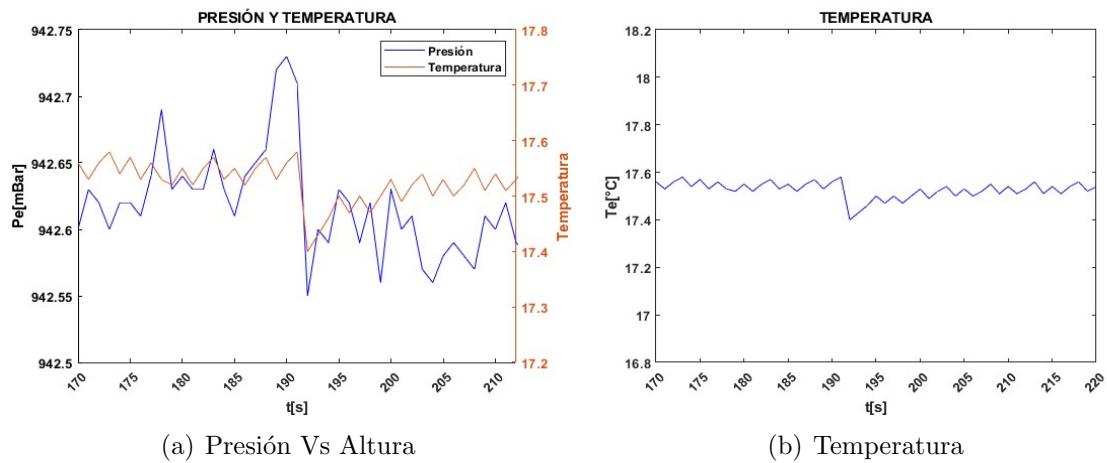
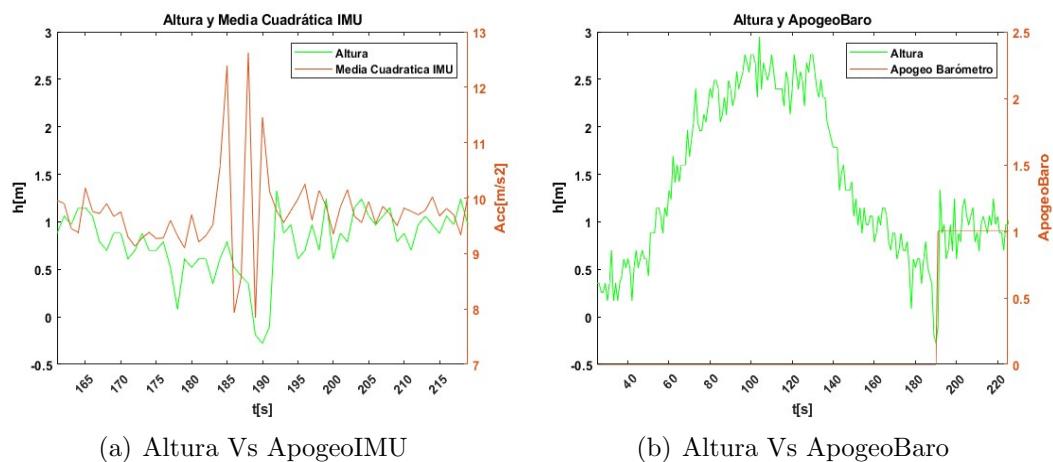
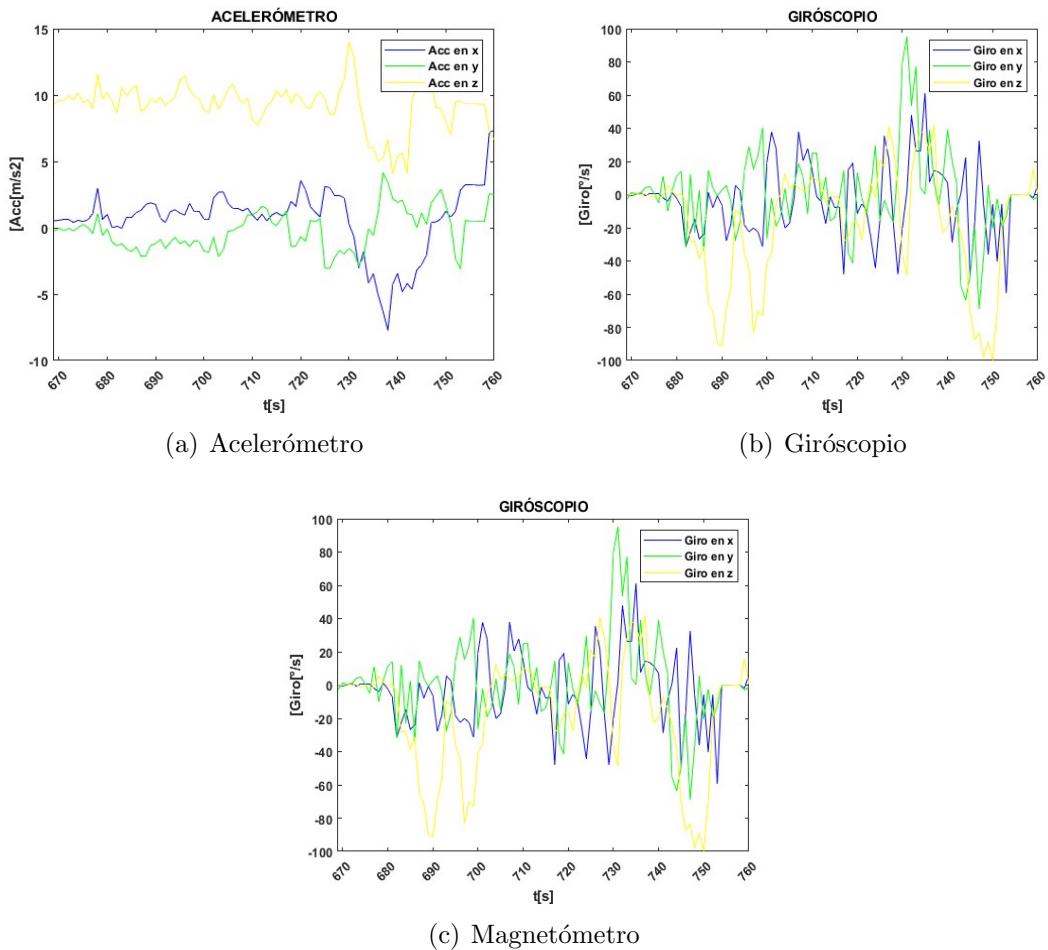
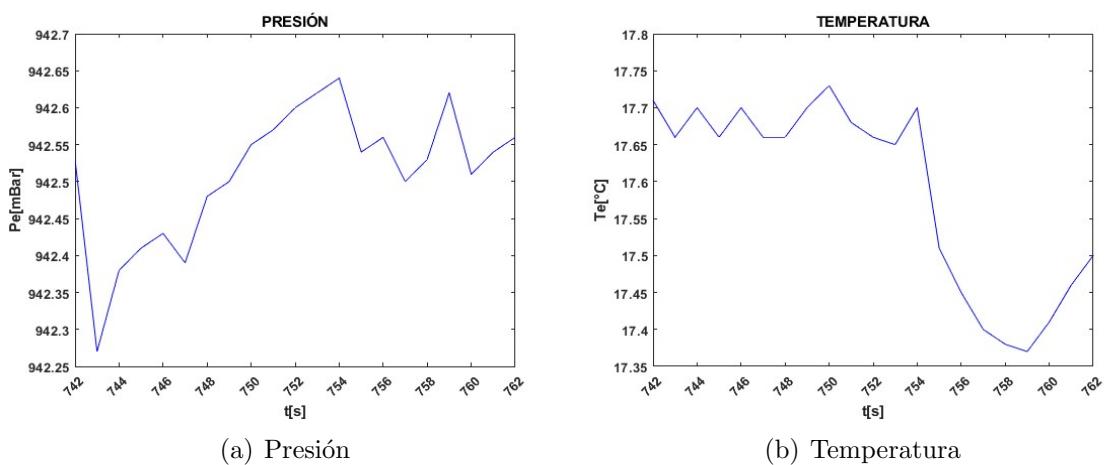
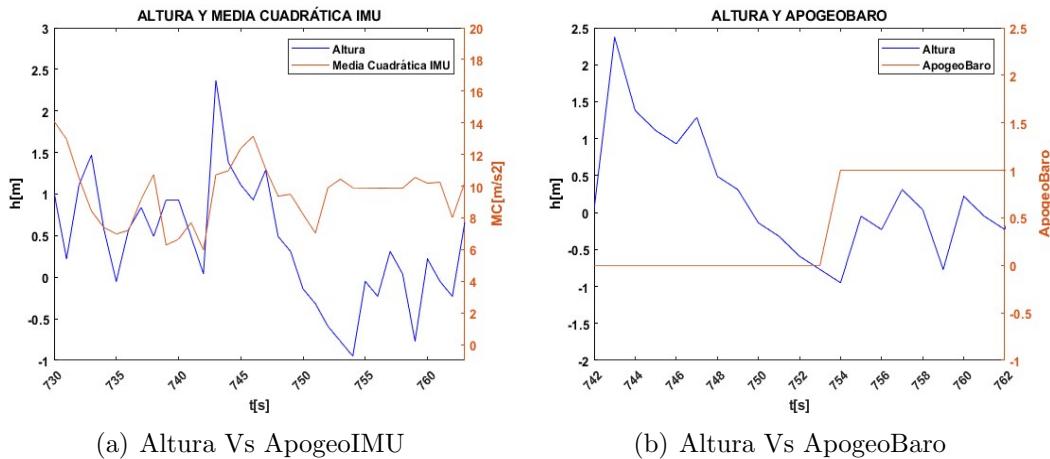


Figura 57: Análisis de resultados de la Trama 1

Figura 58: *Variables Atmosféricas Trama 1*Figura 59: *Indicativos de Apogeo en Trama 1*

Trama 2:Figura 60: *Variables atmosféricas Trama 2*Figura 61: *Variables Atmosféricas Trama 2*

Figura 62: *Indicativos de Apogeo en 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 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 63(b) y 63(c).



(a) Placa de circuito impreso 5 - (b) Placa de circuito impreso 5 - (c) Placa de circuito impreso 5 - ensamble de componentes. ImagenesAvionica/PCBs/pcba_5. caja de soporte diseñada. acople base estructural.

Figura 63: *Evidencias placa de circuito impresa 5 y diseño base soporte.*

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 64(a) y 64(b)).



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

Figura 64: *Evidencias de integración aviónica y estructura.*

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 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 65(a) y 65(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.



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

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

Figura 65: *Resultados de lanzamiento - explosión.*

8 Conclusiones

9 Recomendaciones

10 Trabajo Futuro

Referencias Bibliográficas

- [CEMOS, 2022] CEMOS (2022). Rocket vehicle for a 4kg payload. In <https://es.overleaf.com/project/6294dd769532815b2eddc102>. UIS.
- [Collinson, 2011] Collinson, R. (2011). Introduction to avionics systems. In . Universidad CarlosIII De Madrid.
- [García, 2014] Safari, N. (2012). Design of a dc/dc buck converter for ultra-low power applications in 65nm cmos process. In <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:546843/FULLTEXT01.pdf>. Dept. of Electrical Engineering.
- [shane, 2016] shane (2016). Inside the construction of an amateur rocketry flight computer. In <https://shanetully.com/2016/07/inside-the-construction-of-an-amateur-rocketry-flight-computer/>. Estes Rockets.

Apéndices

Apéndice A. Esquemático diseño de PCB final.

Figura 66: *Diseño PCB final - esquemático*.

