



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA

Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

ESTACIÓN DE TIERRA DE UN COHETE SONDA:
TELEMETRÍA, INTERFAZ Y CONTROL DE
LANZAMIENTO

Trabajo Fin de Grado

Grado en Ingeniería Aeroespacial

AUTOR/A: Blázquez Sánchez, Javier

Tutor/a: Masot Peris, Rafael

Cotutor/a: Alcañiz Fillol, Miguel

CURSO ACADÉMICO: 2021/2022



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA



Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño

ESTACIÓN DE TIERRA DE UN COHETE SONDA: TELEMETRÍA, INTERFAZ Y CONTROL DE LANZAMIENTO

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE VALÈNCIA
TRABAJO FIN DE GRADO

Autor:

Javier Blázquez Sánchez

Tutores:

Rafael Masot Peris
Miguel Alcañiz Fillol

Grado en Ingeniería Aeroespacial
2021-2022

Agradecimientos

Antes de comenzar con el trabajo realizado me gustaría agradecer en primer lugar a mis tutores Rafa y Miguel por confiar en este documento, ayudarme con la revisión, corrección de errores, motivarme para seguir escribiendo y por responder a la velocidad de la luz a cada duda planteada.

En segundo lugar, comentar la importancia de mis compañeros de equipo en el grupo de Generación Espontánea Faraday Rocketry UPV, dado que sin ellos y sin la propuesta de este proyecto no sería posible. Gracias al departamento de Aviónica: Cesc, Pepe, José, Iván, Marcos, Julio y Musoles por trabajar en conjunto, aprendiendo y mejorando cada uno del otro ampliando nuestros conocimientos dentro y fuera del sector aeroespacial.

Siguiendo con lo que serían la inspiración para seguir manteniéndome cuerdo durante estos 4 años de carrera y apoyarme durante el trayecto por la cohetería, a mis compañeros de clase, a aquellas personas que comencé en primero al entrar a la universidad, destacar a los 9 borrach@s, aunque no brillemos por el nombre del grupo y a Olga, por ser la musa de este trabajo. Agradecer sobre todo a mis amigos de Gandía, el famoso Equipo A por estar conmigo desde que empecé a andar hasta donde estoy actualmente.

Por último pero no por ello menos importante, a mi familia, por demostrarme el esfuerzo que hacen y plasmarlo a fuego en las acciones que hago día a día, por enseñarme los valores necesarios, por apoyarme en las buenas y en las malas.

Dedicado a mi familia y amigos.

Per Aspera ad Astra.

Resumen

En el presente documento se van a desarrollar los pasos realizados por el subdepartamento de Estación de Tierra en el grupo de Generación Espontánea Faraday Rocketry UPV, en concreto sobre la aviónica centrada en la telemetría y tratamiento de datos de un cohete de sondeo atmosférico mediante radiofrecuencia.

Se realizará un estudio e investigación de los componentes y elementos necesarios para conseguir los objetivos del equipo. Por ello, se diseñará un sistema de control de lanzamiento que conceda proceder de forma segura y efectiva a la ignición. Llevará implementado una interfaz gráfica que permitirá la lectura en tiempo real de una forma práctica, intuitiva y visual sobre los sensores integrados al cohete durante su misión.

Finalmente se procederá a analizar los datos obtenidos tras las pruebas y lanzamientos, de este modo se logrará determinar en gran medida el impacto de los problemas encontrados, así como las soluciones propuestas a mejorar, ya sea desde el punto de vista universitario, como de cara a un futuro profesional.

Palabras clave:

Cohetería, Estación de Tierra, Faraday Rocketry UPV, Telemetría, Radiofrecuencia, Interfaz, GUI, MatLab, Arduino.

Abstract

This document will develop the steps taken by the Ground Station subdepartment in the Faraday Rocketry UPV team, member of the Spontaneous Generation Programme. The work will be focused on telemetry and data processing of a suborbital rocket using radiofrequency.

A study and research of the electronics elements will be necessary to accomplish the objectives of the team. Therefore, a launch control system will be designed to allow a safe and effective ignition procedure. In addition, it will have an implemented GUI, Graphical User Interface, that will grant real-time readings in a practical, intuitive and visual way on the sensors that are integrated into the rocket frame during its mission.

Finally, the data obtained, after the test and launches, will be analyzed to determine the impact of the problems encountered as well as the proposed solutions to improve, either from a college point of view or in a future professional nature.

Keywords:

Rocketry, Ground Station, Faraday Rocketry UPV, Telemetry, Radiofrequency, Interface, GUI, MatLab, Arduino.

Índice general

Resumen	III
Abstract	IV
Índice general	VII
Índice de figuras	XIII
Índice de tablas	XVI
I MEMORIA DE LA ESTACIÓN DE TIERRA DE UN COHETE SONDA	1
1 Introducción	3
1.1 Motivación	3
1.2 Estudio de las necesidades de Faraday Rocketry UPV	4
1.3 Planteamiento de los objetivos del trabajo	5
1.4 Justificación de la metodología	7
2 Antecedentes históricos	9
2.1 Cohetería en España	9
2.1.1 Primeros años	9
2.1.2 Actualidad	12
2.1.3 Contexto económico del sector espacial en España	14
3 Cápsula de Aviónica: medida de sensores y envío por radiofrecuencia	21
3.1 Conceptos básicos	21
3.1.1 Subsistema de Alimentación	25
3.1.2 Subsistema de Medición Inercial	28
3.1.3 Subsistema de Eyección	29
3.1.4 Subsistema de Presión y Temperatura	32
3.1.5 Subsistema de Radiofrecuencia y GPS	33

3.2	Diseño de la Cápsula de Aviónica	44
3.3	Software Arduino Cápsula de Aviónica	51
4	Estación de Tierra: Control de Lanzamiento	53
4.1	Conceptos básicos	53
4.1.1	Comunicación	56
4.1.2	Sistema de ignición	58
4.1.3	Logística y cadena de mando	59
4.2	Diseño del panel de control	63
4.3	Software Arduino Control de Lanzamiento.	65
5	Telemetría: Interfaz Gráfica de Usuario	67
5.1	App Designer	67
5.2	Estructura y organización	68
5.2.1	Animación Cohete	71
5.2.2	Exportación de datos para el postprocesado	74
5.2.3	Información GPS y tiempo de misión	76
5.2.4	Control del lanzamiento y representación.	77
6	Resultados obtenidos Aspera	81
6.1	Altímetro y Velocidad Vertical	82
6.1.1	Primera prueba altimetría: 20/01/2022.	82
6.1.2	Segunda prueba altimetría y velocidad: 04/03/2022	84
6.2	Actitud	89
6.3	Sistema de posicionamiento global	91
6.3.1	Prueba GPS GY-NEO6MV2	91
6.3.2	Prueba Adafruit Ultimate GPS.	92
6.4	Velocidad sobre el plano XY	93
6.5	Eyección	94
6.6	Pruebas de alcance de los módulos de radiofrecuencia	98
6.6.1	Prueba de rango 1: 635 m con módulo NRF24L01..	98
6.6.2	Prueba de rango 2: 998 m con módulo NRF24L01..	99
6.6.3	Prueba de rango 3: 24km con módulo LoRa.	100
6.7	Lanzamiento Ontur Albacete 21 de Mayo 2022	102
7	Conclusiones	105

II PLANOS	107
8.1. Cápsula de Aviónica - Planos y Diagramas	109
8.2. Panel de Control - Planos	116
III PLIEGO DE CONDICIONES	117
9 Pliego de condiciones	119
9.1 Pruebas de Laboratorio en las instalaciones	119
9.1.1 Artículo 11: Obligaciones y derechos de los trabajadores.	119
9.1.2 Artículo 13: Seguridad estructural.	120
9.1.3 Artículo 14: Superficies y cubicación	120
9.1.4 Artículo 15: Suelos, techos y paredes	121
9.1.5 Artículo 25: Iluminación. Disposiciones generales	121
9.1.6 Artículo 30: Ventilación, temperatura y humedad.	121
9.1.7 Artículo 51: Protección contra contactos en equipos eléctricos	122
9.1.8 Artículo 53. Baterías de acumuladores.	123
9.1.9 Artículo 54. Soldadura eléctrica.	124
9.1.10 Artículo 57: Electricidad estática.	124
9.1.11 Artículo 82: Prevención y extinción de incendios.	125
IV PRESUPUESTO	127
10 Costes del proyecto	129
10.1 Costes asociados a recursos humanos.	129
10.2 Costes asociados al equipamiento y software.	130
10.3 Costes asociados al material.	130
V ANEXOS	133
A Firmware del proyecto	135
A.1 Código Cápsula Aviónica	135
A.2 Código Estación de Tierra.	143
B Hojas de información	149
Bibliografía	200

Índice de figuras

1.1. Diagrama de los distintos departamentos de Faraday Rocketry UPV. . .	4
1.2. Comparación de los distintos proyectos de Faraday Rocketry UPV. . .	6
2.1. Diseño de la escafandra estratonáutica por Emilio Herrera.	10
2.2. INTA 300B, últimos modelos de cohete sonda español, abril de 1994. . .	11
2.3. UPM Sat 2, Universidad Politécnica de Madrid lanzado con éxito. . .	12
2.4. Miura 1. Primer cohete para minisatélites fabricado en España.	13
2.5. Comparación del Miura 5 con su predecesor.	13
2.6. Cifra de negocios dentro del sector de alta tecnología 2012-2015. . . .	15
2.7. Media de la cifra de negocios, sector de alta tecnología 2012-2015. . .	16
2.8. Variación dentro del sector de alta tecnología 2012-2015.	16
2.9. Media de la variación, sector de alta tecnología 2012-2015.	17
2.10. Distribución del gasto en I+D sector de altas tecnologías (%).	17
2.11. Tarta de distribución del gasto en I+D sector de altas tecnologías. . .	18
2.12. Evolución del porcentaje del gasto en I+D interna.	18
2.13. Cohete suborbital Aspera Faraday Rocketry UPV 21 de mayo de 2022. .	19
3.1. Diagrama general de los subsistemas de aviónica.	22
3.2. Módulo ESP32 WROOM-32 DEVKIT V1 Placa con WiFi y Bluetooth. . .	23

3.3. Batería de LIPO 3,7V y 2.800mAh.	25
3.4. Cargador TP4056 para Baterías con protección micro USB.	26
3.5. Batería de LIPO 7,4V y 6.200mAh.	27
3.6. Orientación base del sensor BNO055.	29
3.7. Módulo Adafruit BNO055 Absolute Orientation Sensor.	29
3.8. Caso de eyección después de alcanzar el apogeo. Exitoso/Fallido.	29
3.9. Caso de no eyección. Catastrófico.	30
3.10. Caso de eyección óptima. Exitoso.	30
3.11. Diagrama general del sistema de recuperación.	32
3.12. Sensor de Presión y Temperatura BMP280.	32
3.13. Formación de una onda electromagnética.	33
3.14. Pérdida por absorción del material.	34
3.15. Efecto de refracción de una onda.	34
3.16. Fenómeno de reflexión en una superficie de una onda.	34
3.17. Formación de la difracción de la onda sobre un objeto.	35
3.18. Interferencia entre ondas. Resultado nocivo para la misión.	35
3.19. Visualización de la clasificación de las antenas.	36
3.20. Antena monopolar de 2,4GHz.	37
3.21. Antena monopolar de 868MHz.	37
3.22. Esquema gráfico del patrón de radiación junto al cohete a gran escala.	38
3.23. Esquema gráfico de la comunicación Yagi-Monopolo.	39
3.24. Antena Yagi 2,4GHz	40
3.25. Antena Yagi 868MHz	40
3.26. Módulo NRF24L01 de 2,4GHz.	41
3.27. Módulo GAMMA LoRa de 868MHz.	41
3.28. Módulo de Antena Activa GPS con un filtrado LNA.	42

3.29. Módulo GPS GY-NEO6MV2	42
3.30. Módulo Adafruit Ultimate GPS Breakout	43
3.31. Primer diseño 3D de la cápsula de aviónica.	44
3.32. Primer modelo de la Cápsula de Aviónica - V1.	46
3.33. Borrador del esquema de conexiones de la Placa RF - V2.	47
3.34. Cápsula de Aviónica - Placa RF - V2.	47
3.35. Cápsula de Aviónica - Placa SD - V2.	48
3.36. Modificación tapas superior e inferior - Material: Polvo de nylon.	48
3.37. PCB - Placa SD - V3.	49
3.38. PCB - Placa RF (LoRa) - V4.	49
3.39. Cápsula de Aviónica SD - V3.	49
3.40. Cápsula de Aviónica RF - V3.	49
3.41. Cápsula de Aviónica - Placa SD - V3.	50
3.42. Flujograma del código de envío de datos por RF.	51
4.1. Diagrama de bloques del Control de Lanzamiento.	54
4.2. Arduino ATmega 2560 R3.	55
4.3. Modo Transceptor del LoRa para la comunicación.	57
4.4. Esquema de encendido por cable.	58
4.5. Esquema de encendido por radiofrecuencia.	59
4.6. Interruptor de Palanca SPST.	60
4.7. Pulsador para la ignición.	60
4.8. Parte física del LED para el maletín.	60
4.9. Esquema electrónica de la parte de logística.	61
4.10. Teclado numérico para comandos.	61
4.11. Pantalla LCD para información.	61

4.12. Esquema de la logística del maletín (simulando ATmega 2560).	62
4.13. Estación de Tierra - Maletín DEXTER.	63
4.14. Proceso fabricación maletín - Estación de Tierra.	63
4.15. Proceso fabricación soportes - Estación de Tierra.	63
4.16. Proceso fabricación panel de control - Estación de Tierra.	64
4.17. Día del lanzamiento con el maletín y el panel de control.	64
4.18. Flujograma del código del Maletín.	65
5.1. Esquema de la estructura deseada para la interfaz.	68
5.2. Historial de versiones de la interfaz.	69
5.3. Diseño del fondo de la aplicación realizada mediante Photoshop Cs6.	70
5.4. Diseño de la Interfaz Gráfica de Usuario.	70
5.5. Diseño del cohete en formato ac.	71
5.6. Módulo dedicado a la animación de la orientación del cohete.	72
5.7. Código de la animación del cohete.	73
5.8. Código de las funciones de abrir o cerrar la animación del cohete.	73
5.9. Diseño de la exportación de datos del cohete.	74
5.10. Código de la exportación de datos del cohete.	75
5.11. Código del timer para el seguimiento del cohete.	76
5.12. Diseño del timer y de las coordenadas del cohete.	77
5.13. Diseño del representado de las variables del cohete.	78
5.14. Código del control de telemetría del lanzamiento.	80
6.1. Estudio de la variación de la temperatura con el BMP280.	82
6.2. Estudio de la variación de presión con el BMP280.	83
6.3. Estudio de la altura con el BMP280.	83
6.4. Estudio de la altura con el BMP280, segunda prueba.	85

6.5. Estudio de la presión atmosférica con el BMP280, segunda prueba.	85
6.6. Estudio de la temperatura con el BMP280, segunda prueba.	86
6.7. Estudio de la velocidad con el BMP280, segunda prueba.	86
6.8. Estudio de la velocidad filtrada con el BMP280, segunda prueba.	87
6.9. Descenso de la cápsula con el BMP280, segunda prueba.	87
6.10. Resultado de la comparación entre ensayos de altura con el BMP280.	88
6.11. Visualizando la orientación de la cápsula con la animación 3D.	90
6.12. Visualización de las coordenadas del GPS GY-NEO6MV2.	91
6.13. Coordenadas de la ruta del GPS Adafruit Ultimate GPS.	92
6.14. Representación de la velocidad en conjunto con la ruta GPS.	93
6.15. Representación del Método 1 y contador >2.	95
6.16. Representación del Método 1 y contador >3.	96
6.17. Representación del Método 2 y contador >2.	96
6.18. Representación del Método 2 y contador >3.	97
6.19. Ensayo de comunicación a 635 m.	98
6.20. Ensayo de comunicación a 998 m.	99
6.21. Ensayo de comunicación a 24 km.	100
6.22. Código en MatLab del cálculo del alcance máximo con RF.	101
6.23. Porcentaje de código recibido previo al lanzamiento.	102
6.24. Representación de los datos obtenidos antes del lanzamiento.	103

Índice de tablas

1.1. Características del Aspera y Astra.	6
2.1. Tasas medias de crecimiento anual en los sectores de alta tecnología. .	15
3.1. Características del ESP32 WROOM-32 DEVKIT.	23
3.2. Características del subsistema de alimentación.	25
3.3. Características del subsistema de alimentación.	27
3.4. Características del BNO055.	28
3.5. Condiciones iniciales para comenzar el temporizador y otros procesos.	31
3.6. Condiciones para la eyección.	31
3.7. Características del BMP280	32
3.8. Clasificación de las antenas.	36
3.9. Características Yagi 2,4GHz.	40
3.10. Características Yagi 868MHz.	40
3.11. Características del módulo de radiofrecuencia NRF24L01.	41
3.12. Características del módulo GAMMA LoRa 868MHz.	41
3.13. Características de la antena del GPS.	42
3.14. Características del módulo GPS.	43
4.1. Características del Arduino ATmega 2560 R3.	55

4.2. Modo configuración del GAMMA LoRa.	57
4.3. Características del Interruptor de Palanca SPST.	59
4.4. Tablas de características generales de ambos componentes	62
6.1. Tabla sobre las características teóricas del ensayo.	84
6.2. Tabla sobre las características del segundo ensayo (tiempo y altura).	88
6.3. Tabla sobre las características del segundo ensayo.	89
6.4. Comparación entre los resultados del ensayo de altura y velocidad vertical.	89
6.5. Condiciones para la eyección simuladas para la validación.	95
6.6. Cálculo del alcance de los diferentes módulos.	101
6.7. Resultados teóricos del alcance máximo LoRa.	101
10.1. Costes asociados a recursos humanos.	130
10.2. Costes de licencia del software durante el periodo de realización.	130
10.3. Costes asociados al equipo utilizado y su amortización.	130
10.4. Costes asociados al Panel de Control - Estación de Tierra.	131
10.5. Costes asociados a la Cápsula de Aviónica Placa RF - Cohete.	131
10.6. Presupuesto total del proyecto.	132

Parte I

**MEMORIA DE LA ESTACIÓN
DE TIERRA DE UN COHETE
SONDA**

Capítulo 1

Introducción

1.1 Motivación

Hoy en día, el futuro del sector aeroespacial en España es toda una incógnita, la sociedad avanza en conjunto con la aparición de nuevas tecnologías, todo ello con el objetivo de obtener un crecimiento de carácter científico favorable para el país. Esta rama de la ingeniería permite explorar esos límites de curiosidad y necesidad de conocimiento del ser humano, concepto el cual se mantiene latente en una gran variedad de campos, entre ellos la cohería e investigación sobre la atmósfera y órbita de la Tierra.

De esta forma, se pretende dar a conocer al lector, mediante este documento, la importancia de proyectos relacionados con este tipo de misiones, ya que no solo están basados en el diseño, estudio y desarrollo de los componentes utilizados dentro de un cohete sonda, si no también en el hecho de que estos trabajos aportan consciencia a las futuras generaciones sobre los acontecimientos que pueden llevarse a cabo en los siguientes años sobre la optimización de estos sistemas, su comportamiento y el beneficio que pueden acabar extrayendo de cara a la oferta y demanda de grandes empresas dentro del sector.

Por lo que respecta a la definición de un cohete sonda, objeto a tratar en este Trabajo Final de Grado, este tipo de cuerpos se podrían clasificar como pequeños cohetes los cuales llevan instrumentos para estudiar la atmósfera superior de la Tierra o bien para realizar observaciones astronómicas por encima de esta. Una característica principal de esta tipología de cohete es que no entran en órbita, por lo que presentarían una trayectoria parabólica describiendo un vuelo suborbital. [1]

Entrando en detalle sobre la situación actual, y por lo cual se ha decidido decantarse por la realización de este proyecto, es un hecho que España es un país atrasado en cuanto al nivel de conocimiento sobre cohertería y misiones espaciales con respecto a los países circundantes. A pesar de su gran capacidad para albergar los requisitos necesarios, la industria dedicada a la construcción aeronáutica y espacial no se ve lo suficientemente respaldada por parte del gasto dedicado a investigación, desarrollo e innovación dentro de los servicios de alta tecnología española. Es por ello que se realizará un estudio económico y se graficarán los resultados obtenidos acerca de este tipo de servicios.

En este documento se comentarán a modo de introducción los antecedentes históricos, la actualidad acerca de la creación de este tipo de vehículos no tripulados y el contexto económico, necesario para argumentar el beneficio que pueden aportar equipos universitarios como Faraday Rocketry UPV en el sector aeroespacial. A continuación, se mostrarán los diseños y trabajos realizados por el subdepartamento de la Estación de Tierra, los cuales dividirán el bloque del TFG en 3 partes: la Cápsula de Aviónica, el Control del Lanzamiento con el Maletín y por último la Interfaz Gráfica de Usuario. Con la realización de estos 3 puntos, el equipo tiene la motivación de persuadir al lector para tomar este proyecto como punto de partida para futuras misiones y para formar un origen dentro de la industria haciendo de la Comunidad Valenciana una potencia dentro de la cohertería.

1.2 Estudio de las necesidades de Faraday Rocketry UPV

Faraday Rocketry UPV, grupo perteneciente al programa de Generación Espontánea creado en la Universitat Politècnica de València, está formado por estudiantes los cuales tienen como objetivo diseñar, construir y lanzar cohetes sonda a más de 3.000 metros de altura. Como bien se ha comentado anteriormente, los cohetes sonda tienen un vuelo suborbital, este tipo de vehículo tienen como misión principal en el mercado medir, mediante cargas de pago, condiciones meteorológicas a esas alturas sobre la tierra. A estos módulos se les conoce como CubeSat.

El equipo se divide según las necesidades técnicas del cohete, siendo (Figura 1.1):

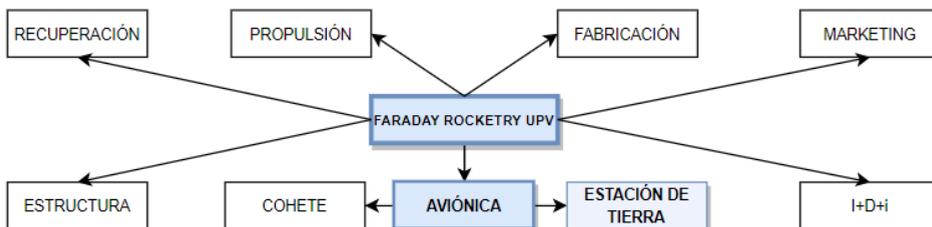


Figura 1.1: Diagrama de los distintos departamentos de Faraday Rocketry UPV.

Cada uno de los departamentos tiene unas responsabilidades y está dedicado exclusivamente al estudio de la característica del cohete necesaria. De esta forma, tras la creación de uno de estos vehículos, Faraday Rocketry UPV podría presentarse en la EuRoc, competición localizada en Portugal donde acuden participantes de otros países europeos con sus respectivos equipos universitarios. Este campeonato sobre cohetería, es respaldado por la Agencia Espacial Europea, lo cual demuestra la importancia de esta reunión de conocimientos y tecnología de cara a un futuro laboral dentro del sector.

Los propios departamentos y el equipo tienen como limitaciones el propio tiempo disponible para realizar al menos un lanzamiento exitoso (alcanzar el apogeo estimado y recuperarlo de forma adecuada) y realizar la documentación necesaria para enviar la solicitud de ingreso en la competición.

Los condicionantes, por tanto, serían: conseguir coordinar los departamentos, obtener un resultado exitoso, optimizar los procesos y problemas encontrados, organización y gestión del tiempo, buen liderazgo entre los integrantes y jefes de departamento y por último, realizar avances en los conocimientos aprendidos teniendo en cuenta los objetivos de la misión y el punto de mira de Faraday Rocketry UPV.

1.3 Planteamiento de los objetivos del trabajo

Haciendo hincapié en los objetivos del departamento de Aviónica, en concreto sobre aquellos dedicados a la Estación de Tierra, se podrían clasificar en los siguientes:

- Lectura por radiofrecuencia de los datos enviados desde el Cohete a Tierra.
- Registro de los sensores, así como almacenamiento de estos, principalmente velocidades, altura y coordenadas.
- Convertir el cohete en un cuerpo rastreable.
- Tener bajo control el sistema de ignición y los pasos previos al lanzamiento.
- Observar y analizar la información obtenida de la telemetría mediante una interfaz.
- Informar al equipo en caso de fallo catastrófico efectuando medidas de seguridad.

Para lograr los puntos anteriores, el departamento ha decidido trabajar en el diseño de una cápsula que englobe los sensores necesarios, un maletín que recoja dichos datos y una interfaz gráfica que coordine ambos.

A modo de esquema visual y tomando como referencia la siguiente versión del cohete para la participación en la competición EuRoc (*Aspera*: 1km - *Astra*: 3km),

se situará la aviónica tal como muestra la Figura 1.2, donde se pueden observar los distintos sistemas embarcados dentro del cohete, así como las propias características específicas de cada uno de ellos (Tabla 1.1):

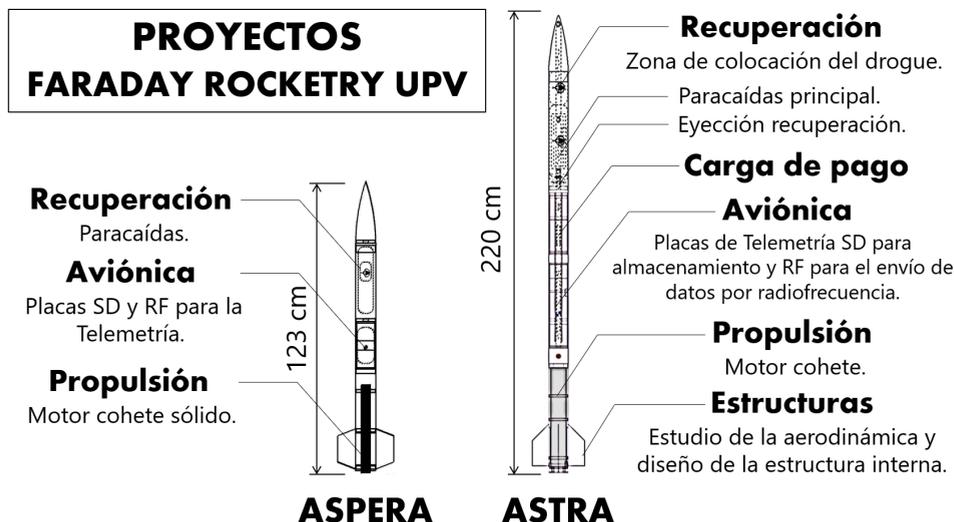


Figura 1.2: Comparación de los distintos proyectos de Faraday Rocketry UPV.

Características	ASPERA	ASTRA
Apogeo (m)	951	3.103
V.máx. (m/s)	152	310
A.máx. (m/s ²)	92,60	117
Fuerza g	9,44	11,93
Longitud (m)	1,23	2,20
Diámetro (m)	0,094	0,094
Peso (kg)	3,65	12,58

Tabla 1.1: Características del Aspera y Astra.

Poniendo como fecha límite el 21 de mayo de 2022 para cumplir con dichos objetivos para un primer lanzamiento y toma de contacto con el cohete *Aspera*, el equipo ha ido creando varios modelos, versiones, prototipos con la meta de ensayar y mejorar las prestaciones establecidas. De esta forma, a lo largo de todo este curso académico, el departamento de Aviónica dentro de Faraday Rocketry UPV, estudiará las posibilidades dentro del rango de presupuesto para diseñar los elementos necesarios los cuales se comentarán en el documento presente.

1.4 Justificación de la metodología

En cuanto a cómo se ha procedido al estudio sobre la creación y diseño de la Aviónica para el proyecto propuesto, en primer lugar se ha dividido gran parte de las tareas entre el grupo dedicado al almacenamiento y toma de datos de la sensorización y la otra mitad encargada del estudio del radioenlace con el cohete, el sistema de ignición y armado previo al lanzamiento, durante la misión, la obtención de los valores de la trayectoria del cuerpo leyéndolos mediante una interfaz gráfica de forma práctica, visual e intuitiva.

De esta forma, y tras realizar varios Diagramas de *Gantt*, el equipo se organizó y distribuyó las tareas haciendo uso de las aplicaciones *Microsoft Teams* para mantener un lugar virtual donde colgar los archivos completados y *Click Up* para informar sobre fechas límite, días importantes sobre pruebas de laboratorio y organizar el calendario para las reuniones específicas del departamento.

Fijando como se ha comentado anteriormente las fechas de ensayos, el equipo ha ido trabajando en las versiones de los primeros prototipos de la aviónica del cohete y se ha ido formando y creciendo a medida que se sacaban nuevas conclusiones. Todo ello hasta obtener un resultado para los inicios y primeros lanzamientos.

Por lo que respecta a la redacción de este documento, la metodología ha sido informar previamente al lector sobre el contexto histórico, llegando a la situación actual, sobre la cohetería en España, desde el origen con investigaciones astronómicas, pasando por los predecesores de los cohetes sonda y acabando con un estudio económico sobre el gasto en I+D+i en la industria aeroespacial y el beneficio que puede aportar.

A continuación vendrán los 3 puntos principales comentados en el subapartado anterior, realizando un estudio de los componentes utilizados, el diseño implementado para cada uno y el código empleado para la misión. Seguidamente, se comentarán los resultados obtenidos y se tratarán las conclusiones del Trabajo Final de Grado.

Por último, se mostrarán los planos de las piezas fabricadas de la cápsula y el maletín, el pliego de condiciones del laboratorio donde trabaja el departamento y se cerrará con el presupuesto del proyecto. A modo de apéndice, se colocarán los códigos del *firmware* programado y los *Data Sheet* de los componentes utilizados.

Capítulo 2

Antecedentes históricos

2.1 Cohetería en España

El sector espacial en España ha logrado cierto reconocimiento internacional pese a su baja inversión pública en la industria. No obstante, se ha tratado de elaborar ciertos planes estratégicos para intentar situar el país en el nivel correspondiente de acorde al peso relativo aportado en la economía mundial.

En este primer punto se comentarán los orígenes centralizados en este tipo de industria, desarrollando de esta forma el extraordinario avance tecnológico, haciendo hincapié en mayor medida sobre las últimas décadas.

2.1.1 Primeros años

A lo largo de los siglos XI-XX España ha tenido un papel en la investigación espacial y desarrollo de ciencias que se podrían considerar el origen de la iniciativa de los programas espaciales que han tenido lugar en el país, desde hallar de forma matemática y mediante la observación astronómica la predicción de los eclipses solares recogidos en las Tablas toledanas de Azarquiel (1029-1087) realizadas en el año 1069, hasta las primeras misiones a la estratosfera con la construcción de un globo capaz de superar los 26.000 metros en los años 30 por Emilio Herrera (1879-1967). [2]

Este proyecto de Herrera, partícipe de Carrera a la Estratosfera, fue financiado por la Fundación Nacional para Investigaciones Científicas y Ensayos de Reformas (FNICER), antecesor al Consejo Superior de Investigaciones Científicas (CSIC). [3]

No fue hasta entonces, cuando estalló la Guerra Civil en España que paralizó el trabajo emprendido por Emilio Herrera, así como varios proyectos espaciales como por

ejemplo el lanzamiento de satélites artificiales, o incluso trayectos a la Luna con la creación de la escafandra astronáutica, modelo el cual la NASA adoptó a sus viajes espaciales (Figura 2.1). [4]

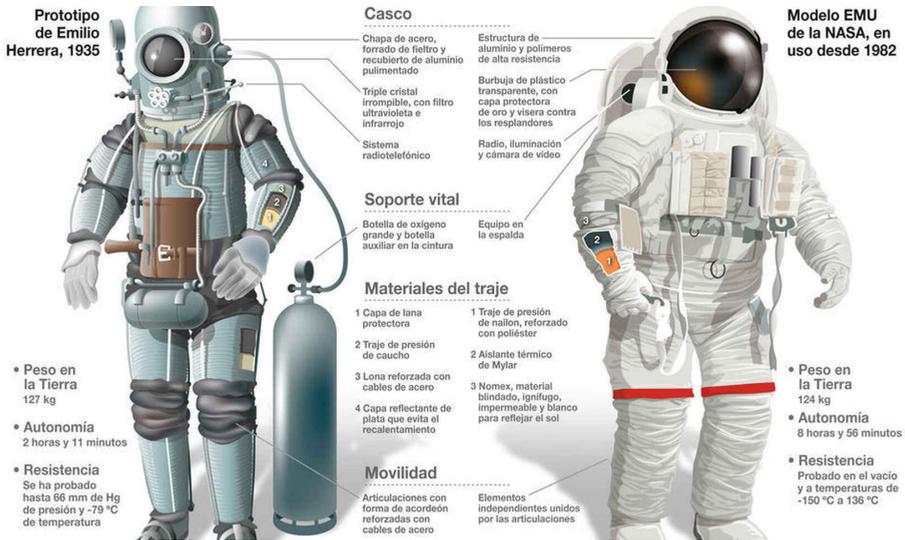


Figura 2.1: Diseño de la escafandra estratonáutica por Emilio Herrera.

Durante la Dictadura, muchos de los científicos y astrónomos españoles fueron exiliados, como lo fueron los hermanos Carrasco, encargados del Real Observatorio de Madrid y descubridores de una nueva línea en el espectro de la corona solar. [5]

Entrando en detalle en lo referente a los cohetes sonda entre la década de los 70 y 80 (tipología de vehículo a tratar en este documento), estos dieron su aparición mediante la realización de una numerosa cantidad de lanzamientos en la base Centro de Experimentación de El Arenosillo (Huelva, España), dedicado a pruebas de vehículos aeroespaciales del Ministerio de Defensa de España. [6]

Uno de los cohetes suborbitales a destacar tras estas misiones sería el INTA-300 realizado por el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (Figura 2.2). Este cohete sonda, también conocido como Flamenco, consta de una longitud de 7,27 metros y un diámetro de 258 mm, con un empuje de 16.3 kN logrando alcanzar los 300 km de altura, de ahí el nombre del proyecto. [7]



Figura 2.2: INTA 300B, últimos modelos de cohete sonda español, abril de 1994.

Así pues, la creación de estas misiones y el avance tecnológico logró comenzar con los primeros proyectos de construcciones de satélites artificiales como sería el Intasat-1 lanzado el 15 de noviembre de 1974, convirtiéndose en el primer satélite español, siendo propulsado por un cohete Delta estadounidense. [8]

De este modo, continuaron nuevos programas espaciales, destacando el Programa Capricornio durante la década de 1990, a cargo de Enrique Trillas, director del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial. En el conjunto de estos proyectos, se hicieron uso de los INTA-300 previamente comentados, lo que conllevaría al inicio de una construcción de lanzadores orbitales para microsátélites conocido como el Centro de Lanzamiento Espacial de La Isla de El Hierro, con el único objetivo de realizar misiones relacionadas con la ciencia o de carácter comercial.

No obstante la creación de esta infraestructura tuvo oposición en su realización debido a los aspectos ecológicos por parte de organizaciones que defienden la protección del medio ambiente, así como la participación de 4000 personas manifestándose en contra debido al razonamiento de que convertirían la isla en un objetivo militar. Finalmente el Gobierno de Canarias se posicionó en contra de la instalación, deteniendo la actividad. [9]

Fue durante esta época cuando surgieron varias universidades españolas interesadas en el lanzamiento de microsátélites (Figura 2.3), proyectos los cuales solo fueron impulsados por la Universidad Politécnica de Madrid con el cohete UPM/LB-Sat 1 en 1995. [10]



Figura 2.3: UPM Sat 2, Universidad Politécnica de Madrid lanzado con éxito.

A finales del siglo XX, el mismo INTA cerraría los proyectos comenzados en la década de los 90 con el Minisat 01, acabando con el Programa Capricornio el cual fue puesto en órbita desde Canarias mediante un cohete estadounidense llamado Pegasus XL. Posteriormente el Minisat 02 fue cancelado debido al parón de las operaciones en el Centro de Lanzamiento de La Isla de El Hierro.

2.1.2 Actualidad

En cuanto al siglo XXI, los siguientes desarrollos en el sector espacial se remontan a la creación de nuevos objetivos, ya sean defensa, medio ambiente y seguridad o más carácter relacionado con la formación de empresas, cuya meta se centra en la industria espacial. Por ejemplo, el Hisdesat en 2001, siendo un conjunto de satélites para dotar al Ministerio de Defensa de telecomunicaciones, atendiendo a clientes gubernamentales, españoles y de terceros países para aplicaciones civiles y militares. [11]

Desde entonces, España ha intentado desarrollar ciertos proyectos como el Programa Nacional de Espacio en el cual consiste en la creación de uno o varios planes estratégicos para el avance de la investigación, desarrollo e innovación de este sector en el país, en el cual se profundizará en el contexto económico de este trabajo (Sección 2.1.3).

Por lo que respecta a la actualidad, se pueden observar la aparición de ciertas empresas como GMV (Grupo Mecánica del Vuelo Sistemas S.A.U) o Hispasat, encargada de la operación de los satélites de telecomunicaciones en América, Europa y Norte de África. Cabe destacar la creación de nuevas empresas como NewSpace o PLD Space las cuales comienzan a darse a conocer en el sector espacial.

Como se ha podido comprobar, en este apartado de antecedentes históricos relacionado con la cohetería, se logra apreciar como España se encuentra en un nivel inferior a nivel tecnológico en comparación con la gran mayoría de países, llegando a la conclusión de que resulta difícil la realización de lanzamientos de cohetes y satélites. No obstante, la empresa PLD Space, está desarrollando los cohetes Miura 1 (suborbital) y el Miura 5 (orbital), Figura 2.4 y Figura 2.5 respectivamente, de la mano de los motores TEPREL, con un nivel de empuje de 105 kN mediante el uso de queroseno/LOX en un ciclo con generador de gas. Otra de las empresas a comentar sería Zero 2 Infinity, que está en el desempeño de su nuevo proyecto Bloostar mediante vehículos constatados de diferentes fases, una primera etapa mediante un globo a 30 km para posteriormente llegar a órbita con el uso de un cohete separándose de la plataforma del globo con su carga de pago en el interior. [9] Zero 2 Infinity ya realizó una prueba suborbital de forma exitosa en 2017, desde la localización de El Arenosillo.



Figura 2.4: Miura 1. Primer cohete para minisatélites fabricado en España.



Figura 2.5: Comparación del Miura 5 con su predecesor.

En definitiva, el afán por aumentar el conocimiento científico fue una de las claves del inicio de la actividad espacial que, en sus orígenes, tenía en la exploración del espacio su campo de actuación más emblemático. Este anhelo de investigación ha logrado perdurar a lo largo de los años, siendo la base de los proyectos de hoy en día.

2.1.3 Contexto económico del sector espacial en España

Antes de acabar con el apartado de antecedentes históricos, cabe destacar el comportamiento de la economía y su impacto relacionado con el crecimiento de los conocimientos actuales en el ámbito de la coherencia. Se realizará un estudio de las últimas décadas mediante datos obtenidos del Instituto Nacional de Estadística, donde se aprecia la evolución de los gastos en I+D+i por parte del país y el volumen de cifra de negocios producidos en comparación con otros sectores de alta tecnología. Al fin y al cabo, el objetivo de este subpunto sería poder observar la importancia de la creación de equipos universitarios (como Faraday Rocketry UPV), y lograr entender de esta forma que apoyar a estos proyectos puede generar un gran crecimiento económico (empezando desde la base como son las universidades) con el punto de mira al sector espacial beneficiando principalmente al nivel tecnológico del país.

En primer lugar, la fundación de un sector público dentro de este ámbito se podría decir que es esencial para la industria espacial, ya sea desde el punto de vista económico como también desde la perspectiva de la oferta y demanda.

En este caso, la oferta de esta tipología de sectores es poseedora de un poder a nivel de innovación, ya sea para contribuir en la mejora de la productividad en la industria, como para lograr de este modo un crecimiento sostenible en el tiempo.

No obstante, teniendo en cuenta la demanda, se observan ciertos factores los cuales obligan que dentro de los departamentos de I+D+i, el espacio necesite ciertos requisitos específicos diferenciados por los países participantes en el sector, dado que, el hecho de que los gobiernos puedan ser los principales clientes de los proyectos espaciales, pueden llegar a suministrar a la sociedad servicios públicos en áreas tan importantes como el conocimiento científico, la seguridad de los ciudadanos o la gestión medioambiental.

La economía en España, durante los últimos 40 años, ha ido ligada por tres factores: en primer lugar la entrada del país en la Comunidad Económica Europea (1986), la incorporación a la Unión Económica y Monetaria (1999) y por último el número de reformas de distinto carácter entre las cuales destacan las reformas laborales de 1984, 1994 y 1997. [11]

Todo ello ha conducido a la modernización económica de España, protagonizando un crecimiento de empleo pero con un pobre comportamiento en la productividad del trabajo, cuya solución para corregir estos inconvenientes sería mediante una mejora de la escasa inversión en I+D+i.

El sector aeroespacial español cuenta con aproximadamente un 2% del total de empresas de alta tecnología (100 empresas sobre un total de 4.483). Sin embargo, estas producen el 14% del valor añadido (8,9 millones de euros sobre un total de 63,1 millones) y del mismo modo emplea a 13 de cada 100 ocupados (22.100 empleados

sobre un total de 166.800) todo ello dentro de los sectores intensivos relacionados con la investigación, diseño e innovación.¹

Realizando una comparación con otros sectores de alta tecnología, se puede observar cómo el sector aeroespacial es aquel que recoge mayores tasas de crecimiento del valor añadido y del empleo, siendo el que mayor alcance tiene España con ciertas variaciones medias anuales durante los años 2000 y 2004. (Tabla 2.1) [12]

Sectores	Valor añadido	Empleo
Industria farmacéutica	3,0 %	2,8 %
Maquinaria de ofina y material informático	-20,3 %	-7,9 %
Componentes electrónicos	-3,3 %	-7,5 %
Aparatos de radio, TV y comunicaciones	-8,2 %	4,0 %
Instrumentos médicos, de precisión, óptica y relojería	0,8 %	8,1 %
Construcción aeronáutica y espacial	7,6 %	16,5 %

Tabla 2.1: Tasas medias de crecimiento anual en los sectores de alta tecnología.

Haciendo un análisis para los siguientes años, en base a los datos del Instituto Nacional de Estadística (INE), se puede observar como la tendencia comentada anteriormente sigue su curso a nivel de inversión y posterior crecimiento de ingresos dentro de la industria espacial. (Figura 2.6)²

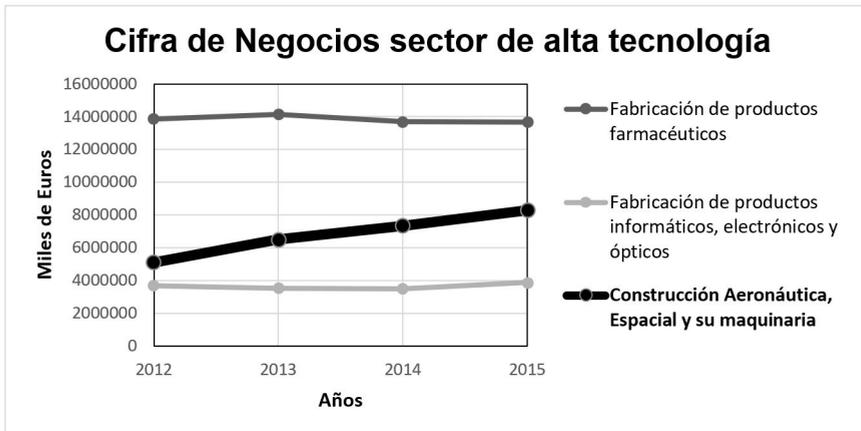


Figura 2.6: Cifra de negocios dentro del sector de alta tecnología 2012-2015.

¹Datos obtenidos en notas de prensa del Instituto Nacional del año 2004

²Análisis de las notas de prensa desde los años 2012-2015



Figura 2.7: Media de la cifra de negocios, sector de alta tecnología 2012-2015.

En la Figura 2.6, se muestra cómo la cifra de negocios de la industria espacial, en comparación con las empresas de su entorno en el sector de alta tecnología, se encuentra creciente a lo largo de los años. A pesar de no estar colocada en la primera posición, como sería el caso de la fabricación de productos farmacéuticos (Figura 2.7).

Para tener un mejor entendimiento del contexto y valor de lo conseguido por parte de la industria espacial, es necesario estudiar la variación anual que aporta cada empresa (Figura 2.8), como también lo es analizar el beneficio que obtienen pese a la baja inversión en investigación que recibe el sector aeroespacial.

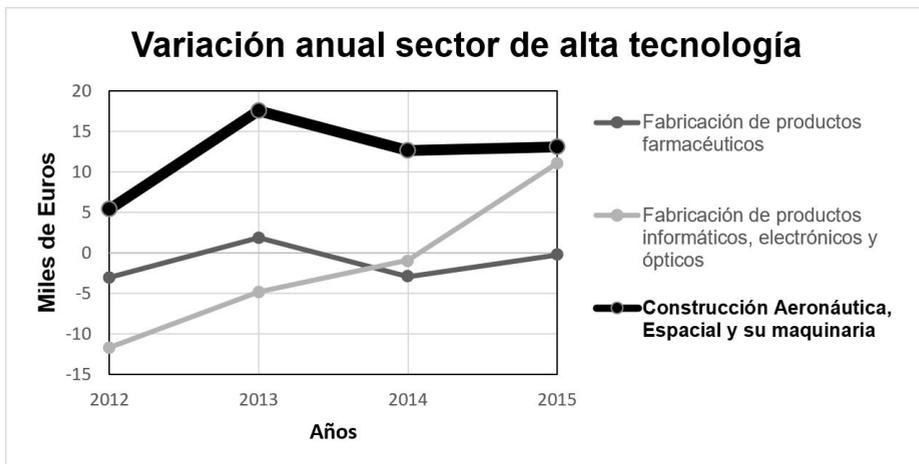


Figura 2.8: Variación dentro del sector de alta tecnología 2012-2015.

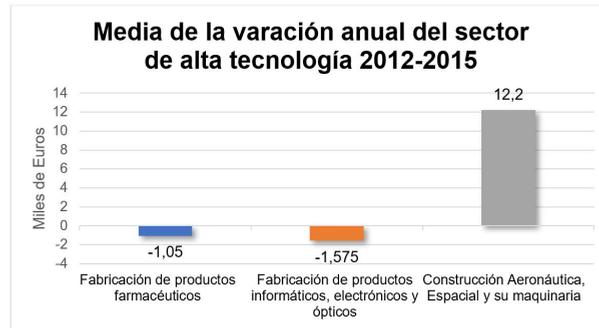


Figura 2.9: Media de la variación, sector de alta tecnología 2012-2015.

Como se comentaba anteriormente, la Construcción Aeronáutica, Espacial y su maquinaria se mantiene en el líder de mayor variación anual en base a los datos ofrecidos por la cifra de negocios de la Figura 2.8. Mediante la media representada en el gráfico de barras (Figura 2.9), se puede demostrar la gran evolución que tiene este tipo de empresas, confirmando lo beneficiosas que pueden resultar económicamente para el país. Realizando una comparación con los gastos en I+D+i que obtienen los diferentes sectores en España a lo largo de los últimos años y mediante la información obtenida en las notas de prensa del Instituto Nacional de la Estadística:

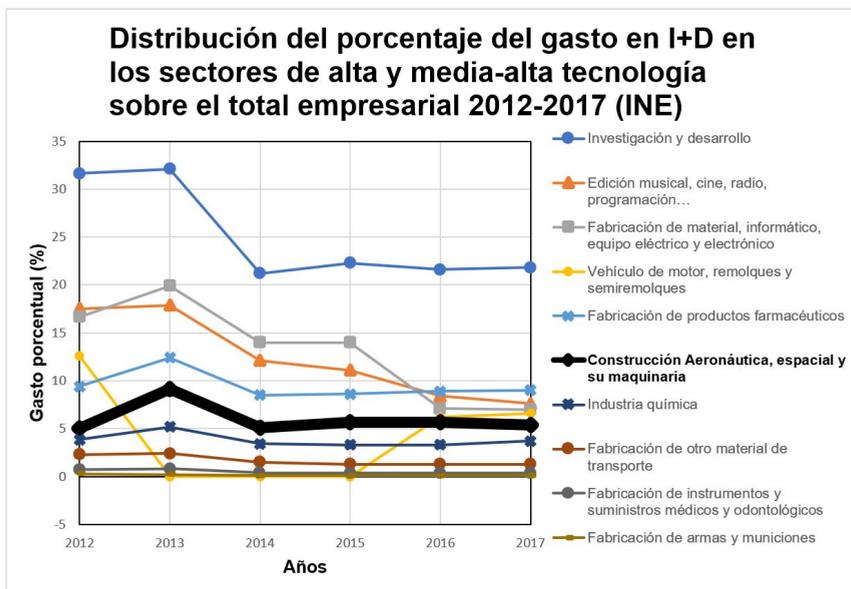


Figura 2.10: Distribución del gasto en I+D sector de altas tecnologías (%).

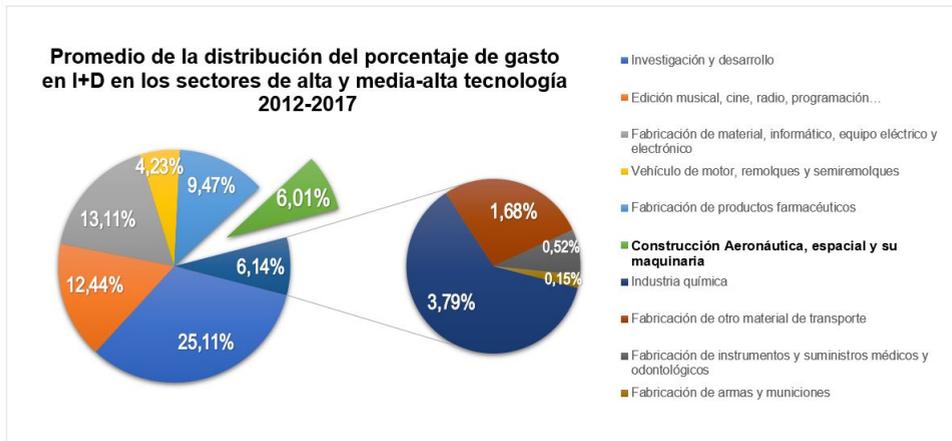


Figura 2.11: Tarta de distribución del gasto en I+D sector de altas tecnologías.

Se puede observar (Figura 2.10) como el sector espacial se encuentra en el último puesto dentro de la rama de alta tecnología, en términos de apoyo económico, y en mitad tabla en comparación con el resto de ramas de media-alta tecnología y tecnología de punta. Lo que conlleva al razonamiento del gran esfuerzo y resultados que ofrece la oferta y demanda dentro del ámbito espacial visualizado en los gráficos anteriores (Figuras 2.8 y 2.9). Recogiendo los datos de la evolución de los gastos totales en investigación durante 2008-2017 (Figura 2.12).

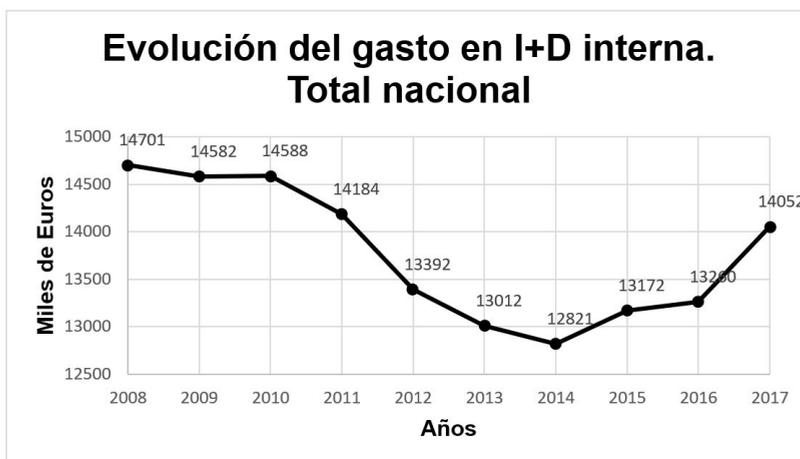


Figura 2.12: Evolución del porcentaje del gasto en I+D interna.

Para cerrar este punto, cabe comentar la intensidad innovadora del sector espacial en España, dado que al poner en contexto el porcentaje de inversión en I+D+i como muestra en la Figura 2.11 sobre los datos de las últimas décadas realizados en el estudio (comparándolos de forma gráfica) se observa cómo el volumen de ingresos es superior a la del resto de sectores innovadores. Todo ello, conduce a la idea de aumentar el desarrollo en términos de apoyo a la industria para lograr conseguir objetivos más ambiciosos y aportar un nivel internacional de conocimientos de acorde a las capacidades y esfuerzo de la población española (Figura 2.13).



Figura 2.13: Cohete suborbital Aspera Faraday Rocketry UPV 21 de mayo de 2022.

Capítulo 3

Cápsula de Aviónica: medida de sensores y envío por radiofrecuencia

3.1 Conceptos básicos

A continuación se va a ir describiendo los procesos realizados por el departamento de Aviónica dentro del equipo de Generación Espontánea. En primer lugar, se dividirá el bloque central del documento en tres partes conforme se ha descrito en el capítulo 1.3:

- Cápsula de Aviónica: Elementos embarcados en el cohete, principalmente la encargada de la telemetría.
- Centro de Control de Lanzamiento: Maletín diseñado para realizar los procesos previos al lanzamiento y activar la ignición.
- Interfaz Gráfica de Usuario: Relaciona ambos sistemas e informa al usuario de los datos recibidos, así como aquellos enviados.

De este modo, se comenzará con la parte que irá colocada dentro del frame del cohete, la cual da nombre a este tercer capítulo del trabajo, la Cápsula de Aviónica. Antes de empezar con los diferentes subsistemas y desarrollo de la información de estos, cabe comentar la propia importancia y definición de este elemento de la misión.

La expresión aviónica, acuñada a partir de la palabra inglesa *avionics* a principio de los años 1970, consiste en la aplicación de la electrónica a la aviación, en este caso a la coherería. En dicho concepto se hace referencia a todos los componentes electró-

nicos cuyas funciones pueden consistir en sistemas de navegación, como indicadores y elementos de manejo, sistemas de comunicación, sistemas tácticos, etc. Cada uno de estos sistemas puede realizar un número pequeño o elevado de tareas individuales, complejas o sencillas con el objetivo de la misión a realizar estipulada por el usuario.

En cuanto al término cápsula, esta consistiría en la parte física que envuelve la aviónica y le da forma (desde las placas que almacenan los sensores y sistemas hasta los soportes y estructura). Las principales funciones de la cápsula (quitando de los conceptos electrónicos) serían proteger el interior de esta, convertir el diseño de la aviónica en un componente modular del cohete para mejor mantenimiento, darle estabilidad y rigidez acoplándolo al fuselaje. En definitiva, se desea evitar en la medida de lo posible los impactos, efectos vibratorios y destacar la importancia de la robustez de las tapas superior e inferior para aguantar altas temperaturas y gases calientes provenientes de dos focos: el motor cohete y el sistema de eyección pirotécnico del paracaídas.

Antiguamente el conjunto de este tipo de instrumentos, como radios, sistemas de combustibles, radares, controles de motor o sistemas de navegación por radio se habían considerado independientes, clasificándolos en elementos mecánicos. Actualmente, la aviónica colocada en el cohete recoge tanto esos elementos mecánicos como electrónicos los cuales ha tenido en cuenta el departamento y contará con las siguientes características para lograr con éxito la misión:

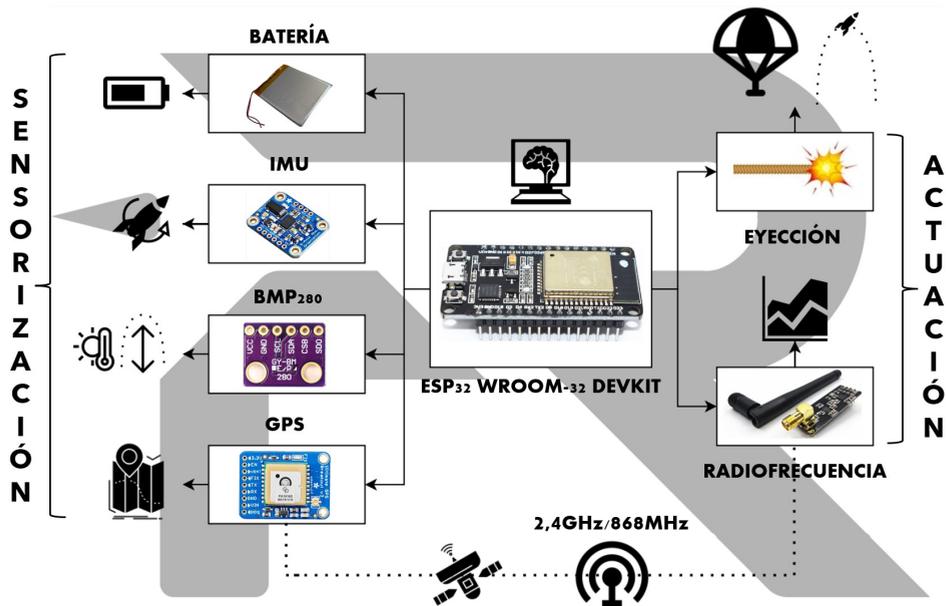


Figura 3.1: Diagrama general de los subsistemas de aviónica.

Antes de continuar con los subsistemas de la cápsula de aviónica, es necesario comentar que tipo de tarjeta microcontroladora es la que establece las ejecuciones del programa informático en cada sensor, en este caso escrito en lenguaje C, implantado por parte del equipo.

- *ESP32 WROOM-32 DEVKIT V1 (Anexo pág. 150)* placa de desarrollo de procesador siendo el microcontrolador que más se ha utilizado en algunos de los otros proyectos localizados dentro de la carrera y con el que más comodidad tenía el usuario a la hora de trabajar. (Tabla 3.1 y Figura 3.2)

Este módulo, desarrollado por la compañía Espressif Systems, crea una solución de bajo costo y bajo consumo, logrando al mismo tiempo ofrecer con una gran variedad de aplicaciones para conectar esta placa a distintas interaces externas (SPI, I2C, UART, entre otras) lo cual conlleva a un gran avance para diferentes ramas dentro de la ingeniería.

	Características
Tipo	Microcontrolador
Voltaje Output	3,3V DC
Pines Digitales	24 GPIO
Frecuencia Reloj	240MHz
Memoria ROM	448 KB
Memoria SRAM	520 KB
Procesador secundario	Sí ofrece
Dimensiones	55mm x 28mm x 12mm

Tabla 3.1: Características del ESP32 WROOM-32 DEVKIT.

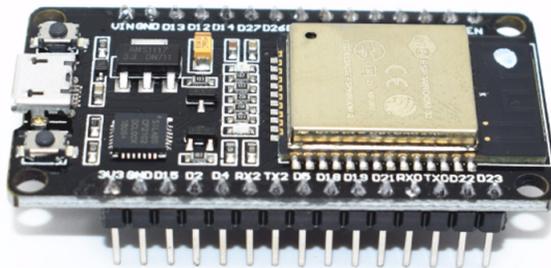


Figura 3.2: Módulo ESP32 WROOM-32 DEVKIT V1 Placa con WiFi y Bluetooth.

- **Subsistema de Alimentación:** Componentes necesarios para proveer al circuito del voltaje requerido, mediante el uso de un step down (reductor de la fuente conmutada con dos dispositivos semiconductores), para convertir el voltaje dado por las baterías de litio a 5V y a 3,3V.

- **Subsistema de Registro de Medidas Inerciales:** Sensor de gran importancia y precisión debido a las condiciones críticas de la eyección pirotécnica del paracaídas. Partiendo de las aceleraciones y de algoritmos tipo Kalman (en base a datos calculados mediante las simulaciones de un tiro parabólico propulsado y posteriormente balístico realizado por los compañeros del departamento), se logran obtener las demás variables de velocidad, posición, velocidad angular y ángulos de Euler (alabeo, cabeceo y guiñada) para así de este modo conocer toda la actitud y fases de la misión.
- **Subsistema Eyección:** Implementación de un contador a modo de seguridad ante catástrofe para poder eyectar el paracaídas en caso de fallo de telemetría o que no se alcancen las condiciones en el apogeo. Este subsistema depende en gran medida de las simulaciones previas, calculadas mediante programas informáticos con las estipulaciones, peso y características de la misión donde se desea hallar el tiempo óptimo de apogeo para evitar una apertura errónea del paracaídas.
- **Subsistema de Presión y Temperatura:** Colocación de un altímetro barométrico para obtener los valores de presión y temperatura con el objetivo de extrapolarlos a otras variables mediante las tablas ISA y de este modo lograr adquirir redundancia principalmente para la altitud del cohete.
- **Subsistema de Rastreo y Telemetría:** Conjunto de elementos de gran importancia para la Estación de Tierra, lograr establecer comunicación en todo momento con el cohete mediante radiofrecuencia para poder estudiar en tiempo real el comportamiento del cohete. Obtener los datos de GPS, así como aquellos requeridos para la misión y los cuales sean más críticos para que resulte completamente exitosa.
- **Parte Mecánica y Estructural:** Este punto se comentará más adelante en la fase de diseño de la propia cápsula de aviónica (3.2), tiene un papel muy importante para proteger los subsistemas anteriormente comentados.

Una vez comentados los conceptos básicos de los elementos principales se tendrán en cuenta tres conceptos básicos para cumplir con las especificaciones: cohete rastreable teleméricamente, recuperable y con la sensorización necesaria. De este modo, se continuará con el desglosamiento de los subpuntos anteriores, haciendo un recorrido histórico a lo largo de la creación del equipo Faraday Rocketry UPV, comentando las primeras fases de diseño, primeros modelos, sensores, así como los errores encontrados y sus soluciones.

3.1.1 Subsistema de Alimentación

Utilización de una batería sobredimensionada para las especificaciones de la misión en relación a los componentes embarcados y sus propios requisitos de potencia.

– *Baterías LIPO 2.800mAh 3,7V*: Colocadas en serie alcanzando un total de 7,4V cada una de ellas con un PCM (Chip de seguridad en caso de fallo). Se ha elegido para los primeros modelos este tipo de baterías debido principalmente a las pequeñas dimensiones y bajo peso, factor de gran importancia para la primera generación de cohetes sonda del equipo debido a su poco espacio disponible para la aviónica. (Tabla 3.2 y Figura 3.3)

	Características
Tipo	Batería de Polímero de Litio
Terminales	2 cables (Rojo-Negro)
Voltaje Batería	3,7V (Total 7,4V)
Capacidad Batería	2.800mAh
Protección	PCM Chip de Seguridad
Dimensiones	105 x 68 x 3,5 mm ³
Peso	50g (Total 100g)

Tabla 3.2: Características del subsistema de alimentación.

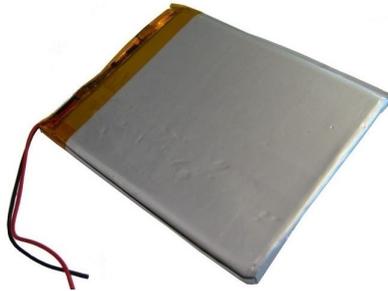


Figura 3.3: Batería de LIPO 3,7V y 2.800mAh.

- Ventajas:
 - Bajo peso.
 - Pequeñas dimensiones.
 - Cumple con las características.
 - Recargables con el módulo TP4056. (Figura 3.4)
 - Protección contra sobrecarga, descarga excesiva y cortocircuito.

- Desventajas:
 - Precio.
 - Intensidad necesaria a futuro.
 - Peligro a altas temperaturas.



Figura 3.4: Cargador TP4056 para Baterías con protección micro USB.

Las baterías deberán ir acompañadas de unos convertidores para proporcionar el voltaje necesario y estable a cada componente ya sea de 3,3V como 5V, estos dependerán del circuito y la versión de cápsula trabajo, uno de los ejemplos utilizados en las placas impresas es el *buck converter* TP5M63606RDLR, un step down de 7,4V a 5V.

La siguiente generación de baterías a utilizar van más enfocadas a mejorar la conexión de los terminales de las de tipo Lipo, dado que al soldar los cables para alimentar el circuito, la gran mayoría de veces hacían mal contacto tras las vibraciones de la cápsula al ensayar con la placa. También se busca que proporcione un ciclo de vida más largo y que pueda alimentar con mayor intensidad a un número elevado de componentes, de este modo se llegó a la conclusión de emplear baterías cuyo mercado objetivo serían productos de radio control como por ejemplo serían drones.

- *OVONIC 2s Batería Lipo 6.200mAh 50C 7.4V*: Mismo material que las baterías anteriores, polímero de Litio, produciendo el mismo voltaje pero a una intensidad de 6.200mAh, incorporan un conector en T estilo Dean. (Tabla 3.3 y Figura 3.5)

	Características
Tipo	Batería de Polímero de Litio
Terminales	2 descarga / 2 carga
Voltaje Batería	7,4V
Capacidad Batería	6.200mAh
Protección	Estuche rígido
Dimensiones	137mm x 24mm x 46mm
Peso	280g

Tabla 3.3: Características del subsistema de alimentación.



Figura 3.5: Batería de LIPO 7,4V y 6.200mAh.

Del mismo modo, se deben comentar también otros aspectos a tener en cuenta que se clasificarían dentro del subsistema de alimentación. En primer lugar, es necesario asegurar el proceso de armado, es decir, que logre establecer un circuito cerrado de forma segura. Durante los ensayos en laboratorio se ha utilizado un *switch* mecánico que une los terminales donde están conectados. No obstante, este tipo de unión puede acarrear otro problema a la lista aparte del conector, cuyo cierre es mediante un destornillador a un cable de solo un hilo viéndose afectado.

Es por ello que el equipo tomó la decisión de alimentar el circuito mediante nuevos conectores, crimpando a estos últimos, cables de más hilos (siendo más estables a la hora de hacer curvas).

Por último, comentar la importancia de la buena colocación de la batería en la cápsula ya que, a pesar de llevar integrado un sistema de seguridad ante sobrecalentamientos, la eyección pirotécnica del paracaídas puede aumentar bastante la temperatura de la cápsula y reblandecer el recubrimiento de la batería afectando a los componentes y células en su interior.

3.1.2 Subsistema de Medición Inercial

Siguiendo con la Unidad de Medidas Inerciales (IMU), se considera como uno de los subsistemas de las más importantes para la misión debido al tipo variables que adquiere, las cuales completan con creces los objetivos y ofrecen información valiosa durante las fases del lanzamiento. Debido al peso de responsabilidad que se requiere en este tipo de sensor, y dado que no se puede disponer de un tubo de pitot para medir velocidades, se hará uso de un sensor que precise con la combinación de acelerómetro, giroscopio y magnetómetro.

- *BNO055 (Anexo pág. 156)*: Aparte de poder integrar las aceleraciones y hallar las velocidades, se pueden obtener los ángulos de Euler (Figura 3.6), los cuales son un objetivo del estudio dentro del ámbito aeronáutico (*roll, pitch y yaw*). Este módulo se ha escogido tras hacer uso del *MPU 6050*, el cual no trabajó de una forma tan precisa como el BNO055 (con un precio superior y de mejor calidad en comparación). (Tabla 3.4 y Figura 3.7)

	Características
Tipo	Sensor
Voltaje	2,4V - 3,6V
Outputs1	Quaternion, ángulos de Euler, vectores rotacionales
Outputs2	Aceleraciones lineales, gravedad y rumbo
Incorpora	Giroscopio, acelerómetro y geomagnetómetro
Peso	3g
Dimensiones	27mm x 20mm x 14mm

Tabla 3.4: Características del BNO055.

Este sensor es de gran utilidad para la misión debido a estos siguientes puntos:

- Ventajas:
 - Mejor precisión y exactitud pese a una mala calibración.
 - Buena respuesta de fuerzas g durante efectos vibratorios para las fases del lanzamiento.
 - Detección de la ignición e inicio del subsistema eyección para la fase pirotécnica del paracaídas y las condiciones de apogeo.
 - Ofrece los ángulos de alabeo, cabeceo y guiñana para la animación a tiempo real en la interfaz, para observar sí el paracaídas se ha abierto de forma óptima y segura.
- Desventajas:
 - Precio.
 - Frágil.
 - El resultado de las velocidades tras integrar acarrea error.

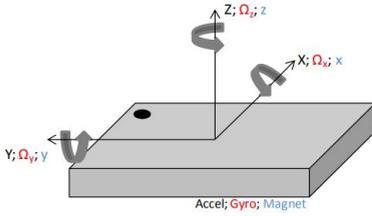


Figura 3.6: Orientación base del sensor BNO055.

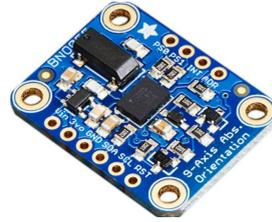


Figura 3.7: Módulo Adafruit BNO055 Absolute Orientation Sensor.

3.1.3 Subsistema de Eyección

En cuanto al subsistema de eyección, este irá ligado principalmente con el departamento de Recuperación, encargado de que la carga de pago y el propio cohete vuelva a tierra firme en perfectas condiciones mediante la carga pirotécnica que activa el mecanismo de la apertura del paracaídas instantes previos al apogeo.

Por parte del equipo de Aviónica, se deberá dar la orden para que realice la acción en el momento deseado, todo ello mediante los sensores comentados anteriormente, los cuales deben de cumplir con las condiciones estipuladas para producir el encendido de la carga.

El conjunto de los equipos barajó cuáles eran los posibles casos en el despliegue referido al sistema de recuperación, teniendo en cuenta las probabilidades de fallo:

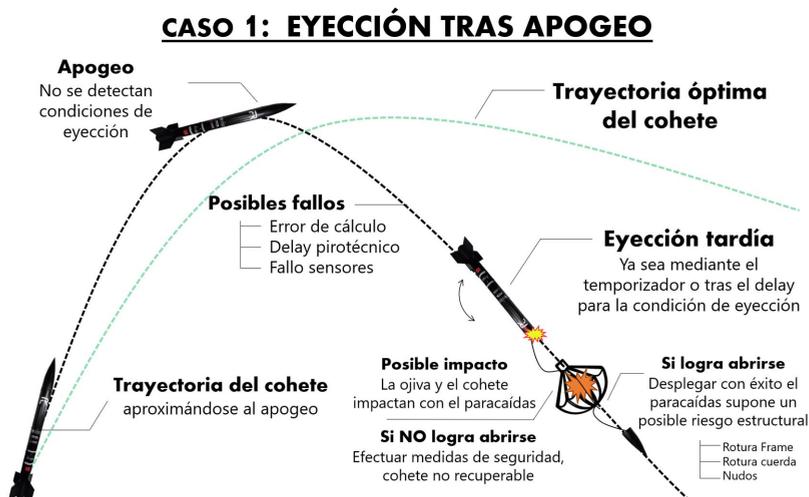


Figura 3.8: Caso de eyección después de alcanzar el apogeo. Exitoso/Fallido.

CASO 2: NO EYECCIÓN

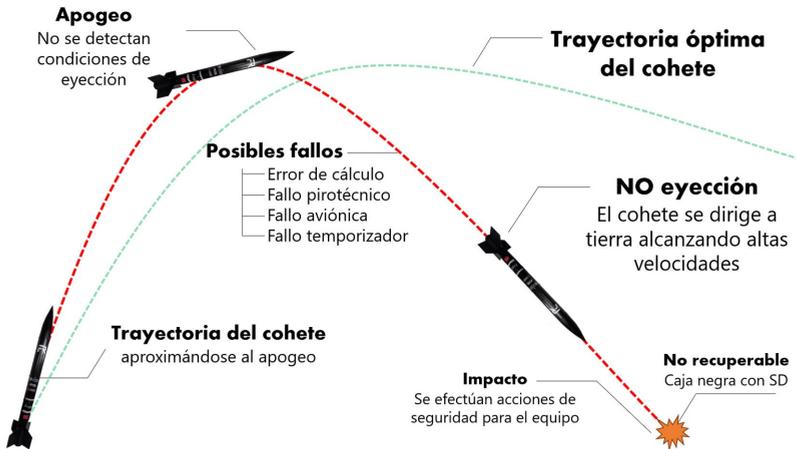


Figura 3.9: Caso de no eyección. Catastrófico.

CASO 3: EYECCIÓN DESEADA

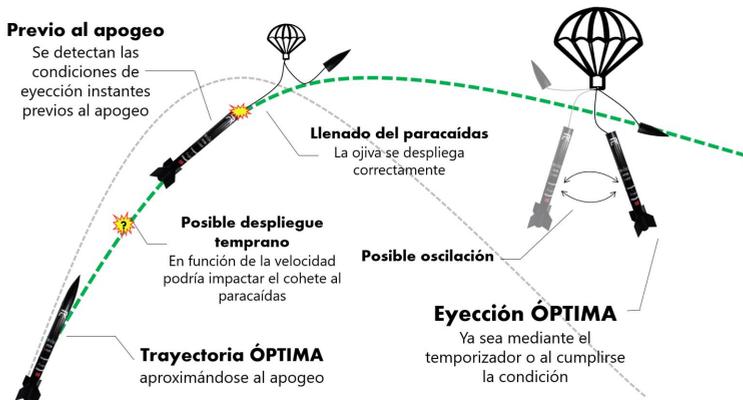


Figura 3.10: Caso de eyección óptima. Exitoso.

Tomando los 3 casos de referencia anteriores como los posibles acontecimientos que pueden llegar a efectuarse tras la llegada del cohete al apogeo (dejando apartados otros procesos con mayor incertidumbre como por ejemplo: el viento, inestabilidades y error humano durante el armado), no se hará hincapié en el desarrollo del despliegue del paracaídas, dado que no es objeto de estudio en este trabajo.

Por parte del equipo de Aviónica, se comunicarán dos pines digitales (para mayor redundancia) con la parte de recuperación para proceder a la activación de la señal de eyección. Estos pines irán acompañados de varios elementos de seguridad como transistores MOSFET, donde permiten solo el paso de la corriente en función de los aspectos deseados. Sobre este punto se encargarán el departamento de Recuperación en conjunto con el subdepartamento dedicado a la placa de navegación y almacenamiento de los datos de telemetría mediante una SD.

Las condiciones para el primer modelo de cohete Aspera serán las estipuladas por el programa *Open Rocket*, que mediante los datos de entrada del cohete, como el peso, propiedades propulsivas, geometría y efectos de perturbaciones que afecten a la aerodinámica de este, se estimarán las condiciones para mandar la señal a los ignitores para desplegar la recuperación tras alcanzar el apogeo en el lanzamiento de Aspera:

Condiciones iniciales	Dato
Pines Recovery	12 y 13
Aceleración (m/s^2)	19
Fuerza g	>2

Tabla 3.5: Condiciones iniciales para comenzar el temporizador y otros procesos.

Condiciones eyección	Dato
Altura mín (m)	500
Temporizador (s)	15
V_z (m/s)	<3

Tabla 3.6: Condiciones para la eyección.

En caso de que las condiciones de eyección fallen debido a algún problema con algún sensor, el temporizador será clave y de carácter modal con respecto a las anteriores a modo de seguridad.

En cuanto al esquema del despliegue del paracaídas (Figura 3.11), la aviónica se centrará en lo recuadrado en negro, los ignitores implantados en el mecanismo llamado *Tender Descender*.

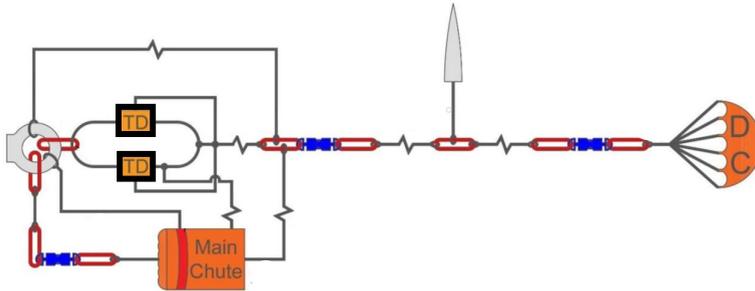


Figura 3.11: Diagrama general del sistema de recuperación.

Ignitores: Artefactos pirotécnicos diseñados para seccionar la porción de cuerda entre ambos ganchos colocados a continuación de los Tender Descender, derivando la fuerza de arrastre del Drogue Chute(DC) como una reacción en cadena y liberando al Paracaídas Principal de su Main Bag. Se colocan dos de estos elementos en paralelo para crear de esta forma un sistema redundante.

3.1.4 Subsistema de Presión y Temperatura

Subsistema de mayor complejidad a la hora de obtener una medida certera debido a la poca ventilación y entrada de aire en la cápsula de aviónica. Para ello, el equipo realizó orificios en el frame del cohete para poder lograr con los cometidos del sensor empleado:

- *BMP 280* (Anexo pág. 161), clasificado como un termómetro y barómetro digital del fabricante Bosch Sensortech, permite realizar las lecturas de temperatura, presión atmosférica y hallar la estimación de altitud sobre el nivel del mar mediante las tablas: *International Standard Atmosphere* (ISA). (Tabla 3.7 y Figura 3.12)

	Características
Tipo	Sensor
Voltaje	1,8V - 3,6V
Temperatura []	[-40,85]°C
Presiones []	[300,1100]hPa
Conexiones	I2C y SPI
Peso	2g
Dimensiones	13x10x3mm ³

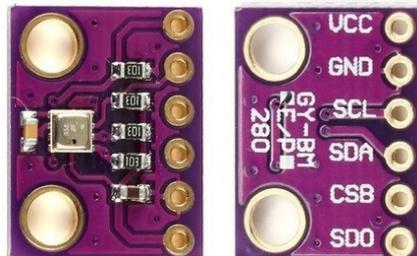


Figura 3.12: Sensor de Presión y Temperatura BMP280.

3.1.5 Subsistema de Radiofrecuencia y GPS

Finalizando con la parte de relevancia para el subdepartamento de Estación de Tierra dentro del equipo de Aviónica, se cerrarán los aspectos de la cápsula relacionados con la telemetría, en concreto con la radiofrecuencia para que esos paquetes de datos obtenidos mediante los sensores y módulos anteriormente comentados sean enviados de forma correcta, todo ello con el objetivo de leer dicha información en tiempo real y al mismo tiempo se almacenen en caso de catástrofe para su posterior análisis.

En primer lugar, se hará un estudio sobre la investigación de la transmisión y recepción de datos para contextualizar y aportar una base sobre este tipo de sistemas, así como las grandes posibilidades que estos elementos ofrecen a las ramas de la ingeniería.

Por lo que respecta al funcionamiento de la comunicación entre el Cohete y la Estación de Tierra, consistirá en emplear, como ya se ha comentando previamente, el uso de la radiofrecuencia (Figura 3.13), estableciendo una comunicación de datos, con el objetivo principal de poder cumplir con las lecturas deseadas de los sensores a tiempo real y proporcionar la posibilidad de enviar paquetes de datos con la mayor velocidad para realizar distintas tareas de forma no autónoma.

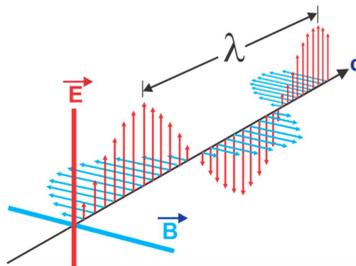


Figura 3.13: Formación de una onda electromagnética.

En cuanto a la definición de radiofrecuencia, o para abreviar RF, esta consiste en el uso de ondas electromagnéticas dentro de un espectro desde los 3 Hz a los 300 GHz, siendo el Hercio (Hz) la unidad de medida para caracterizar la señal creada a partir de un generador mediante corriente alterna dirigida a un receptor el cual recoge la información.

El medio de propagación es el aire y sobre este se identificaría la señal principalmente por el número de ciclos de la onda por segundo (mejor conocido como frecuencia) ligado con la longitud de onda (la distancia entre dos puntos sucesivos) obteniendo la velocidad de transmisión la cual sigue la siguiente fórmula:

$$\lambda = f\nu \quad (3.1)$$

Para poder distribuir el espectro de ondas de radiofrecuencia, esta se dividirá en intervalos de frecuencias o también denominados bandas de frecuencia reguladas por la Unión Internacional de Telecomunicaciones.

En cuanto a algunas propiedades a tener en cuenta para el lanzamiento del cohete, dado que al alcanzar el apogeo la onda viajaría una larga distancia, ocurrirán ciertos efectos, los cuales se pueden clasificar en:

- **Absorción:** Pérdida de la energía emitida al ser propagada por el medio. Debido principalmente por el intercambio de calor con los materiales de la cápsula de aviónica la cual absorbe esta radiación.

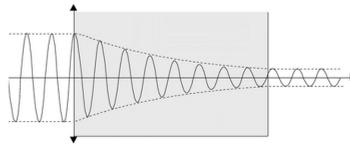


Figura 3.14: Pérdida por absorción del material.

- **Refracción:** Cambio de la dirección y velocidad que experimenta la onda al pasar por un medio con distinta densidad, produciendo modificaciones en el tiempo normalmente causadas por fenómenos meteorológicos.

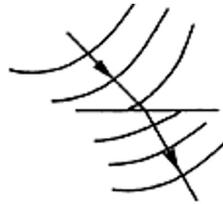


Figura 3.15: Efecto de refracción de una onda.

- **Reflexión:** Variación de la dirección al contactar con una superficie de separación entre medios, volviendo al medio inicial.



Figura 3.16: Fenómeno de reflexión en una superficie de una onda.

- **Difracción:** Dispersión de la onda y curvado de esta al incidir sobre un obstáculo. Este factor depende en gran parte del tamaño de objeto dado que, si este es similar a la longitud de onda, habrá zonas donde no llegará la señal.

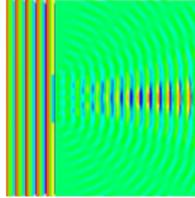


Figura 3.17: Formación de la difracción de la onda sobre un objeto.

A bajas frecuencias cruzan bien los obstáculos, pero pierde potencia a medida que aumenta la distancia.

A altas frecuencias viajan en línea recta y pueden llegar a rebotar en obstáculos.

- **Interferencia:** Fenómeno en el cual dos o más ondas se superponen dando como resultado una señal diferente a la deseada. Las interferencias están ligadas a perturbaciones generadas por el motor, equipos eléctricos, etc. Este factor puede ser de relevancia para el alcance de las ondas de radio, por lo que habrá que seleccionar la mejor opción de banda de frecuencia a emplear, teniendo en cuenta variables como la potencia de emisión, sensibilidad del receptor, condiciones atmosféricas y el relieve del terreno.

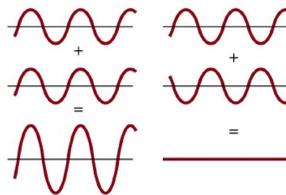


Figura 3.18: Interferencia entre ondas. Resultado nocivo para la misión.

Para poder tener en cuenta todos los factores comentados anteriormente, será necesario conocer el funcionamiento de una antena para lograr entender cómo se puede leer este formato de ondas electromagnéticas.

Una antena, en términos generales, consiste en un transductor. Dicho elemento transforma la energía de las ondas y consigue transformarlas en corrientes eléctricas y viceversa. Otra forma de definición es la idea de considerar a las antenas como elementos resonantes, es decir, la frecuencia de la señal transmitida es igual a la

frecuencia de la corriente, formando de este modo, una conexión entre sus polos mediante un cable de extremo a extremo. [13]

Tipos de antenas:
Antenas monopulares
Antenas dipolo
Antenas Yagi-Uda
Antenas panel
Antenas parabólica

Tabla 3.8: Clasificación de las antenas.

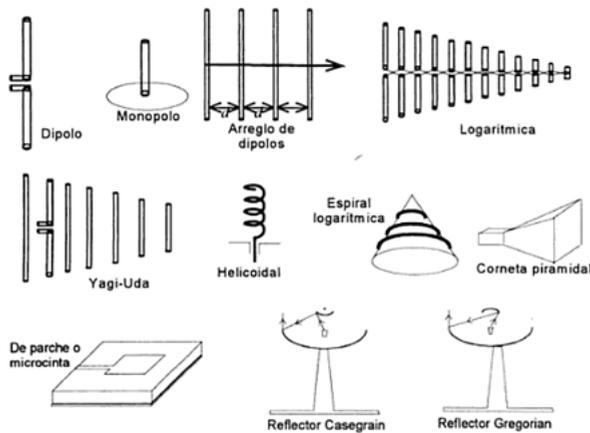


Figura 3.19: Visualización de la clasificación de las antenas.

Algunas de las características importantes sobre las antenas, de las cuales el equipo debe de ser consciente a la hora de realizar el radioenlace, son las siguientes:

- **Ganancia:** Relación entre la potencia de entrada y la potencia de salida, midiéndose en dBi. Comparación entre la antena real y una antena isotrópica (cuyo patrón es de radiación esférico perfecto y ganancia lineal unitaria). Este hecho, aplicado a grandes rasgos, es de vital importancia para lograr comunicación o no, es decir, si los módulos tienen la potencia necesaria para cumplir con la misión.
- **Directividad:** Medida de concentración de la potencia radiada en una dirección particular. En el cohete se busca una dirección más omnidireccional, mientras que en la Estación de Tierra se desea una antena más direccional que apunte al cohete.

- Polarización: Orientación de las ondas electromagnéticas al salir de la antena. A la hora de establecer comunicación con el cohete, este efecto es importante si cambia la actitud del cohete a horizontal.
- Patrón de radiación: Representación gráfica tridimensional de la energía radiada, la cual se analizará para obtener las dimensiones deseadas para el lanzamiento.

Una vez ya comentado todo lo referente a la emisión y recepción, queda tratar algunos parámetros para poder realizar la comunicación y que esta sea entendible por el receptor, ya sea la estación de tierra o el propio cohete para el caso de módulos bidireccionales.

- Frecuencia: Conocer la zona concreta de funcionamiento dentro del espectro.
- Ancho del Canal: Rango de frecuencias en el espectro ocupado por una señal. Medido en Hz, es la capacidad de transmisión a un canal de comunicación.
- Ratio de bits: Número de bits por segundo.
- Preámbulo: Palabra que sincroniza el tiempo de transmisión entre dos o más sistemas. En general, preámbulo es sinónimo de “introducción”.
- Sync word: Palabra que anuncia el inicio de los datos.
- CRC: Códigos de redundancia cíclica usados en la corrección y detección de errores.

Con respecto al uso de las antenas utilizadas a lo largo de la trayectoria del equipo, en ella constan principalmente las antenas monopulares situadas en el cohete, las cuales vienen usualmente con el propio módulo de radiofrecuencia. (Figura 3.20 y Figura 3.21).



Figura 3.20: Antena monopolar de 2,4GHz. **Figura 3.21:** Antena monopolar de 868MHz.

En este tipo de misiones, emplear un monopolo en la parte del cohete, en forma vertical y paralela al fuselaje, resulta interesante debido al espectro de radiación que emiten estas antenas (Figura 3.22). De este modo, su forma toroidal logra evitar parte de la ionización de los gases calientes que expulsa la tobera del motor cohete, los cuales crean unas perturbaciones como la refracción y la interferencia comentadas anteriormente. La forma omnidireccional que produce, es de gran utilidad para localizar y rastrear con la antena en tierra, dado que cubre un rango amplio para establecer la comunicación.

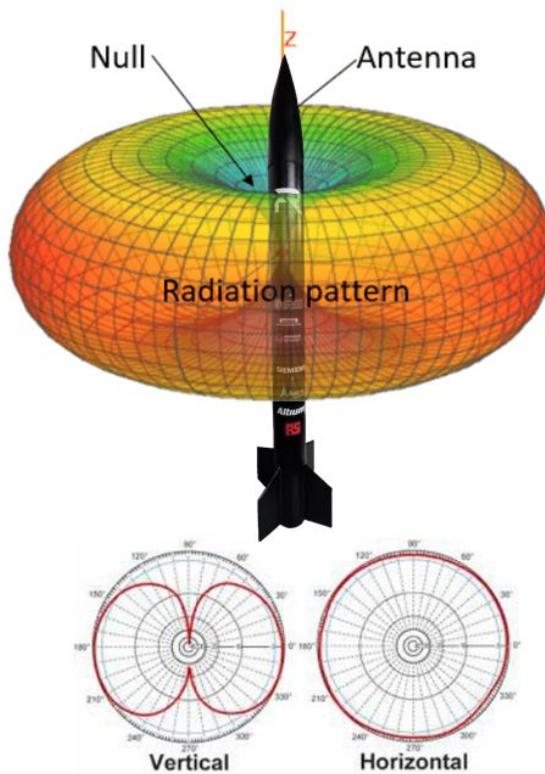


Figura 3.22: Esquema gráfico del patrón de radiación junto al cohete a gran escala.

En cuanto a la antena colocada en tierra para recibir los datos, esta será una Yagi, tanto para las primeras comunicaciones de 2,4GHz en el primer diseño del cohete, como para la siguiente generación de la cápsula de aviónica con módulos de radiofrecuencia trabajando a 868MHz para mayor alcance y potencia (empleando mejores módulos, conforme se comentarán en los siguientes párrafos). Utilizando el rango de frecuencias UHF 300 a 3000MHz con un rango de longitud de onda de 10 a 100cm.

Las antenas Yagi, ofrecen una gran directividad y rango de alcance elevado, ideales para los objetivos del subdepartamento. El único inconveniente será la precisión y poco margen de error que ofrece dado que, conforme se puede observar en el patrón de radiación de este tipo de antenas (Figura 3.23), la directividad a pesar de ser un aspecto positivo, se puede convertir en una desventaja debido al rastreo manual dirigido al cohete.

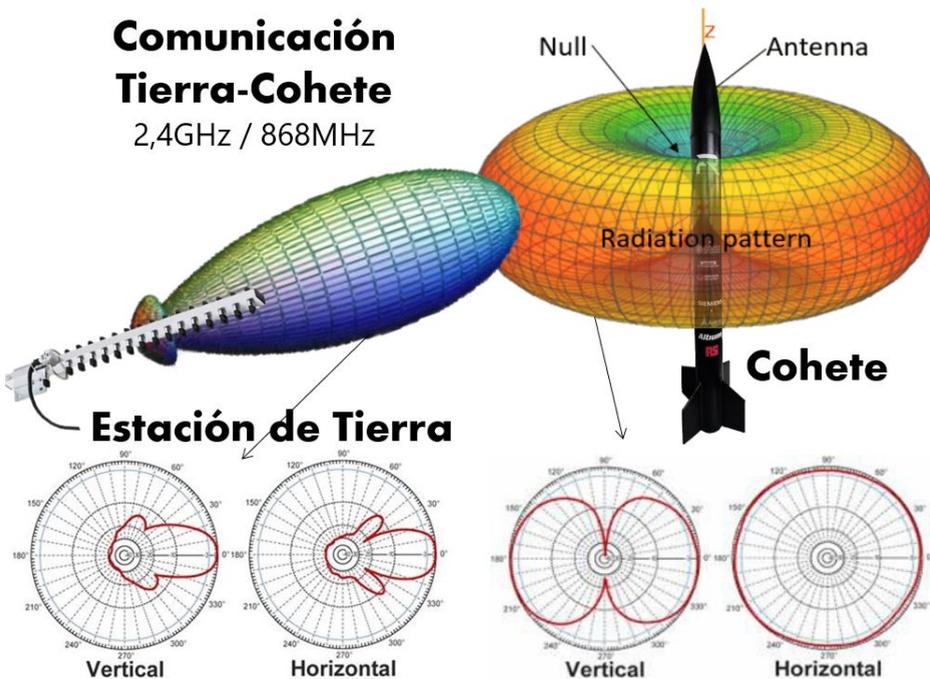


Figura 3.23: Esquema gráfico de la comunicación Yagi-Monopolo.

Las bandas de frecuencias han sido elegidas porque corresponden a frecuencias de libre uso para aplicaciones industriales, científicas y médicas (ICM). Según la UN-39, los dispositivos operando entre 869.4-869.65 MHz pueden emitir hasta con 500 mW (27 dBm) de PIRE. [14]

Para la banda de 2.4GHz, según la UN-85, los sistemas de transmisión de banda ancha y de acceso inalámbrico a redes de comunicaciones electrónicas, la PIRE máxima es de 100mW (20dBm). También según la UN-109, para transmisiones de video de corto alcance se puede transmitir hasta con 500mW (27 dBm) de cara a futuro.

– Antena Yagi 2,4GHz (Anexo pág. 165): . (Tabla 3.9 y Figura 3.24)

Especificaciones	Características:
Rango frecuencias	2400-2483MHz
Impedancia	50 Ω
Potencia	100W
Ganancia	16 dBi
Dimensiones	590x90x40mm ³
Peso	303g

Tabla 3.9: Características Yagi 2,4GHz.



Figura 3.24: Antena Yagi 2,4GHz

– Antena Yagi 868MHz (Anexo pág. 168): . (Tabla 3.10 y Figura 3.25)

Especificaciones	Características:
Rango frecuencias	850-1900MHz
Impedancia	50 Ω
Potencia	200W
Ganancia	11 dBi
Dimensiones	570x180x36mm ³
Peso	280g

Tabla 3.10: Características Yagi 868MHz.



Figura 3.25: Antena Yagi 868MHz

El equipo está trabajando actualmente en la implementación de un sistema que mediante servomotores y la obtención de datos de inclinación y elevación, sea capaz de seguir con las antenas el trayecto del cohete de forma autónoma, optimizando la potencia recibida.

Siguiendo con el uso de los módulos de radiofrecuencia utilizados por parte de la Estación de Tierra, se comenzará con el primero de ellos el cual conforme se podrá observar en el apartado de resultados (Sección 6.7) no ha cumplido con los requisitos necesarios para la misión a pesar de completar las especificaciones para Aspera:

– NRF24L01r 2,4GHz (Anexo pág. 172): Se trata de un módulo inalámbrico el cual trabaja a una frecuencia libre de 2,4GHz, ideal para proyectos relacionados con la telemetría, robots, control de periféricos, aplicaciones de mandos de video juegos, sensores remotos de temperatura, presión, alarmas, etc. (Tabla 3.11 y Figura 3.26)

	Características
Tipo	módulo RF
Voltaje	3,3V - 3,6V
Interfaz	SPI
Velocidad	250Kbps-2Mbps
Alcance	1km (zona abierta)
Peso	5g
Dimensiones	40x16x14mm ³



Tabla 3.11: Características del módulo de radiofrecuencia NRF24L01.

Figura 3.26: Módulo NRF24L01 de 2,4GHz.

Conforme se observará en los ensayos de la Sección 6.6, el equipo tomó la decisión de realizar una nueva búsqueda de módulos de radiofrecuencia, que cumplan con la potencia deseada, sobrepasaran los 1000 metros de altitud con creces y se reciba en plenitud los datos de la sensorización del cohete.

– *GAMMA LoRa 868 MHz (Anexo pág. 176)*: Módulo remoto bidireccional de telemetría, como su propio nombre indica proporciona un *Long Range* (largo alcance) mediante una baja tasa de envío de datos por el puerto serial. Ofrece mejores opciones para configurar las características de trabajo del propio módulo. Conforme se observó en la Figura 3.23, para esta nueva generación de componentes de telemetría se ha decidido bajar la frecuencia a las bandas permitidas de 868 MHz de ICM según la UN-39. (Tabla 3.12 y Figura 3.27) [14]

	Características
Tipo	módulo RF
Voltaje	2,4V - 3,6V
Interfaz	Serial Data
Velocidad	250Kbps
Alcance	>16km
Peso	5g
Dimensiones	51x20x8mm ³



Tabla 3.12: Características del módulo GAMMA LoRa 868MHz.

Figura 3.27: Módulo GAMMA LoRa de 868MHz.

Para finalizar esta subsección, se va a proceder a comentar el modelo GPS implementado en la cápsula, cuya principal función es de poder registrar la posición del cohete en todo momento, para lograr así localizarlo posteriormente de forma certera tras su trayectoria en paracaídas.

Recordando los conceptos básicos del Subsistema Rastreo y Telemetría, cabe destacar la importancia de la lectura de estos datos en tiempo real, estableciendo una simbiosis entre la comunicación con los módulos de radiofrecuencia y el poder obtener la información de las coordenadas por GPS para no perder de vista el objeto tras su lanzamiento, ya sea por poder recuperarlo como por normativa de seguridad.

En cuanto a los módulos GPS utilizados, estos irán acompañados de una antena con conector u.FL de tamaño reducido como lo incorpora el *Módulo de Antena Activa GPS con un filtrado LNA* (Tabla 3.13 y Figura 3.28):

	Características
Frecuencias	1.575,42MHz
Voltaje	3V - 5V
Corriente	15mA
Impedancia	50Ω
Ganancia	27dBm
Polarización	RHCP
Dimensiones	27,5 x 27,5 x 7,5mm ³

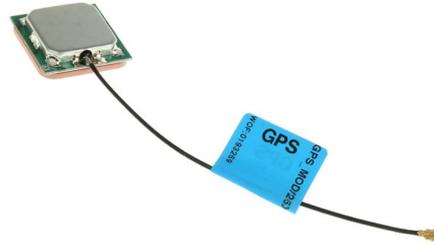


Figura 3.28: Módulo de Antena Activa GPS con un filtrado LNA.

Tabla 3.13: Características de la antena del GPS.

Con respecto a los elementos GPS, se han utilizado varios modelos, el primero *GPS GY-NEO6MV2* (Figura 3.29) el cual ya incorporaba antenas. Los resultados de este GPS no fueron los esperados y por ello se pasó al siguiente componente en conjunto con la antena anteriormente comentada.

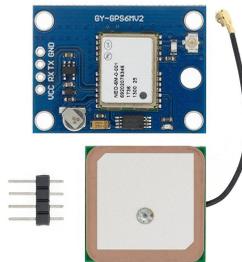


Figura 3.29: Módulo GPS GY-NEO6MV2

– *Adafruit Ultimate GPS Breakout (Anexo pág. 186)*: Última versión de los modelos de Adafruit en relación a sistemas GPS. En comparación con su antecesor, este dispositivo supone un aumento en el presupuesto. No obstante, las características y los datos obtenidos ofrecen una alta calidad y sensibilidad a la hora de registrar la información, siendo capaz de rastrear hasta 22 satélites en 66 canales diferentes. (Tabla 3.14 y Figura 3.30)

	Características
Tipo	módulo GPS
Voltaje	3,3V - 5V
Corriente	20mA
Conector Antena	u.FL
Interfaz	I2C
Canales	66
Sensibilidad	-165dBm
Dimensiones	35 x 25,5 x 6.5mm ³

Tabla 3.14: Características del módulo GPS.

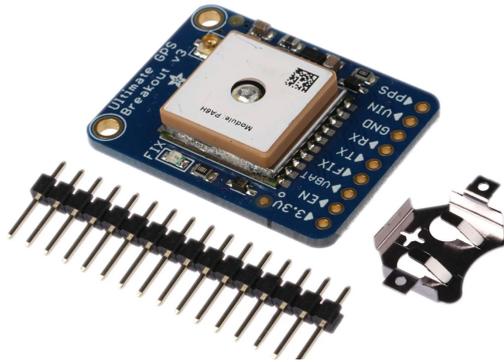


Figura 3.30: Módulo Adafruit Ultimate GPS Breakout

Este componente es el que marca el *tempo* antes de la configuración y armado del cohete, esto se debe a la calibración previa que tiene para detectar los satélites y poder así registrar las coordenadas con alta precisión.

Según un pequeño estudio estadístico realizado por parte del subdepartamento tras cada ensayo de laboratorio, el módulo necesita estar al aire libre para poder establecer cobertura e inicializarse tras 49,57 segundos, mucho más rápido y fiable en comparación con la media de 5 minutos del módulo anterior.

3.2 Diseño de la Cápsula de Aviónica

Por lo que respecta a la fase de diseño de la cápsula de aviónica, previamente tratada en este capítulo, es necesario comentar que es un proceso fuertemente dependiente de las pruebas realizadas, presupuesto y corrección de errores (Capítulo 6). En este subapartado se tratarán todos los prototipos, primeros bocetos, circuito electrónico y resultados obtenidos, los cuales dan pie al avance y permiten seguir explorando nuevos conceptos o productos, mejorando los conocimientos del alumnado sobre la aviónica referido a este tipo de sistemas.

Cumpliendo con los parámetros estipulados por el equipo, se hará uso de programas informáticos para la parte estructural como:

- Autodesk Fusion 360 y NX: Diseño 3D, esquemas electrónicos, dimensiones de la cápsula y para el diseño del mecanizado de las piezas.
- Altium: Software específico para realizar las placas impresas PCB (Printed Circuit Board).

Las dimensiones a cumplir son 212 mm de alto y 90 mm de diámetro. En base a esta información, como punto de partida, el equipo ha intentado optimizar el espacio lo mejor posible en relación al material y las herramientas disponibles.

Uno de los primeros diseños de la cápsula, la cual ha servido de gran apoyo para la realización de pruebas y ha sido el inicio de los futuros trabajos, es (Figura 3.31):

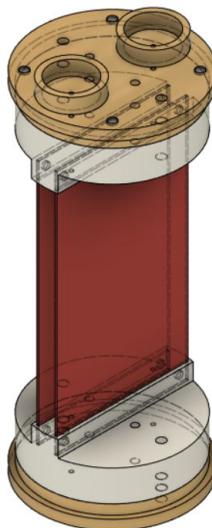


Figura 3.31: Primer diseño 3D de la cápsula de aviónica.

Siguiendo el patrón de colores de la Figura 3.31:

- **Madera:** Tapas para encapsular la parte superior e inferior del tubo de PVC que envuelve el sistema, las cuales son atravesadas por unos larguerillos para dar rigidez y acople a las placas perforadas y sus respectivas tapas. Sobre la superficie de la parte superior, irán colocados los ignitores para la sección pirotécnica del paracaídas. Este tipo de piezas, mecanizadas mediante el proceso de corte por láser de unas tablas de madera de bajo espesor, irán atornilladas al fuselaje desde fuera para fijar este módulo al cohete. Las tapas se verán modificadas con el objetivo de disminuir peso y simplificar el proceso.
- **Plateado:** Material de plástico mediante impresión 3D, el cual ha escalado posteriormente a poliamidas en forma de polvo. Se opta finalmente por el nylon, el cual gracias a la sinterización selectiva del polvo por láser puede ofrecer propiedades mecánicas y térmicas muy altas (alta rigidez, extremadamente sólido incluso a temperaturas muy bajas, resistente al estrés, etc.), así como resistencia a diversos productos químicos. Todo esto se debe a las propiedades del material al ser compuesto por 6 átomos de carbono colocados de forma isotrópica.
- **Rojo:** Ambas piezas representan las dos placas de aviónica que van incorporadas en la cápsula, una de ellas trabajada por el subdepartamento de Aviónica del Cohete encargada de la lectura de la navegación, el *trigger* de la eyección del paracaídas y el guardado en una tarjeta Micro SD o memoria tipo Flash de los datos (a esta placa se le referirá como "**Placa SD**"). En cuanto a la otra cara de la moneda, consiste en la "**Placa RF**", dirigida por el subdepartamento de Estación de Tierra, responsable de la redundancia de sensores y envío de estos datos a tiempo real mediante los módulos de radiofrecuencia. En un principio estos elementos representan placas perforadas, en las cuales se deberán soldar todos los pines de cada componente.

A modo de recomendación, se puede comentar la necesidad de una buena estación de soldadura a una temperatura aproximada de 350°C o ligeramente superior para no prescindir tanto del pulso y de esta forma el estaño se funde correctamente (todo ello con un soldador de punta fina, líquido Flux y cera para soldar). De esta forma se facilitará la realización del circuito con las características deseadas. Es importante destacar el uso del multímetro para comprobar la continuidad constantemente y evitar malos contactos; la práctica y los errores hacen al maestro.

Previamente a la elaboración de las piezas mencionadas anteriormente, se crearon las Placas para poder realizar las pruebas. Una vez mecanizadas todas las partes necesarias, algunos de los primeros modelos utilizados resultarán en la Cápsula de Aviónica - V1 pudiendo observarse en la Figura 3.32:

CÁPSULA DE AVIÓNICA - V1

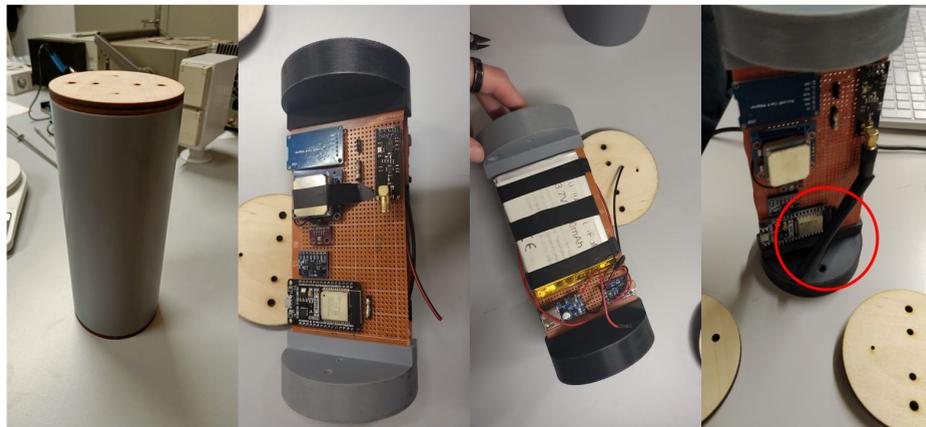


Figura 3.32: Primer modelo de la Cápsula de Aviónica - V1.

Conforme se puede apreciar, en esa primera versión de la Figura 3.32 (sin contar con la importancia de la versión 0 en placas de prototipado para la creación del código, así como la designación de las conexiones) se incorporaron las Placas de RF y SD en una perforada solamente, mientras que en la otra, el control del subsistema de alimentación, utilizando un único microcontrolador para realizar todas las tareas. Dicha cápsula, elaborada para la comprobación de las pruebas de laboratorio como por ejemplo la medición del subsistema inercial, guardado en micro SD, pruebas de telemetría, entre otras, ha servido de gran ayuda para comenzar a familiarizarse con las órdenes de magnitud de los datos obtenidos y como compañía para el desempeño de la Interfaz Gráfica de Usuario del Capítulo 5.

No obstante, varios problemas surgieron de esta versión, ya sea desde la poca optimización del espacio, inconvenientes con las soldaduras debido a la falta de experiencia con pines tan pequeños y se destaca el conflicto entre el reloj del guardado de la SD y el envío de datos del modulo de radiofrecuencia.

Por ello, el equipo decidió trabajar en una nueva versión (Figura 3.33), independizando la radiofrecuencia y el almacenado físico de la sensorización cada uno de ellos con su propio ESP32 y principalmente mejorando las conexiones con un mejor manejo de la estación de soldadura (Figura 3.34).

PLACA AVIÓNICA RF - V₂

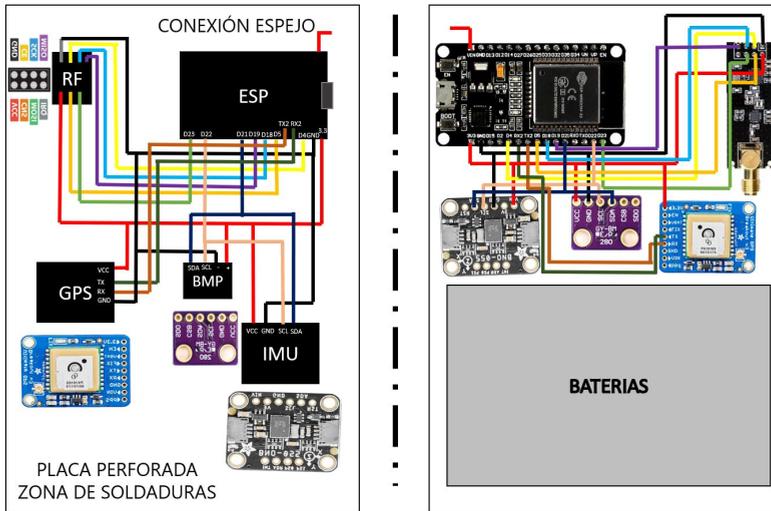


Figura 3.33: Borrador del esquema de conexiones de la Placa RF - V₂.

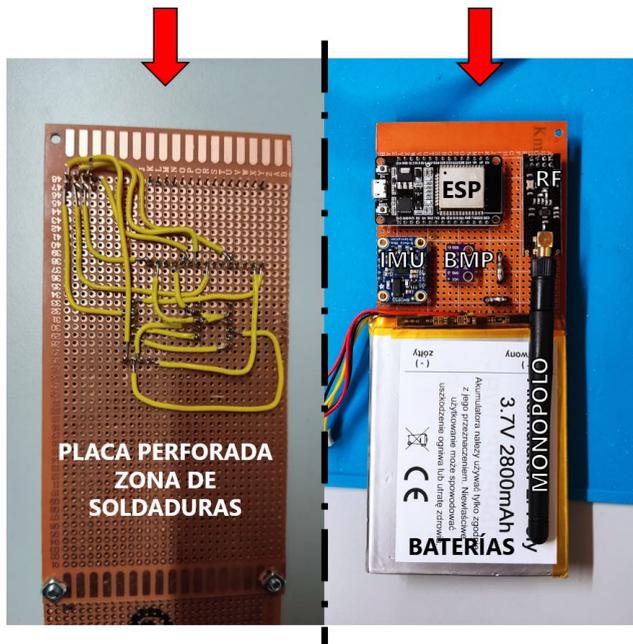


Figura 3.34: Cápsula de Aviónica - Placa RF - V₂.

Una de las principales diferencias que se observan tras comparar la idea original de la Figura 3.33 con el resultado de esta segunda versión, sería la ausencia del GPS, debido principalmente al poco espacio disponible.

Dado que se trataba de una nueva generación para la cápsula, también hubieron cambios en algunos de los componentes, los cuales se han comentado en los subsistemas anteriores, y uno de ellos fue la compra del módulo Adafruit Ultimate GPS Breakout el cual se soldó a la Placa SD para su almacenamiento en la Micro SD (Figura 3.35).

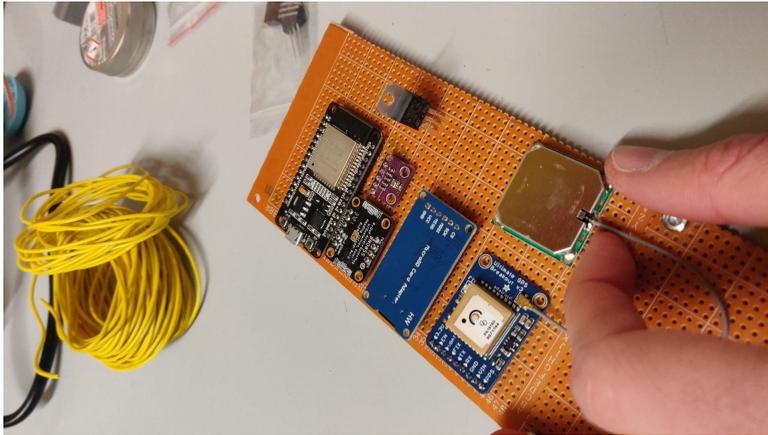


Figura 3.35: Cápsula de Aviónica - Placa SD - V2.

De este modo, el departamento de Aviónica decidió de dar el siguiente salto generacional: elaborar algo que permitiese reducir el espacio entre placas, eliminando los cables y el problema de soldaduras. Mediante la optimización, la cápsula permitirá incluir el GPS, clave para la Estación de Tierra, eliminando la zona de Baterías (introduciéndolas entre medio de la Placa RF y SD debido a que no habrán cables ocupando ese espacio).

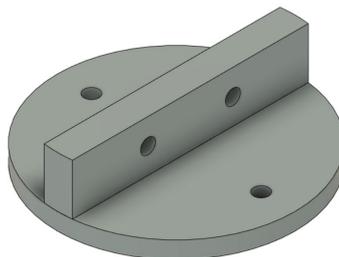


Figura 3.36: Modificación tapas superior e inferior - Material: Polvo de nylon.

Para lograrlo, se pasó a realizar un nuevo diseño, manteniendo la misma distribución que la Figura 3.31, modificando la distancia de las tapas de impresión 3D para ganar espacio y al mismo tiempo fijando las bases mediante un tornillo pasante (Figura 3.36). Estas placas, diseñadas por los compañeros del equipo, serán creadas las placas de circuitos impresos o PCB mediante el programa de diseño de electrónica patrocinador del equipo Altium (Figuras 3.37 y 3.38):

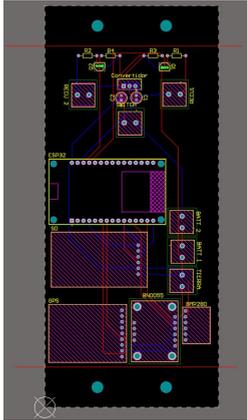


Figura 3.37: PCB - Placa SD - V3.

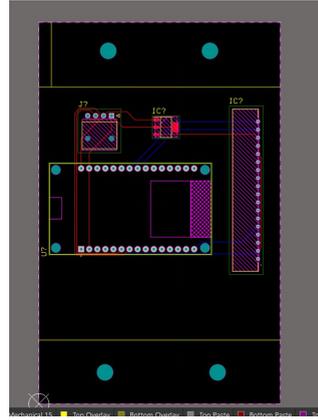


Figura 3.38: PCB - Placa RF (LoRa) - V4.

Los resultados del montaje de la Cápsula de Aviónica para el primer lanzamiento de Aspera serán (Figuras 3.39, 3.40 y 3.41):



Figura 3.39: Cápsula de Aviónica SD - V3.



Figura 3.40: Cápsula de Aviónica RF - V3.



Figura 3.41: Cápsula de Aviónica - Placa SD - V3.

3.3 Software Arduino Cápsula de Aviónica

A continuación y a modo de cerrar el capítulo 3, se pondrá a disposición el código empleado en la cápsula de aviónica en el Anexo A.1, en concreto sobre la Placa RF, siendo programada mediante los ESP32 con el software informático y las librerías necesarias de Arduino, utilizando lenguaje basado en C. En la Figura 3.42, se aprecia el flujograma sobre el código empleado:

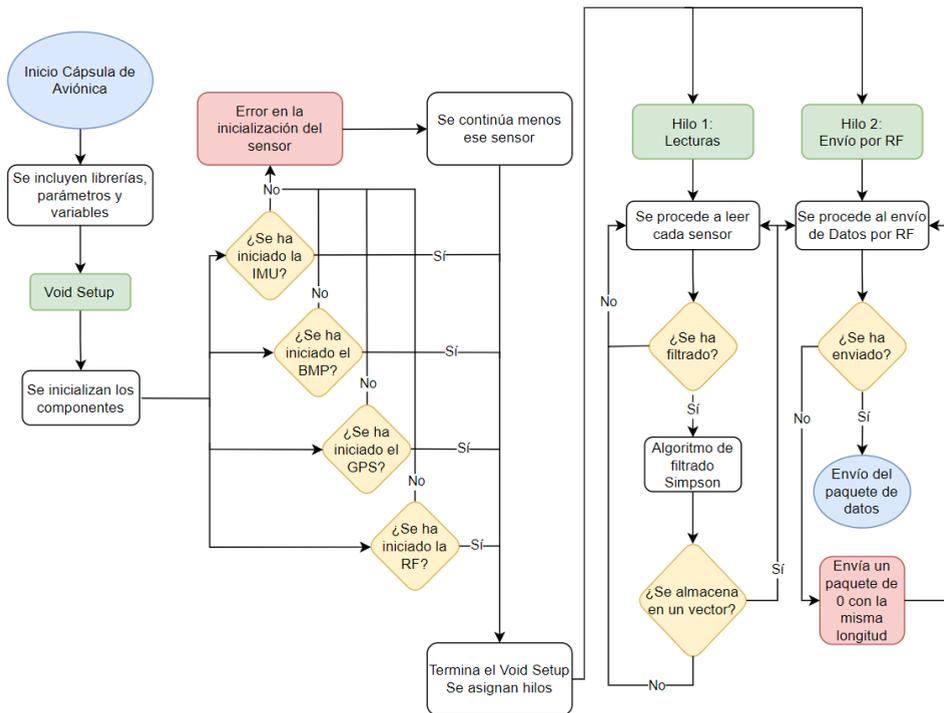


Figura 3.42: Flujograma del código de envío de datos por RF.

Observando el diagrama de la figura anterior y siguiendo un orden de izquierda a derecha se comentará el procedimiento estipulado en el código embarcado en el cohete.

En primer lugar, partiendo de la elipse, se inicia el programa una vez está conectada la placa a la alimentación, de esta forma, comenzaría a introducirse los parámetros iniciales, así como las librerías de cada componente respectivamente.

Previamente a la inicialización de cada uno de los elementos, el equipo mandaba por el puerto Serial un input para comenzar a realizar el Void Setup. Posteriormente se eliminó esta característica y el código trabaja de forma autónoma.

A continuación, se van a establecer los componentes. En caso de fallo, ya sea por mala soldadura, error de lectura o no detectar satélites/radiofrecuencia, el código procede a seguir con los bucles separados en dos hilos, cada uno dedicados a un núcleo específico del microcontrolador debido a su exigencia de cálculo y tasa de envío.

En el hilo 1, se realizan las lecturas de cada uno de los sensores, se realiza un filtrado de ellos para evitar ruido en la toma de datos y posteriormente se almacenan en vectores cuya longitud va aumentando a lo largo que se repite el bucle.

Una vez obtenidos dichos vectores de las variables deseadas, estas se escriben y se mandan por el módulo de radiofrecuencia para su envío a la Estación de Tierra, en caso de no tener el paquete de datos o perder señal, el módulo enviaría un vector de 0.

Capítulo 4

Estación de Tierra: Control de Lanzamiento

4.1 Conceptos básicos

Según la Real Academia Española, la definición de una estación (relacionado con el sector tecnológico) englobaría los conceptos sobre todo centro o conjunto de instalaciones para ciertas actividades, frecuentemente de carácter científico.

Para el equipo, la Estación de Tierra o conocido como *Ground Control Station*, *GCS* en su término anglosajón, debe cumplir con todas aquellas funciones relacionadas con la planificación de la misión, comunicación con el cohete durante todas las fases y control de la carga útil (en caso de que lo hubiera) mediante sistemas de comunicaciones y enlaces de datos para acceder a la información de la sensorización y a los sistemas embarcados.

La Estación de Tierra, conforme se ha ido observando a lo largo del capítulo anterior mediante el subsistema de radiofrecuencia, necesita de un receptor que establezca una conexión con los módulos y que actúe de esclavo escuchando en la dirección y frecuencia correcta. Como su propio nombre indica, es una estación de radio terrestre para telecomunicaciones para el recibimiento de los distintos paquetes de datos del cohete.

Se hará referencia a todo dispositivo que efectúe la recepción, desde un microcontrolador ESP32 en conjunto con un módulo de radiofrecuencia como diseño alfa para las pruebas iniciales hasta un maletín dedicado al proceso de ignición y lectura de la información de los distintos subsistemas de una forma más focalizada y profesional.

Un esquema global que abarca las principales funciones y logística que realiza el maletín, apodado por el equipo como *Faraday Control Launch* (FCL) (Figura 4.1):

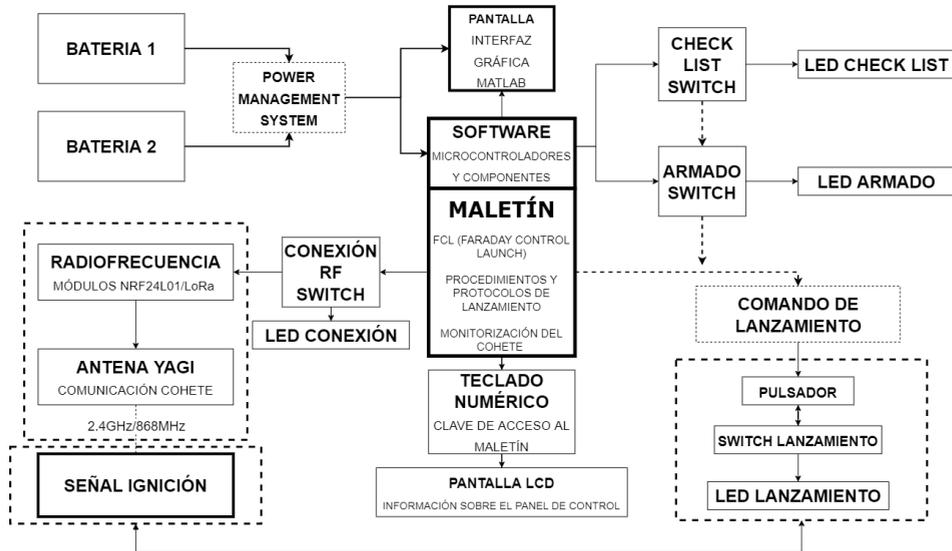


Figura 4.1: Diagrama de bloques del Control de Lanzamiento.

En primer lugar, conforme se puede apreciar en la figura anterior, desglosando cada subpunto que rodea al software y a la parte física del maletín, estos requieren de un subsistema de alimentación al igual que en el caso de la cápsula de aviónica y sería el componente crítico para el funcionamiento de los otros subsistemas.

Para estos procesos, el peso ya no es de gran importancia, dado que es un elemento estático y no requiere de una búsqueda exhaustiva en función de las dimensiones y efectos de estabilidad al modificar el centro de gravedad. Por ello, los elementos incorporados al maletín pueden ir sobredimensionados y un claro ejemplo serían las baterías, las cuales para estas primeras versiones del Faraday Control Launch no están siendo necesarias. Esto se debe a que los componentes están siendo alimentados mediante un dispositivo informático como un portátil (al mismo tiempo que la pantalla de este hace la función del muestreo de la interfaz gráfica). No obstante, de cara a futuro se desea independizar el maletín de cualquier otro dispositivo incorporando su propia alimentación y su pantalla.

Para la realización de todos los procesos propuestos en el diagrama de bloques anterior, el microcontrolador ESP32 no logra alcanzar los requisitos necesarios debido a la falta de pines digitales para la utilización de todos los componentes. De este modo, la opción escogida por el departamento es:

- *ARDUINO ATMEGA2560 R3* (Anexo pág. 190) microcontrolador relativamente barato para la calidad que ofrece. Proporciona un entorno claro y simple, el cual haciendo uso del mismo software que con el ESP32 (el IDE de Arduino) aporta cierta flexibilidad a la hora de programar las tareas necesarias. Esta versión de Arduino incorpora una gran cantidad de pines para los subsistemas del maletín (Tabla 4.1 y Figura 4.2)

	Características
Tipo	Microcontrolador
Voltaje	5V DC
Pines Digitales	54
Frecuencia Reloj	16MHz
Memoria EEPROM	4 KB
Memoria SRAM	8 KB
Memoria Flash	256 KB
Dimensiones	101,52mm x 53,3mm x 12mm

Tabla 4.1: Características del Arduino ATmega 2560 R3.

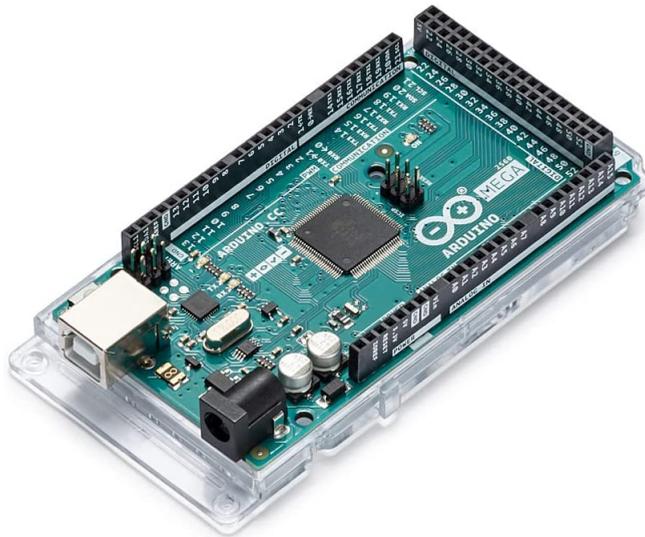


Figura 4.2: Arduino ATmega 2560 R3.

Las siguientes características que deber cumplir el maletín para conseguir una misión exitosa se centrarán en aquellos recuadros con línea discontinua de la Figura 4.1:

- **Comunicación:** Lograr entablar una conexión vía radiofrecuencia necesaria con el cohete. Mantener una señal fluida y sin pérdidas de información mediante los módulos comentados en el capítulo anterior. En este caso en particular, la comunicación del maletín con el cohete podrá ser recíproco, es decir, ambos componentes de radio estarán escuchando y enviando paquetes de datos dependiendo de la fase del lanzamiento. Destaca también la comunicación con el propio equipo, ya sea para organizar los eventos o tareas a realizar, efectuar una serie de pasos previos o check list antes del lanzamiento y alertar en caso de tener que realizar las medidas de seguridad tras un problema durante la misión.
- **Sistema de ignición:** Uno de los objetivos del equipo consistiría en realizar una ignición inalámbrica desde la Estación de Tierra al propio cohete, sin necesidad de establecer un enlace físico desde el motor con un elemento que realice de forma externa el encendido mediante una llama piloto. Por el momento, las pruebas realizadas han sido mediante un cable conectado a una batería de coche, haciendo contacto con el propelente del motor cohete y cerrando el circuito tras la cuenta atrás.
- **Logística y adquisición de datos:** Por último, todo aquel componente que realice los procesos previos y efectúe las actuaciones durante la misión necesitará de cierto control y orden. Es por ello que gracias a la comunicación y pasos propuestos a modo de receta se lograrán adquirir la información de telemetría necesaria.

4.1.1 Comunicación

Para este apartado, la comunicación como bien se ha comentado anteriormente, se hará uso de los mismo módulos de radiofrecuencia mencionados en el capítulo previo. En primer lugar, se hizo uso de los NRF24L01 para el primer lanzamiento del equipo, no obstante, la comunicación no resultó efectiva conforme se tratará en los resultados junto con las pruebas de rango.

Debido a esto, el equipo pasó a tratar con los siguiente módulos, los GAMMA LoRa, mediante los cuales se ha podido comprobar que cumplen con las expectativas en cuanto a distancia y potencia, por lo que seguramente no se pierda comunicación con el cohete (Sección 6.6).

Cabe destacar que, para la comunicación del maletín con el cohete, los módulos necesitarán incorporar una función que permita la escucha y el envío de datos de forma simultánea. Dado que es imposible que el componente sea emisor y receptor a la vez, deberá sincronizarse para estar un tiempo infinitesimalmente pequeño en una forma

u otra, posteriormente se irá cambiando su estado en función de la fase de la misión, pasando a un solo modo de ellos.

- **Modo Configuración:** En este estado del módulo de radiofrecuencia, el usuario es capaz de modificar el setup del LoRa mediante el Monitor Serial de Arduino o posteriormente mediante un teclado numérico. Se permitirá cambiar las siguientes variables según el data sheet del propio módulo mediante comandos tipo ASCII (Tabla 4.2):

#?	Información config.
#C	Potencia/Velocidad Operación
#A	Dirección/Canal frecuencia
#H	Emparejamiento
#B	Baud Rate
#Q	Reset/Fijar config.

Tabla 4.2: Modo configuración del GAMMA LoRa.

Ejemplo: #C 1 15, esto indicaría fijar una Potencia de +20dBm y una velocidad de operación de 55ms, siendo la más demandante y deseada por parte del equipo.

- **Modo Telemetría:** Para el modo telemetría en forma de transceptor (TRX), ambos módulos LoRa están emparejados, escuchando y enviando los datos que reciben como la potencia obtenida, la sensibilidad o la velocidad de operación. Esta función será de gran ayuda para la Estación de Tierra para realizar las pruebas y observar la información relacionada con aspectos de telecomunicaciones. Existen tres modos de Telemetría, el comentado en este punto como transceptor y los básicos siendo simplemente un transmisor o receptor (Figura 4.3).

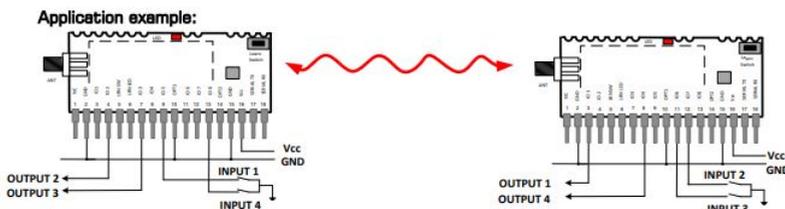


Figura 4.3: Modo Transceptor del LoRa para la comunicación.

- **Modo Serial:** Por último, este modo consistirá en la parte de recepción y emisor serial. Puede tomar dos caminos, forma Paralela o como un MODEM como un simple módulo de radio con RX y TX. Este último modo será importante dado que es aquel que puede verse modificado mediante el modo configuración.

Aparte, dado que permite el envío y recepción de datos, será posible controlar los datos recibidos ya que, tras conectar la aviónica hasta el lanzamiento, transcurre demasiado tiempo y se recoge información irrelevante para la misión. De esta forma, cuando el equipo lo desee podrá enviar la señal al cohete **"GO ASTRA"** para establecer el inicio del envío de la sensorización.

4.1.2 Sistema de ignición

Por lo que respecta al sistema de ignición, hasta el momento ha sido un aspecto a tratar por parte del departamento de Propulsión, dedicado al motor cohete.

En cuanto al objetivo de la Estación de Tierra, relacionado con este sistema, se busca el envío de la señal mediante radiofrecuencia para que desde la cápsula de aviónica realice la misma función pirotécnica con el paracaídas, pero esta vez al motor. Para lograrlo, el maletín deberá de disponer de dos opciones o actuaciones para efectuar la ignición.

- **Por cable:** De acorde a la normativa de las competiciones relacionadas con cohertería y siguiendo las especificaciones de los motores cohete comerciales a utilizar durante estos lanzamientos, la ignición deberá ser realizada de forma física y no por radiofrecuencia (Figura 4.4).

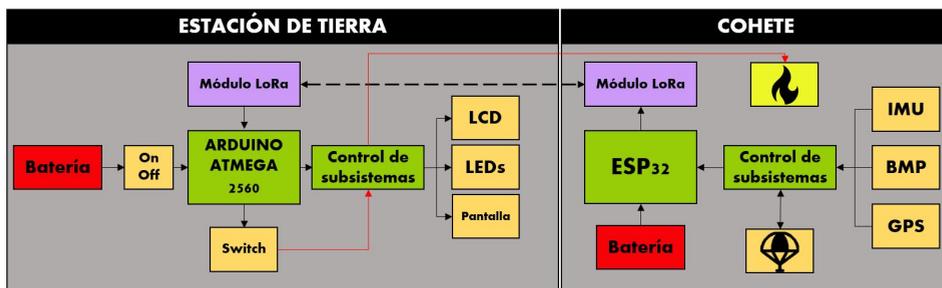


Figura 4.4: Esquema de encendido por cable.

- **Inalámbrica:** En este caso la señal digital enviada no se realiza al cerrar un circuito mediante un pulsador. El maletín incorpora las medidas y los Inputs necesarios para que la Cápsula de Aviónica detecte **DESPEGUE** cuando sea deseado (Figura 4.5).

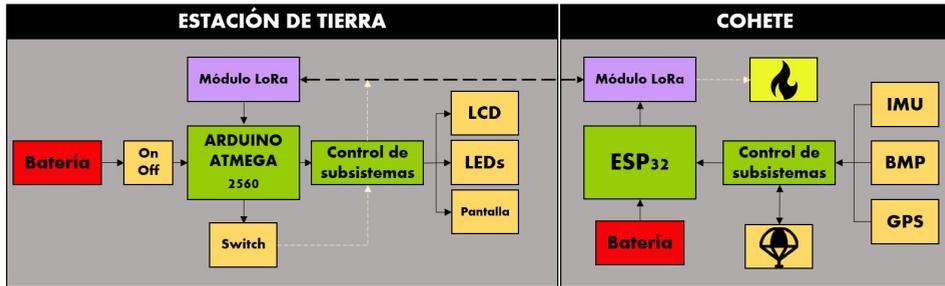


Figura 4.5: Esquema de encendido por radiofrecuencia.

4.1.3 Logística y cadena de mando

Todo aquel componente restante del diagrama de bloques comentado al principio del capítulo será clave para que todo siga un orden y logre coordinar la visión estratégica de la cadena de mando de la misión.

Algunos de los elementos necesarios para llevar a cabo la logística de la Estación de Tierra serían:

- *INTERRUPTOR DE PALANCA SPST (Anexo pág. 196)*: Mediante el uso de este tipo de interruptores, el usuario es capaz de ir controlando y de ir tomando las decisiones en función de la misión. Dispone de una alta versatilidad este componente, pudiendo servir de gran ayuda para conectar la alimentación, establecer comunicación mediante radiofrecuencia, repasar la check list e iniciar el lanzamiento. (Tabla 4.3 y Figura 4.6)

	Características
Tipo	Interruptor
Voltaje	2-4V DC
Posiciones	On/None/OFF
Vida mecánica	40.000 ciclos
Resistencia	10mΩ
Material	Latón
Dimensiones	50mm x 27mm x 11,3mm

Tabla 4.3: Características del Interruptor de Palanca SPST.



Figura 4.6: Interruptor de Palanca SPST.

Para la fase del lanzamiento, se hará uso del envío de la señal a doble paso, es decir, el trigger que disparará la ignición será realizado mediante un interruptor de palanca simulando un giro de llave mecánico en conjunto con un pulsador con un LED incorporado en su interior (Figura 4.7). La acción se deberá realizar de forma simultánea, por lo que si por error se activase uno de los dos elementos, no resultaría en un lanzamiento inesperado.



Figura 4.7: Pulsador para la ignición.

Uno de los elementos a destacar serían los LEDs (Figura 4.8), ya que de forma visual son capaces de informar al usuario de que la acción enviada ha sido realizada con éxito.



Figura 4.8: Parte física del LED para el maletín.

Siguiendo el esquema propuesto por el equipo con respecto al diseño del maletín, la agrupación interruptor-LED sería (Figura 4.9):

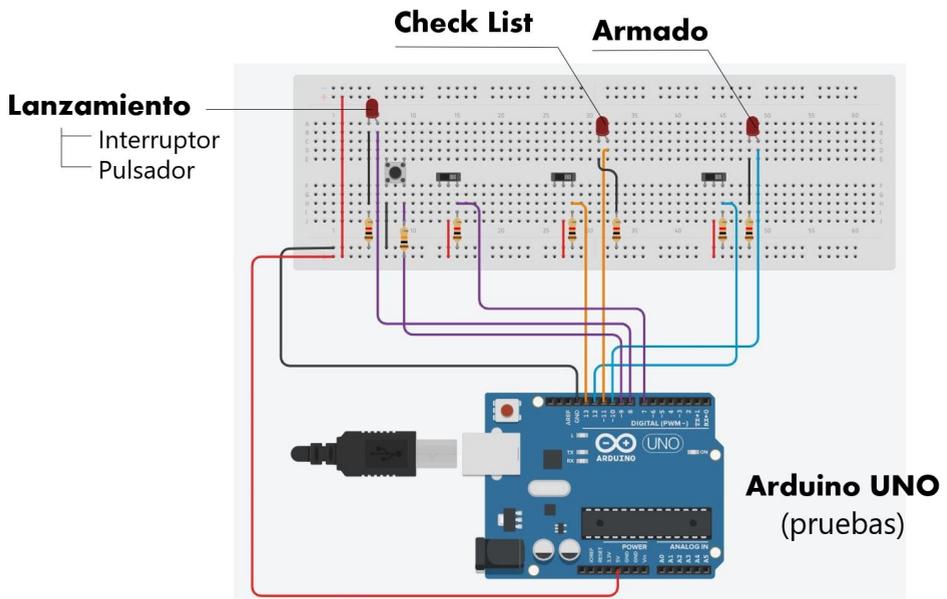


Figura 4.9: Esquema electrónico de la parte de logística.

En cuanto al proceso relacionado con el inicio de los componentes y de la misión, la incorporación de un teclado numérico (Figura 4.10) y de una pantalla LCD (Figura 4.11) serán de gran utilidad para evitar cualquier error y mejorar la propia seguridad del dispositivo. Este módulo, Teclado-LCD, podrá ampliar sus funciones dependiendo de los objetivos deseados por el usuario y de la misión, ya sea desde el propio control y manejo de la comunicación, pudiendo modificar la configuración de los módulos como se ha comentado en el subpunto anterior, hasta poder efectuar los comandos disponibles en la interfaz gráfica. (Figura 4.12)



Figura 4.10: Teclado numérico para comandos.



Figura 4.11: Pantalla LCD para información.



	Teclado	LCD
Alimentación	5V	5V
Pines	12	12
Características	Retroiluminado Azul	Material Policarbonato
Dimensiones (mm ³)	80x36x19	64x51x8,1

Tabla 4.4: Tablas de características generales de ambos componentes

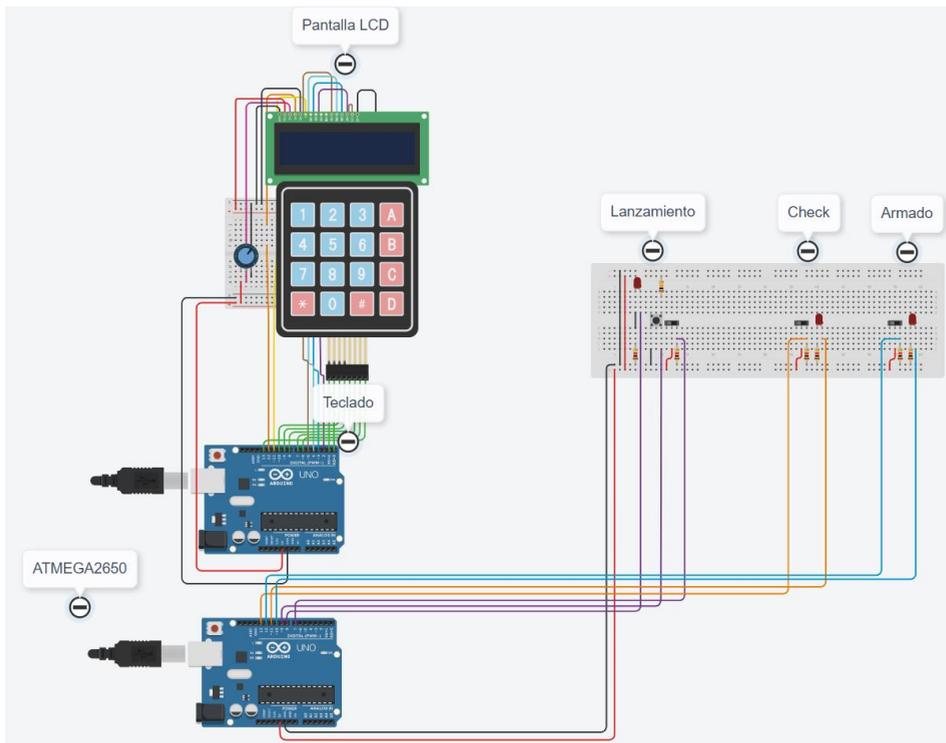


Figura 4.12: Esquema de la logística del maletín (simulando ATMEGA 2560).

Por lo que se puede mostrar en el circuito anterior, el programa utilizado para representar los componentes y para realizar la parte de código es el software relacionado con diseño de circuitos de electrónica AutoDesk TinkerCAD, que ofrece una gran variedad de sensores, componentes y herramientas para prototipar los trabajos de una forma segura, rápida e intuitiva. (Planos II).

4.2 Diseño del panel de control

En cuanto al diseño del panel de control, el equipo tomó la decisión de emplear como carcasa para los componentes un maletín el cual tenga la capacidad suficiente para albergar el material necesario para la misión.

- *MALETÍN DE HERRAMIENTAS DEXTER*: fabricado en aluminio, con una capacidad de 13,49 L, es capaz de cubrir con las especificaciones deseadas por el departamento. Pese a que en su interior posea accesorios para colocar las herramientas de trabajo, se eliminaron esas partes y se acomodaron los soportes para introducir el panel de control. (Figura 4.13)



Figura 4.13: Estación de Tierra - Maletín DEXTER.

Una vez despejado el interior del maletín, el resultado tras pintarlo por los laterales y acondicionar los soportes de madera mediante un sellador adhesivo llamado T-REX:



Figura 4.14: Proceso fabricación maletín - Estación de Tierra.

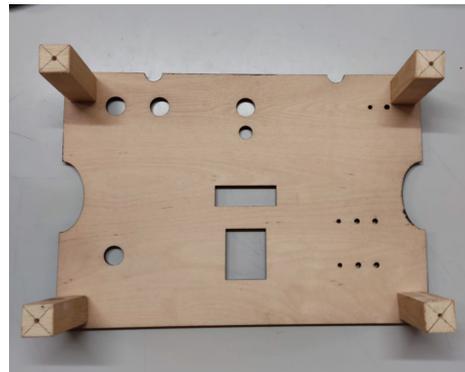


Figura 4.15: Proceso fabricación soportes - Estación de Tierra.



Figura 4.16: Proceso fabricación panel de control - Estación de Tierra.



Figura 4.17: Día del lanzamiento con el maletín y el panel de control.

El panel ha sido diseñado mediante el programa Autodesk Fusion y mecanizado mediante corte por láser sobre una plancha de madera de 6 mm de espesor. La distribución seguiría el patrón comentado al inicio de este punto. Dividiendo las zonas del panel en:

- Alimentación: dispositivo electrónico con su propia batería.
- Comunicación: antena Yagi de 2,4GHz más módulo NRF24L01.
- Teclado y LCD: para la seguridad e información de las fases.
- LEDs e interruptores: dedicado a la logística y cadena de mando.

4.3 Software Arduino Control de Lanzamiento

A continuación se colocarán parte del código implementado en las pruebas de laboratorio (Anexo A.2), en el cual realiza las funciones de inicio al maletín mediante el teclado y los comandos previos antes del lanzamiento (Figura 4.18):

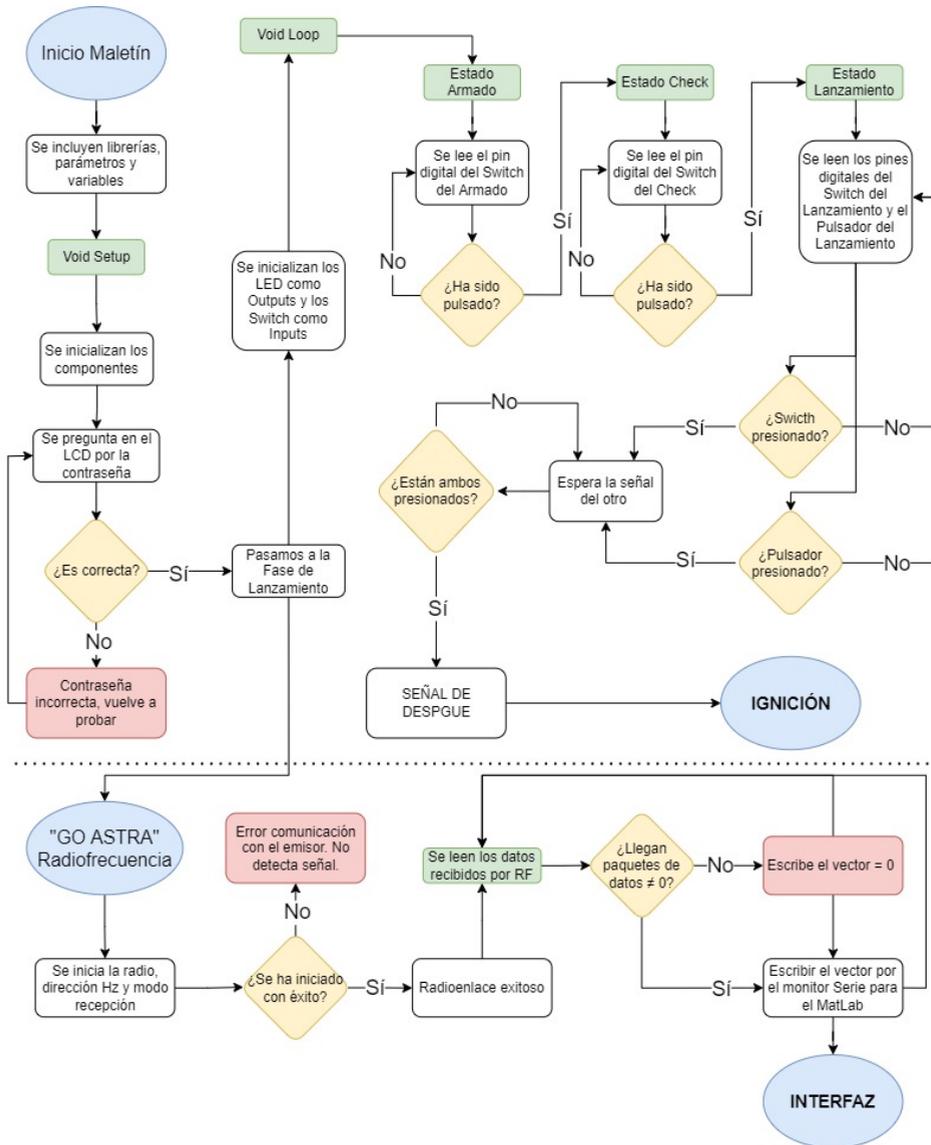


Figura 4.18: Flujograma del código del Maletín.

Conforme se muestra en la imagen del flujograma anterior, se aprecia como se divide el código en varias partes, las cuales se trabajaron de forma individual mediante aplicaciones como TinkerCAD para su estudio preliminar.

En primer lugar, el inicio de la Estación de Tierra vendría acompañado de un sistema de seguridad, el cual sería la demanda por la pantalla del LCD acerca de una contraseña de 4 dígitos, dando paso al siguiente fase para realizar el lanzamiento de Aspera o Astra.

En este camino se bifurcan dos ramas, una localizada en la radiofrecuencia y otra centrada en la logística para proceder hasta la ignición del motor cohete. Siguiendo esta última cadena, se iniciaría el primer hilo del microcontrolador, el cual trabajaría en función de los estados comentados anteriormente. Dichos estados van acompañados de un interruptor de palanca y un LED que marca la posición actual del componente. De esta forma avanzando por el recorrido de los diferentes estados se llega al proceso para la ignición, el cual requiere de doble paso para continuar e inicializar el despegue. Manteniendo en alto simultáneamente los valores de los *inputs* de los componentes Pulsador-Interruptor, se activa la señal de despegue que activaría la ignición.

Por otro lado, debajo de la línea delimitada por puntos, se ubica la sección dedicada a la comunicación Tierra-Cohete. En este caso se comprobará que la señal y dirección que llega al módulo es la correcta y empieza a leer los valores enviados por paquetes de datos en función de la longitud y delay del módulo colocado en el cohete.

Indiferentemente de si se pierde conexión sobre un breve instante de tiempo o se pierda algún paquete de datos, se ha programado escribirlo para su almacenamiento y tratamiento mediante la interfaz, la cual se comentará en el siguiente Capítulo 5.

Capítulo 5

Telemetría: Interfaz Gráfica de Usuario

5.1 App Designer

En la actualidad, la informática y el servicio de telecomunicaciones se han visto desarrolladas en función de la aparición de nuevas herramientas y programas. Entre ellas, la experimentación e implementación de interfaces gráficas, las cuales han ido simplificando los procesos y formas de comunicación entre el usuario y las máquinas.

De este modo, para la realización de los objetivos del equipo de Generación Espontánea Faraday Rocketry UPV, se ha decidido crear una interfaz para interpretar y observar los datos de la sensorización recibidos mediante radiofrecuencia. Dicha interfaz ha sido realizada mediante la herramienta informática App Designer, siendo una rama dentro del programa MatLab, con el objetivo de poder controlar la recepción y poder capturar la telemetría del cohete.

En cuanto a la definición de Interfaz Gráfica de Usuario (del inglés Graphical User Interface GUI), consiste en la utilización del conjunto de imágenes y objetos gráficos los cuales representan las acciones e información disponibles. Como objetivo principal de este programa informático, consistirá en realizar un entorno visual sencillo que permita la comunicación entre dos sistemas como serían el Cohete y la Estación de Tierra los cuales no utilizan el mismo lenguaje.

Algunas de las características que deberían incorporar este tipo de entornos en dispositivos electrónicos, ya sean desde un simple portátil colocado a un ESP32 en

conjunto con un módulo de radiofrecuencia, hasta algo más complejo como el proceso del maletín para la Estación de Tierra:

- Fácil identificación de la aplicación.
- Interfaz práctica.
- Facilidad de comprensión, aprendizaje y uso.
- Simplicidad de funciones significativas.
- Acciones rápidas, reversibles y con efectos inmediatos.
- Representación de un determinado contexto de acción.
- Diseño ergonómico de fácil acceso y con herramientas familiares.

Para estructurar mejor este apartado, se presentará el producto final del trabajo realizado con la aplicación App Designer. Posteriormente se irán desglosando cada función propuesta para el lanzamiento del cohete, analizando los pasos realizados para su diseño y el código programado.

5.2 Estructura y organización

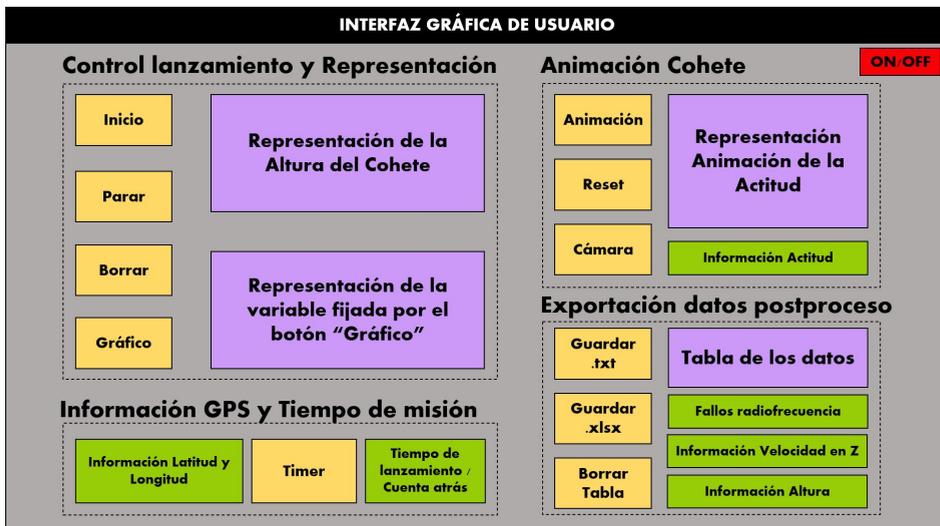


Figura 5.1: Esquema de la estructura deseada para la interfaz.

Siguiendo el patrón de colores empleado en la Figura 5.1, se pueden diferenciar varias funciones dentro de cada módulo las cuales serían:

- **Rojo:** Botón dedicado principalmente a la conexión del puerto Serial con el microcontrolador conectado al dispositivo. Sirve de comprobación para observar si todos los sistemas y el COM son correctos. En caso de realizar una acción antes de encender el interruptor o fallo al cerrar el circuito, muestra una ventana emergente sobre el error encontrado.
- **Amarillo:** Principalmente botones, los cuales realizan los comandos y ejecutan las acciones deseadas dependiendo del cuadrante y el módulo al que pertenezcan. Algunos de los ejemplos de botones: Inicio, para arrancar la representación, Animación, para la creación de una ventana donde se muestra los ángulos de Euler de la IMU sobre el cohete y Clear, para refrescar la aplicación. Adicionalmente estos paneles comentados irán acompañados de ayudas visuales como LEDs, los cuales informan al usuario del estado de cada botón.
- **Morado:** Representación de los datos recibidos por radiofrecuencia con los respectivos ejes o características estipuladas dependiendo de la variable obtenida. Este tipo de panel puede ir desde una gráfica, tabla de contenidos y una ventana del diseño del cohete en 3D con la información de la actitud en tiempo real.
- **Verde:** Se imprime por pantalla la información de los datos en crudo, de este modo el usuario es capaz de ir rastreando las variables principales de la telemetría como por ejemplo roll, pitch, yaw, altura, velocidad vertical, las coordenadas y el tiempo de la misión.

De esta forma, tras varios procesos y versiones para elaborar la interfaz sobre la telemetría del cohete, la cual se ha visto altamente modificada a lo largo de este último año en relación a los componentes y la cápsula de aviónica, el resultado es el siguiente:

Historial de versiones: Trabajos realizados durante el curso académico y sus diferentes diseños (Figura 5.2).



Figura 5.2: Historial de versiones de la interfaz.

Panel: Creado en función de las versiones anteriores, las cuales el fondo fue colocado mediante *Labels*, siguiendo la paleta de colores el equipo y respetando el Marketing de cara a mostrar este producto a redes sociales y empresas (Figura 4.16).



Figura 5.3: Diseño del fondo de la aplicación realizada mediante Photoshop Cs6.

Última versión de la aplicación: Diseño actual del programa (Figura 5.4).

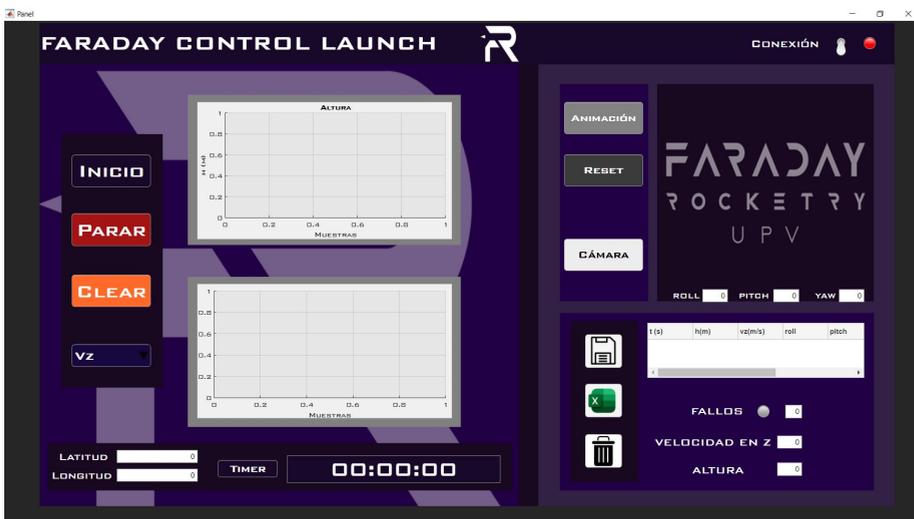


Figura 5.4: Diseño de la Interfaz Gráfica de Usuario.

5.2.1 Animación Cohete

Para el módulo centrado en la animación a tiempo real de la orientación del cohete, se ha hecho uso de los *toolbox* que ofrece MatLab, en concreto sobre los ficheros relacionados con el sector aeronáutico. Entre ellos, la herramienta *aero.animation*, en conjunto con la introducción de un objeto del diseño en 3D del cohete, creará la función de simulación de datos, la cual servirá de gran ayuda para efectuar el análisis de estas variables.

Dado que el formato de modelo en 3D debe ser uno en concreto para que funcione dicha herramienta en MatLab, se decidió descargar el programa AC3D para implementar el diseño y modificar el color para que se observen las aristas de la aleta de forma correcta (Figura 5.5). [15]

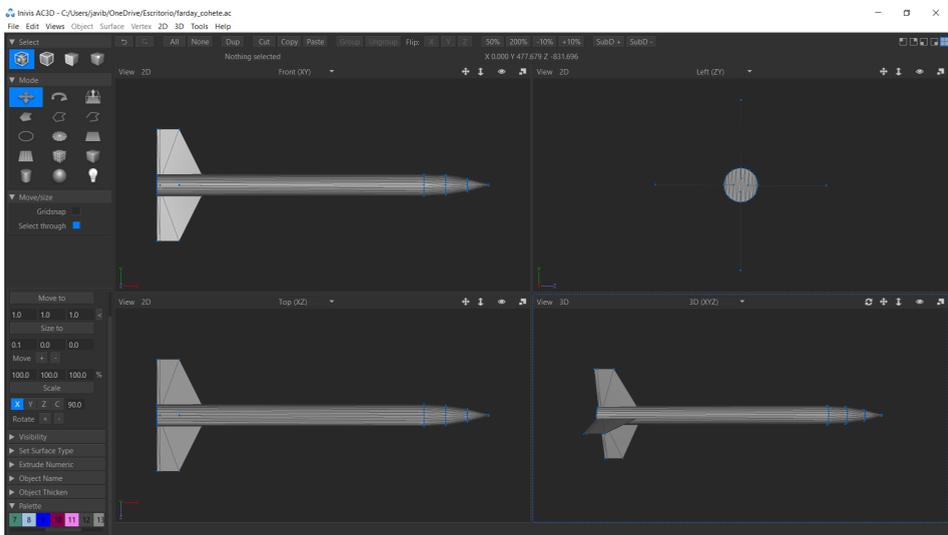


Figura 5.5: Diseño del cohete en formato ac.

Una vez disponible el objeto 3D a estudiar, se incorporará este archivo a la carpeta donde se sitúa la nueva aplicación para la misión del cohete. En esta aplicación, la comunicación Tierra-Cohete ya se ha establecido y los valores que entran por el puerto Serial se almacenan como un vector el cual va aumentando su longitud a medida que guarda todas las variables de la sensorización.

Entre estas variables, destacar para esta función los ángulos de Euler obtenidos del sensor BNO055, el cual recoge la información de la orientación de este sobre el cohete (Sección 3.1.2).

Posteriormente, esos datos de roll, pitch y yaw se deberán convertir a las unidades correctas, en este caso en radianes para la simulación y grados para su impresión por pantalla para observar la información en crudo. El resultado de este módulo relacionado con la animación del cohete sería (Figura 5.6):

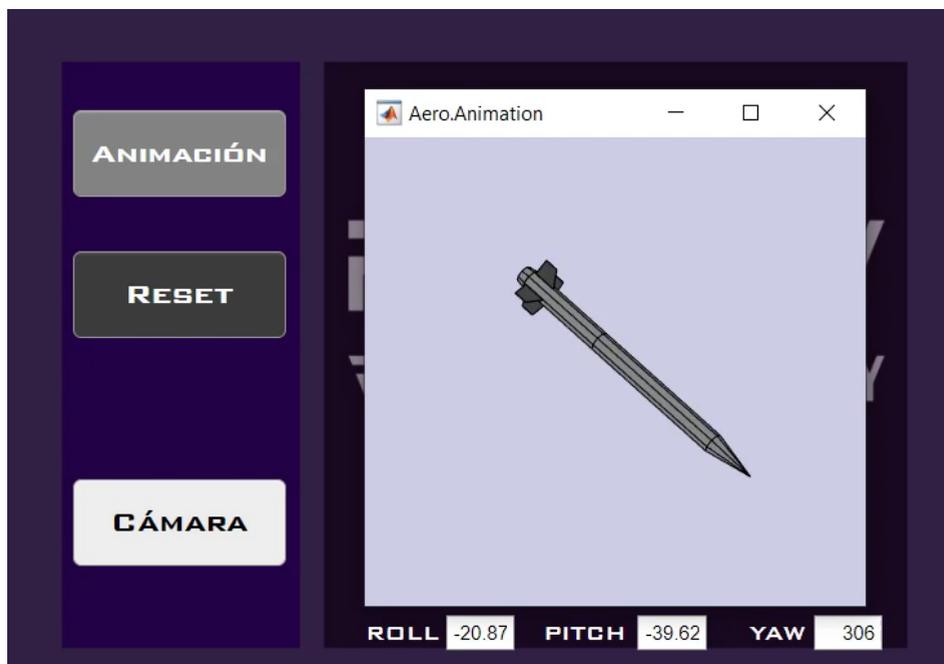


Figura 5.6: Módulo dedicado a la animación de la orientación del cohete.

Conforme se puede apreciar en la imagen anterior y del mismo modo que se ha comentado en el diagrama de las funciones de la interfaz en la Figura 5.1, este módulo incorpora 3 acciones:

- Botón Animación: Al pulsarlo muestra la ventana emergente donde aparece el cohete.
- Botón Reset: Cierra completamente la animación.
- Botón Cámara: Se conecta al servidor vía WiFi del ESP32 CAM, el cual en un principio se colocaría para observar el lanzamiento de cerca. A futuro se desearía incorporar de una cámara tipo FPV (Punto de Vista en primera Persona), la cual utilizan por radiofrecuencia los drones de competición.

Por lo que respecta al código en MatLab de la animación, el cual se ha incorporado mediante las llamadas a las funciones, los botones correspondientes y pertenecien-

tes al bucle de lecturas por el puerto Serial, se puede observar cómo se inicializa y se establecen las condiciones iniciales, la iluminación, el posicionamiento y actualización de la siguiente entrada de datos. Así mismo, se aplicará la documentación del `aero.animation` para completar la simulación (Figuras 5.7 y 5.8).

```
%-----Animación-----

rollanim = deg2rad(roll(contador)); %Pasamos ángulos a radianes
app.Roll.Value = roll(contador);
pitchanim = deg2rad(pitch(contador));
app.Pitch.Value = -1*(pitch(contador));
yawanim = deg2rad(yaw(contador));
app.Yaw.Value = yaw(contador);

app.simdata(contador,:) = [10+contador 0 0 0 rollanim pitchanim yawanim];

if contador == 1 %Inicializamos el cohete
    app.simdata(1,:) = [0 0 0 0 0 0 0];
    app.simdata(2,:) = [0.1 0 0 0 0 0 0];

    set(groot,'defaultfigureposition',[1117,400,310,290]);
    app.animCohete.Name = 'Faraday Cohete Simulación';
    app.animCohete = Aero.Animation;
    app.animCohete.createBody('testrocket.ac','ac3d');
    app.animCohete.Bodies{1}.TimeSeriesSourceType = 'Array6DoF'; % [t X Y Z phi theta psi]
    app.animCohete.Bodies{1}.TimeSeriesSource = app.simdata;
    app.animCohete.Camera.PositionFcn = @staticCameraPosition;
    app.animCohete.updateBodies(app.simdata(contador,1)); % t=0
    app.animCohete.updateCamera(app.simdata(contador,1));
    %app.animCohete.show();
end

set(groot,'defaultfigureposition',[1117,400,310,290]);
app.animCohete.Name = 'Faraday Cohete Simulación';
app.animCohete.Bodies{1}.TimeSeriesSource = app.simdata;
app.animCohete.updateBodies(app.simdata(contador,1)); % t=0
app.animCohete.updateCamera(app.simdata(contador,1));
%app.animCohete.show();
```

Figura 5.7: Código de la animación del cohete.

Las funciones de `show` van implementadas en las acciones de los botones comentados anteriormente, los cuales abren la ventana de la animación y con `hide` se cierra.

```
% Button pushed function: Animacion
function AnimacionButtonPushed(app, event)
    app.animCohete.show();
end

% Button pushed function: Reset
function ResetButtonPushed(app, event)
    app.animCohete.hide();
end
```

Figura 5.8: Código de las funciones de abrir o cerrar la animación del cohete.

5.2.2 Exportación de datos para el postprocesado

Siguiendo las agujas del reloj sobre el panel de control de la Figura 5.4, pasará a tratarse a continuación, el módulo acerca de la exportación de datos para posteriormente su procesado y análisis en programas como Excel, para elaborar así la representación de la información obtenida.

Por ello, el equipo decidió implementar una función donde le lleguen los datos en crudo y se almacenen en una tabla, siendo cada columna una variable en función del número de muestras.

De este modo, se ha procedido a imprimir por pantalla una tabla que recoja las variables y se vayan actualizando según el delay impuesto en el código. Dicha tabla será la que, una vez realizada la misión, el usuario es libre de pulsar uno de los botones para exportar la información en dos tipos de ficheros disponibles.

En cuanto al diseño de la exportación de datos (Figura 5.9), este dispondrá de las siguientes acciones.



Figura 5.9: Diseño de la exportación de datos del cohete.

Botones:

- Guardar en formato tipo texto (.txt).
- Guardar en formato tipo hoja de cálculo (.xlsx).
- Borrar Tabla, eliminar la información de la sensorización para actualizarla.

Impresión de datos:

- Tabla de datos con variables en columnas.
- Sumatorio de los fallos de comunicación acompañado de una información visual (LED rojo).
- Información en crudo de los datos principales y críticos de la misión.

La importancia de este módulo en la interfaz es elevada, dado que a pesar de poder leer los datos y graficarlos en pantalla, es clave que se puedan guardar para su posterior estudio. De esta forma, se ampliaría la telemetría, no solo a tiempo real, si no también a futuro para poder observar errores, mejorar alguno de los sensores y analizar los datos tras su filtrado de ruido. Dicha información es de gran uso para los demás departamentos dentro del equipo, ya que esta documentación les permite avanzar, explorar nuevos conceptos y diseñar nuevas piezas a futuro. (Figura 5.10)

```
%-----Tabla-----
tdata = [ tiempo', altura', vz', roll', pitch', yaw', latitud', longitud'];
app.Tabla.Data = tdata;
data = app.Tabla.Data; %Para posteriormente almacenar

% Button pushed function: Excel
function ExcelButtonPushed(app, event)
    global data

    filename = 'testdata.xlsx'; %Crea un fichero en Excel
    writematrix(data,filename)

end

% Button pushed function: BorrarTabla
function BorrarTablaButtonPushed(app, event)
    clear data tdata

end

% Button pushed function: Guardar
function GuardarButtonPushed(app, event)
    global data
    filename = 'testdatatext.txt';
    writematrix(data,filename)

end
```

Figura 5.10: Código de la exportación de datos del cohete.

5.2.3 Información GPS y tiempo de misión

Por lo que respecta a esta sección del panel de control, este va más centrado a la recuperación del cohete dado que se imprime por pantalla las coordenadas de latitud y longitud para ir siguiendo la trayectoria del cohete en función del tiempo de la misión.

A futuro el equipo está tratando de representar gráficamente las coordenadas en conjunto con la altitud en una simulación en 3D a tiempo real para proyectar el recorrido del cohete. Para ello, se hará uso de las librerías dedicadas a ficheros .kml de la aplicación Google Earth, en el cual se pueden representar la polilínea de la trayectoria, pudiendo apreciar un tiro parabólico y zona de aterrizaje tras la recuperación en paracaídas, de acorde a los datos obtenidos del sensor GPS.

El diseño y el código de este pequeño módulo para el seguimiento y rastreo del cohete se presenta de la siguiente forma (Figuras 5.11 y 5.12)

```
% Value changed function: TimerBoton
function TimerBotonValueChanged(app, event)
    global initemp
    initemp = app.TimerBoton.Value;
    if initemp == 1 %Al pulsar el botón
        t = clock;
        cuenta = str2double(split(app.Timer.Value,',')); %Lee el tiempo impuesto
        A(1)=cuenta(1);
        A(2)=cuenta(2);
        A(3)=cuenta(3);
        crono = 0;
        m = 0;
        app.TimerBoton.BackgroundColor = '#a31414';
        app.TimerBoton.Text = 'Stop'; %Para volverlo a parar al pulsarlo

        while initemp == 1
            tiempo = clock;
            if tiempo(5)==t(5) %Suma el tiempo por cada periodo que en este caso son seg
                crono = tiempo(6)-t(6)+60;
                m=m+1;
                t(5)=tiempo(5);
            else
                crono =tiempo(6)-t(6)+60*m;
            end
            horas_s = floor(crono/3600);
            minutos_s = floor((crono-horas_s*3600)/60);
            segundos_s = crono - horas_s*3600 - minutos_s*60;

            T=A(1)*3600+A(2)*60+A(3); %Conversión de los datos introducidos a segundos
            Despegue = T-segundos_s; %Cuenta atrás en segundos

            T1(1)=floor(Despegue/3600); %Horas
            hormin=(Despegue/3600)-T1(1);
            T1(2)=floor(hormin*60); %Minutos
            minseg=(Despegue/60)-floor(Despegue/60);
            T1(3)=floor(minseg*60); %Segundos
            app.Timer.Value = sprintf('%02.0f:%02.0f:%02.0f',T1(1),T1(2),T1(3)); %Muestra los datos con 2 decimales
            display(crono)
            pause(0.0001) %Evita problemas a la hora de iniciar
            if isequal(app.Timer.Value,'00:00:00') %Se para en 0, a menos que queramos contar en nums negativos
                app.TimerBoton.BackgroundColor = '#180829'; %Reinicia el timer
                app.TimerBoton.Text = 'Timer';
                app.Timer.Value = '00:00:00';
                break;
            end
        end
    else
        app.TimerBoton.BackgroundColor = '#180829'; %Reinicia el timer
        app.TimerBoton.Text = 'Timer';
        app.Timer.Value = '00:00:00';
    end
end
```

Figura 5.11: Código del timer para el seguimiento del cohete.



Figura 5.12: Diseño del timer y de las coordenadas del cohete.

En este diseño se ha optado por la simplificación de los datos mostrados, dado que una vez el cohete toca tierra tras su lanzamiento, el equipo de Aviónica será responsable de localizar el objeto mediante los últimos datos recibidos de las coordenadas.

5.2.4 Control del lanzamiento y representación

A continuación, se tratará el punto más crucial de la misión y el de mayor relevancia para la Estación de Tierra, dado que sin estos datos recibidos no serían representados, no se podría analizar la telemetría y no sería de utilidad para el equipo despegar un cohete sin ningún objetivo, ya que no se podría almacenar los datos de este.

Este módulo se caracteriza por ocupar el mayor porcentaje de espacio disponible en el panel de control, dado que incorpora el mayor conjunto de botones, de arriba a abajo:

- **Inicio:** Acción de vital importancia para comenzar a leer los datos recibidos por el puerto Serial y inicializar las gráficas, tablas y timer.
- **Parar:** Cerrar el flujo de información de lecturas, rompiendo el bucle comentado con el botón de inicio.
- **Clear:** Actualizar la aplicación en caso de error, reseteando todas las variables y refrescar las gráficas.
- **Gráfica:** Selección de la variable a imprimir en pantalla en la segunda gráfica.

En cuanto a la sección relacionada con las gráficas, se pueden diferenciar una fija, la cual muestra la altura del cohete en todo momento, mientras que la gráfica inferior puede representar las variables deseadas por el usuario haciendo uso del botón "gráfica".

De este modo, se imprimen por pantalla lo necesario para que, de forma visual, la información no sobrecargue el espacio disponible y sea lo suficientemente intuitivo y práctico para el departamento para analizar lo deseado en función del tiempo (Figura 5.13).



Figura 5.13: Diseño del representado de las variables del cohete.

Para la representación de estos datos, así como el resto de información aportada a los anteriores módulos del panel de control, la parte de mayor importancia recae en el almacenado de los valores en vectores separados según cada variable. Se hará uso de las librerías relacionadas con Arduino de MatLab para leer las líneas de información que llegan al Monitor Serie. Una vez estipulado el orden de envío de cada sensor, se irán guardando de forma asíncrona y se representan conforme muestra en la figura anterior.

De esta manera, el código empleado en la aplicación del panel de control del App Designer, en el cual se muestra las diferentes funciones de las acciones a realizar, las variables a representar según las muestras recibidas, quedará de la siguiente forma (Figura 5.14):

```

function InicioButtonPushed(app, event)
    global plotear grafica parar contador Datos vz latitud longitud...
        altura roll pitch yaw tiempo numfallos conexOn data t
    parar = 0;
    plotear = 1;
    contador = 1;
    numfallos = 0;

    while parar ~= 1 %Mientras que parar es = 0 se calcula lo de abajo
        %Si se pulsa el botón de parar break
        if parar == 1
            contador = 1;
            numfallos = 0;
            break;

        else

            if isequal(conexOn,'0') %Si no esta conectada el Switch ConexOn

                err2 = errorDlg('No hay conexión con el ESP','Error de conexión');
                break;

            end

            %-----Lectura de Datos del puerto COM-----

                %Separamos la linea del monitor serie

            Datos = split(num2str(readline(app.conex)),',');

            if str2double(Datos(1)) == 0 && str2double(Datos(2)) == 0 && str2double(Datos(3)) == 0 && str2double(Datos(5)) == 0
                numfallos = numfallos + 1;
                app.Fallos.Value = numfallos;
                app.LuzFallos.Color = 'r';
            else
                app.LuzFallos.Color = '#a6a6a6';
            end

        % Callbacks that handle component events
        methods (Access = private)

        % Code that executes after component creation
        function startupFcn(app)
            global conexOn plotear
            conexOn = '0';plotear = 1;
            clear all
            clc;

        end

        % Value changed function: Conexion
        function ConexionValueChanged(app, event)
            global conexOn
            conexOn = app.Conexion.Value;

            if isequal(conexOn,'1')
                app.LuzConex.Color = 'g';
                try
                    app.conex = serialport("COM3",115200); %Introducir el COM
                catch
                    err1 = errorDlg('No está el ESP conectado o no es el COM correcto','COM o puerto inválido');
                    return;
                end
            else
                app.LuzConex.Color = 'r';
            end

        end

    end

        function PararButtonPushed(app, event)
            global parar
            parar = 1;

        end

        % Value changed function: Graficas
        function GraficasValueChanged(app, event)
            global grafica
            grafica = app.Graficas.Value;

        end

```

```

t(contador) = str2double(Datos(1))/1000;%segundos
tiempo(contador)= t(contador)-t(1);

%Agrupamos los términos en vectores y dividimos para tener mayor precisión
latitud(contador) = str2double(Datos(2))/10000;
longitud(contador) = str2double(Datos(3))/10000;

vz(contador) = str2double(Datos(4))/100;

altura(contador) = str2double(Datos(5))/100;

yaw(contador) = str2double(Datos(6))/100;
pitch(contador) = str2double(Datos(7))/100;
roll(contador) = str2double(Datos(8))/100;

%-----Grafica altura-----

plot(app.Altura,altura);
app.Altura.XLim = [contador-5 contador+5];
app.Altura.YLim = [min(altura)-10 max(altura)+10];

%-----Información-----

app.VelocidadTexto.Value = vz(contador);
app.Latitud.Value = latitud(contador);
app.Longitud.Value = longitud(contador);
app.AlturaTexto.Value = altura(contador);

%-----Gráficas-----

if isequal(grafica,'Vz')
    plotear = 1;
elseif isequal(grafica,'Roll')
    plotear = 2;
elseif isequal(grafica,'Pitch')
    plotear = 3;
elseif isequal(grafica,'Yaw')
    plotear = 4;
end

switch plotear
case 1
    plot(app.Plot2,vz);
    app.Plot2.XLim = [contador-10 contador+10];
    app.Plot2.YLim = [min(vz)-10 max(vz)+10];
case 2
    plot(app.Plot2,roll);
    app.Plot2.XLim = [contador-10 contador+10];
    app.Plot2.YLim = [min(roll)-10 max(roll)+10];
case 3
    plot(app.Plot2,pitch);
    app.Plot2.XLim = [contador-10 contador+10];
    app.Plot2.YLim = [min(pitch)-10 max(pitch)+10];
case 4
    plot(app.Plot2,yaw);
    app.Plot2.XLim = [contador-10 contador+10];
    app.Plot2.YLim = [min(yaw)-10 max(yaw)+10];
end
%-----Contador sumatorio y Delay-----

contador = contador + 1;

end
end
end

```

Figura 5.14: Código del control de telemetría del lanzamiento.

Capítulo 6

Resultados obtenidos Aspera

En este capítulo se van a realizar parte de los objetivos principales del proyecto, los cuales serían analizar la validación de los componentes utilizados en la Cápsula de Aviónica y su recepción de datos en la Estación de Tierra mediante la Interfaz Gráfica de Usuario.

De este modo, el equipo asegurará que los elementos trabajados en Tierra pueden cumplir con lo estipulado una vez lanzado el cohete.

Para ello, este punto se ha desglosado en base a los subsistemas comentados en el Capítulo 3, donde se aprecian los elementos:

- **BMP280** sensor barométrico para la lectura de la altitud, temperatura y presión.
- **BNO055** elemento dedicado para la obtención de las medidas inerciales u orientación del cohete. Al mismo tiempo, proporciona un acelerómetro, con el cual se podrán calcular las velocidades del cuerpo.
- **Adafruit Ultimate GPS** y el **GPS GY-NEO6MV2** componentes centrados en la lectura de las coordenadas del objeto a estudiar.
- Módulos de radiofrecuencia, tanto los **NRF24L01** comentados anteriormente (Sección 3.1.5) como los **GAMMA LoRa**, los cuales se encargan del envío de datos de la sensorización del cohete mediante un radioenlace con la Estación de Tierra.

6.1 Altimetro y Velocidad Vertical

Tomando en primer lugar la validación de las medidas del sensor BMP280, se ensayó realizando pruebas fuera del laboratorio, bajando la cápsula mediante una cuerda cedida por el departamento de Recuperación, con una longitud de aproximadamente 20 m, todo ello desde una terraza del edificio de organización de empresas 7F de la UPV hasta agotar la extensión de esta.

6.1.1 Primera prueba altimetría: 20/01/2022

Haciendo un descenso moderado de la cápsula, con la única incorporación del sensor BMP280 por motivos de seguridad y fiabilidad en caso de catástrofe, el equipo descolgó la cuerda a una velocidad media de 0,514 m/s hasta tocar el suelo. Se realizaron dos conjuntos de medidas, una arriba y otra abajo, con el único objetivo de trazar un descenso ideal de cara a futuros ensayos.

Exportando los datos y graficando los resultados filtrados para su representación, se obtendrán las siguientes Figuras (Temperatura 6.1, Presión 6.2 y Altura 6.3), cada una de ellas dependientes del tiempo en segundos:

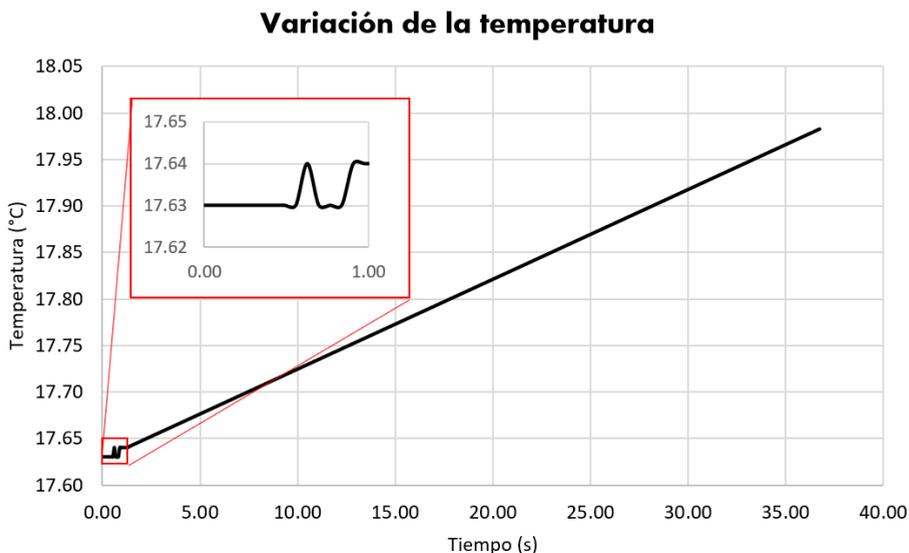


Figura 6.1: Estudio de la variación de la temperatura con el BMP280.

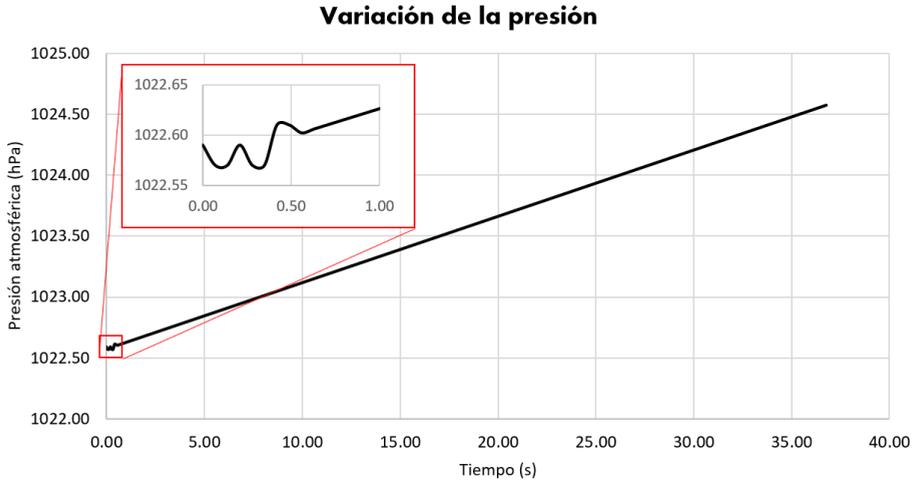


Figura 6.2: Estudio de la variación de presión con el BMP280.

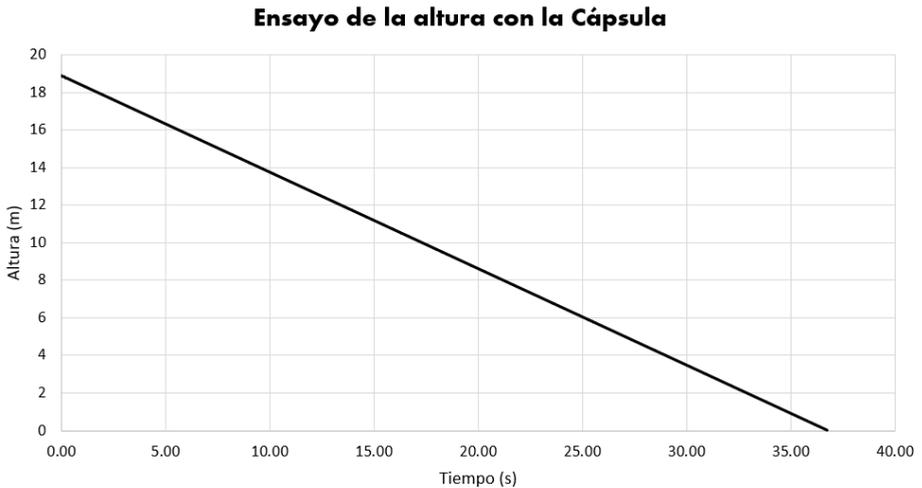


Figura 6.3: Estudio de la altura con el BMP280.

Tanto en la Figura 6.1 como en la Figura 6.2, se aprecia cierto ruido en los instantes previos a bajar el cuerpo. Esto es debido a las características iniciales al iniciar el experimento y al tratar estas variables, el equipo es consciente de lo sensible y preciso que es el componente a cambios atmosféricos.

En cuanto a la gráfica de la altura, se observa como sigue una tendencia lineal en base a los resultados promedio de forma teórica, esto en gran parte se debe al cálculo de esta variable mediante las tablas ISA con la presión y la temperatura obtenidas ese día (Tabla 6.2). De este modo, y aplicando la teoría de un descenso constante, se pueden trasladar estos órdenes de magnitud para la 2ª prueba.

Tiempo inicial	Tiempo final	Tiempo Ensayo
1.316,01 s	1.352,76 s	36,75 s
Altura inicial	Altura final	Altura Ensayo
18,91 m	0,006	18,904

Presión inicial	Presión final
1.022,59 hPa	1.024,57 hPa
Temperatura inicial	Temperatura final
17,63 °C	17,98°C
V_z media	
0,514 (m/s)	

Tabla 6.1: Tabla sobre las características teóricas del ensayo.

6.1.2 Segunda prueba altimetría y velocidad: 04/03/2022

Esta segunda prueba se realizó con el objetivo de comprobar como se leerían los datos aumentando la tasa de medidas del sensor (cada 0,07 s), analizando otras variables como son la posición del GPS (Figura 6.12) y la velocidad en el eje Z, escalada con la variación de altura en función del tiempo entre cada toma de datos. Para este caso, se va a proceder a mostrar la información en crudo para poder estudiar lo que la Estación de Tierra observará, sin aplicar un post procesado a los paquetes por radio recibidos, analizando al mismo tiempo la lectura de todo el recorrido tras su descenso, en lugar de solo un conjunto de medidas arriba y abajo como en la primera prueba.

En la Figura 6.4, se va a apreciar como se realizó el ensayo en su totalidad, comenzando con la bajada de la cápsula desde la terraza hasta un integrante del equipo en tierra (entre ambas líneas discontinuas verdes) y posteriormente el ascenso para recoger el experimento (líneas azules). Se ha de comentar el hecho de que se inicializó el sensor en la terraza, por lo que la presión de referencia, tomó esta posición como 0 m y al descender la cuerda, se tornan a valores negativos.

Aparte de los dos procedimientos dentro del ensayo, se aprecia la pérdida de conexión por radiofrecuencia entorno al segundo 100, observándose una discontinuidad (unida mediante una línea continua tras su representación) en la cual no hay medidas hasta el siguiente valor de altura.

Ensayo de la altura con la Cápsula

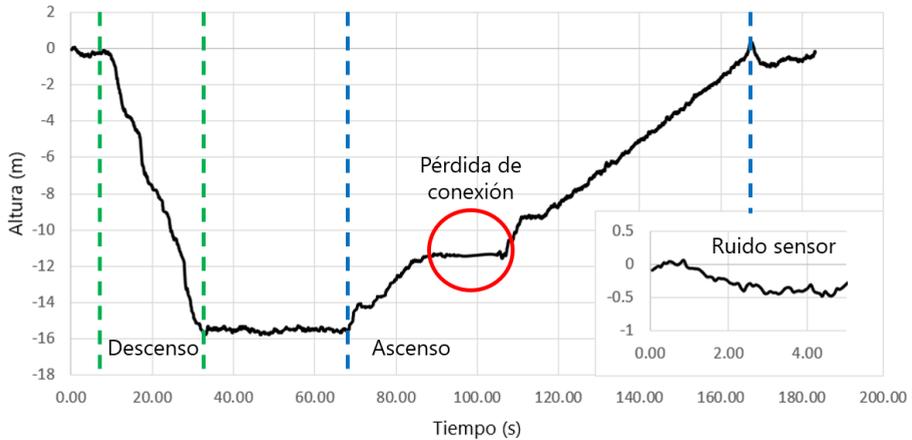


Figura 6.4: Estudio de la altura con el BMP280, segunda prueba.

A continuación, se representarán las variables de presión y temperatura, las cuales seguirían con la siguiente tendencia (Figuras 6.5 y 6.6), observando cómo la presión atmosférica recopila más ruido debido a la precisión y sensibilidad del componente en comparación con los resultados tabulados de la altura en su figura anterior. En el caso de la temperatura, su tendencia es debida a que los valores están discretizados ya que no posee una precisión similar a la presión debido a las características del BMP280 y el muestreo de esta medida.

Distribución de la presión

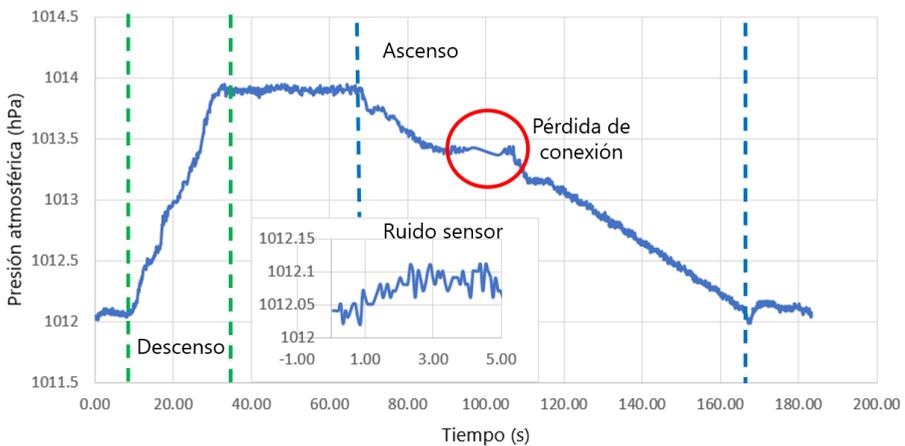


Figura 6.5: Estudio de la presión atmosférica con el BMP280, segunda prueba.

Distribución de la temperatura

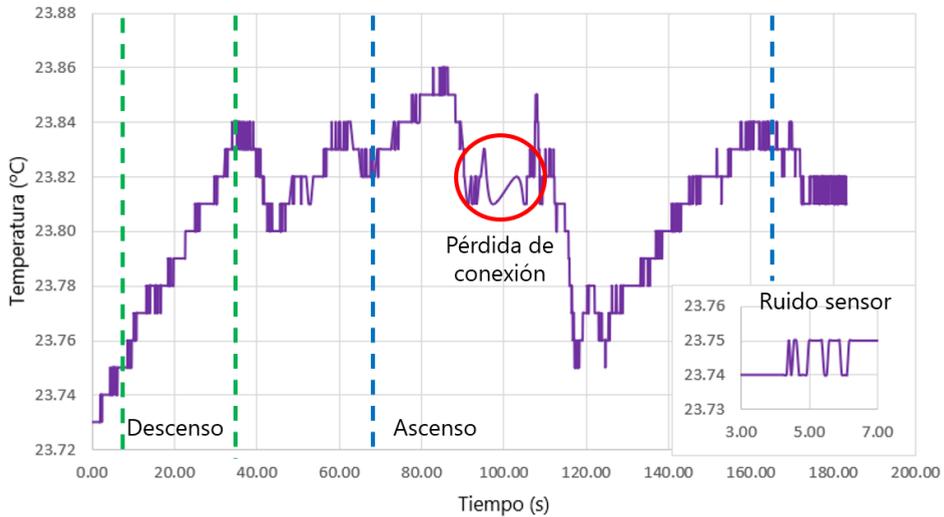


Figura 6.6: Estudio de la temperatura con el BMP280, segunda prueba.

Seguidamente, tras hallar la variación de la altura y dividirlo entre la variación temporal de cada medida, se calcula la velocidad vertical en el eje z tras descender la cápsula (Figura 6.7):

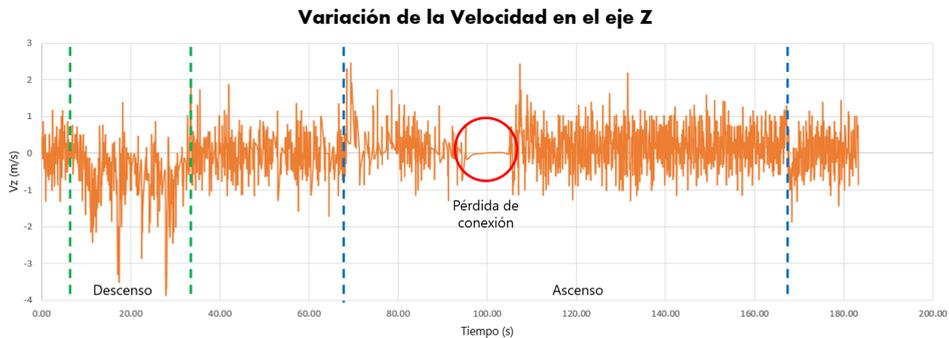


Figura 6.7: Estudio de la velocidad con el BMP280, segunda prueba.

A pesar del ruido que puede aparecer en la gráfica de velocidad en el eje Z, tras filtrar los datos haciendo un promedio de las medidas de forma robusta, se pueden sacar las siguientes conclusiones en la Figura 6.8, asumiendo un error a la hora de toma de decisiones susceptible al ruido de las variables anteriores.

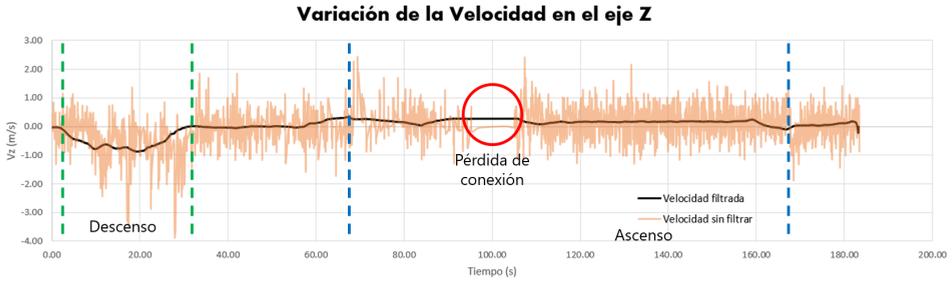


Figura 6.8: Estudio de la velocidad filtrada con el BMP280, segunda prueba.

Al tratarse de velocidades pequeñas, el error en comparación puede ser mayor tras analizar los recorridos de la cápsula, pero puede llegar a aportar la suficiente información a la hora de la misión con velocidades elevadas.

En el ascenso, la velocidad vertical se aprecia por tramos, es decir, con parones alrededor del segundo 80 y, tras la pérdida de conexión, subiendo a velocidad constante, factor que se comprueba con la linealidad de la gráfica de la altura (Figura 6.4) a partir del tramo de 120 segundos.

Estudiando solo la parte del descenso para comparar la primera prueba del 20-01-2022 con esta segunda del 04/03/2022, se concretará el experimento en los siguientes puntos (Figuras 6.9 y 6.10):

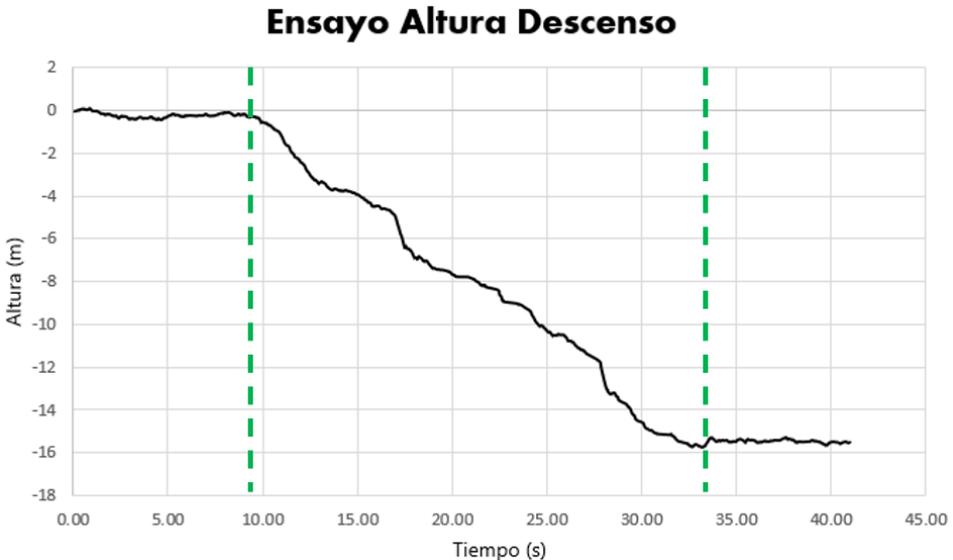


Figura 6.9: Descenso de la cápsula con el BMP280, segunda prueba.

Estudio de la Altura BMP280

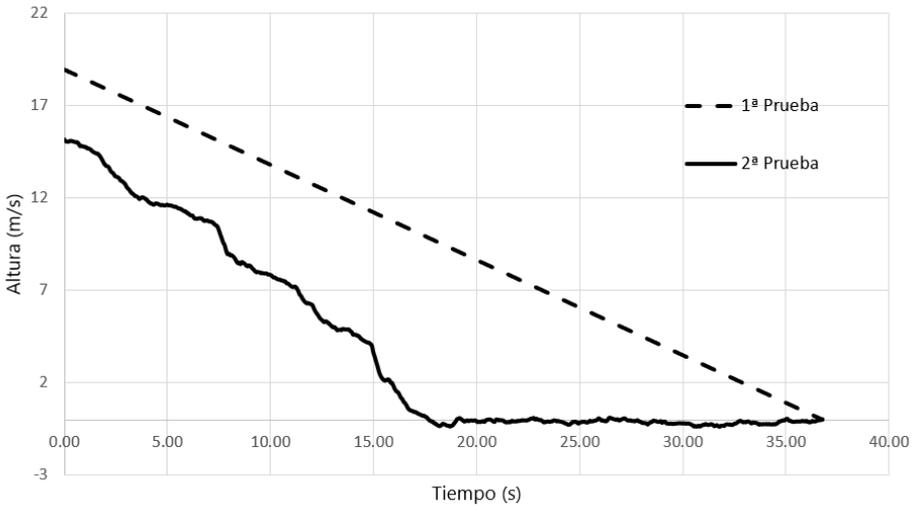


Figura 6.10: Resultado de la comparación entre ensayos de altura con el BMP280.

Conforme se aprecia en la figura anterior, se puede comentar la diferencia existencial entre el modelo teórico y el modelo real (así como la variación entre medir de un modo más robusto en comparación al otro).

En primer lugar, se observa la desigualdad entre la altura inicial en ambos casos, esto se puede deber a dos razones distintas: la primera sería la mala repetitividad del experimento, variando quizás la longitud de la cuerda descendida, la segunda se trataría de la diferente calibración que tuvieron ambos ensayos debido a las fechas y condiciones meteorológicas (se puede apreciar tras comparar las temperaturas y presiones de ambos días como son resultados totalmente distintos).

Ejemplo: 1ª prueba con una temperatura inicial de 17,63°C, mientras que 23,73°C en la 2ª prueba.

Tiempo inicial	Tiempo final	Tiempo Ensayo
9,02 s	33,48 s	24,46 s
Altura inicial	Altura final	Altura Ensayo
15,49 m	0	15,49

Tabla 6.2: Tabla sobre las características del segundo ensayo (tiempo y altura).

Presión inicial	Presión final
1.012,04 hPa	1.013,92 hPa
Temperatura inicial	Temperatura final
23,73 °C	23,83°C
V_z media	
0,613 (m/s)	

Tabla 6.3: Tabla sobre las características del segundo ensayo.

Variables	1ª PRUEBA	2ª PRUEBA
Altura Ensayo (m)	18,90	15,49
Tiempo Ensayo (s)	36,75	24,46
V _z media (m/s)	0,514	0,633

Tabla 6.4: Comparación entre los resultados del ensayo de altura y velocidad vertical.

Comparando finalmente los resultados de ambos experimentos a modo de resumen (Tabla 6.4), se pueden llegar a las siguientes conclusiones:

- El uso del BMP280 como sensor de presión y altitud es viable.
- La variación de la velocidad en el eje Z acarrea mucho ruido, por lo que quizás requiera de un mejor filtrado, conforme se muestra en el código de los Anexos A.1.
- Será necesario el uso redundante de otro sensor para la lectura de velocidad.
- Experimento realizado en un entorno libre de perturbaciones vibratorias, temperatura y presión.

6.2 Actitud

En cuanto al subsistema de medidas inerciales sobre la orientación del cohete, el equipo ha trabajado este aspecto mediante dos módulos.

El primero de ellos fue el MPU 6050, no obstante, este no resultó ser lo suficientemente preciso a la hora de experimentar con las aceleraciones y ángulos de Euler, por lo que no cumplía con los requisitos necesarios para la misión, siendo descartado rápidamente y pasando a la búsqueda del siguiente sensor.

De este modo, incorporando a la cápsula el BNO055, IMU ligeramente superior en precio y calidad, se obtuvieron resultados inmediatos, los cuales satisfacen las condiciones demandadas por el departamento.

Tras analizar mediante la interfaz el visualizado 3D del cohete en función a los datos recibidos en tiempo real de la orientación de la cápsula, los resultados son más que complacientes (Figura 6.11):



Figura 6.11: Visualizando la orientación de la cápsula con la animación 3D.

Conforme se puede apreciar en la imagen anterior, se observa la interfaz diseñada por el subdepartamento de la Estación de Tierra, comentada en el Capítulo 5, en concreto en la parte de Animación Cohete 5.2.1. Delante de ella, el usuario sujeta la Cápsula de Aviónica y va variando el ángulo y observando en tiempo real el comportamiento de esa acción, ya sea de forma visual con el modelado del cohete, como de forma numérica con los valores del roll, pitch y yaw.

6.3 Sistema de posicionamiento global

Para este apartado se ha procedido a utilizar ambos modelos GPS comentados a lo largo de este documento (Sección 3.1.5). En este caso, el objetivo de esta validación de datos consistiría en tratar de obtener los valores de las coordenadas del objeto en tiempo real, en este caso de la cápsula del cohete.

6.3.1 Prueba GPS GY-NEO6MV2

El experimento, tanto para el módulo GPS GY-NEO6MV2 como para el Adafruit Ultimate GPS, no implica ningún misterio, principalmente encender la Aviónica, inicializar los sensores, esperar a la detección de satélites y comenzar a leer la posición global en el mapa en función de la latitud y la longitud del sistema.

En primer lugar, se decantó por la compra del sensor GY-NEO6MV2, mostrando los resultados y comentarios sobre su rendimiento a partir de la 2ª prueba de ensayo de altimetría y velocidad, ejecutada en el edificio 7F, ya que para esta validación, la cápsula ya incorporaba más componentes.

Aplicando las librerías de MatLab en cuanto a las variables de posición, están se pueden mostrar en Google Earth, herramienta utilizada en la carrera para representar rutas aéreas. De esta forma, el equipo tras esperar unos 5 minutos a inicializar el GPS, tomó las medidas de la altitud y del GPS validándolas mediante la geolocalización de los integrantes y sus coordenadas en el mapa, utilizando el mismo programa informático que para su representación en la Figura 6.12.



Figura 6.12: Visualización de las coordenadas del GPS GY-NEO6MV2.

Las conclusiones que se pueden sacar de este módulo serían:

- La medida del GPS GY-NEO6MV2 es altamente precisa pero totalmente inexacta, es decir, inviable para la toma de decisiones si se tiene en cuenta la magnitud de la posición, ya que no coincidía con la posición correcta del equipo.
- Mala calibración y detección de satélites, factor que implica errores en la medida y en la hora de inicialización.
- Útil en términos aproximados para el posicionamiento, no obstante fuera del marco de toma de decisiones.

6.3.2 Prueba Adafruit Ultimate GPS

Continuando con el último módulo adquirido por el departamento, el Adafruit Ultimate GPS, se podría decir que cumple con las expectativas del rango admisible. Es un elemento fiable de cara al objetivo de obtener un cohete rastreable para la trayectoria y posterior recuperación.

Este experimento se realizó en conjunto con la prueba de velocidad sobre plano mediante la colocación de la cápsula en un coche. Se tratará en detalle en el siguiente Subpunto 6.4.

En este caso, en comparación con el módulo anterior, la inicialización del componente en cuanto a la detección de señal con los satélites en el Void Setup no sobrepasaría el minuto hasta proceder con las lecturas del sensor. Posteriormente se procedió a trazar una ruta en la Universitat Politècnica de València con el vehículo incorporando la cápsula, obteniendo el siguiente resultado tras su representación en Google Earth (Figura 6.13):



Figura 6.13: Coordenadas de la ruta del GPS Adafruit Ultimate GPS.

Las conclusiones acerca de este módulo de posicionamiento exponen que, a pesar de no observarse una ruta clara por el recorrido esperado, la precisión y exactitud es bastante buena, así como fiable. Los valores obtenidos a pie fueron exactos, mientras que una vez se incorporó la cápsula al coche, este afecta a modo de jaula debido al material de la carrocería absorbiendo parte de la señal, apreciando ese sesgo en la carretera.

6.4 Velocidad sobre el plano XY

Mostrando los resultados del ensayo anterior, respecto a la velocidad hallada sobre el plano XY mediante el sensor GPS, se obtiene la siguiente gráfica (Figura 6.14):

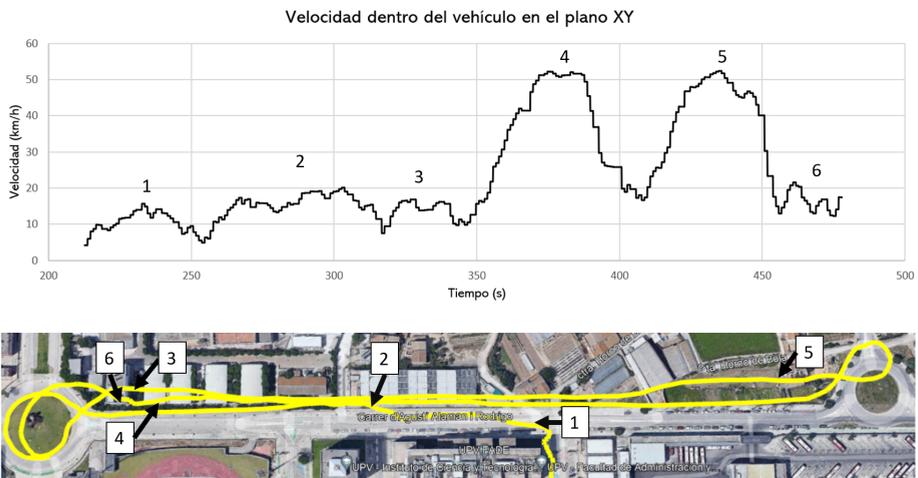


Figura 6.14: Representación de la velocidad en conjunto con la ruta GPS.

Haciendo hincapié en los tramos que se observan en la figura anterior, en relación con la ruta estipulada, cada número se identificaría por:

1. Inicio de la ruta en el vehículo a una velocidad moderada hasta comprobar mediante la interfaz que los datos son correctos con lo que marca el velocímetro incorporado en el coche.
2. Se busca como objetivo llegar a los 20 km/h antes de llegar a la glorieta de la izquierda y por tanto el pico de frenada entre el tramo 2-3.
3. El recorrido 3 sería la glorieta en sí.

4. Posteriormente se trató de acelerar el vehículo hasta alcanzar los 50 km/h de punta a punta del tramo.
5. Del mismo modo, el tramo 5 llegó a la velocidad de 50 km/h hasta la frenada en la rotonda.
6. El punto 6 cierra el final de este recorrido tras salir de la glorieta.

Son datos bastantes aproximados a los observados en los mandos del propio vehículo (dentro de un margen de ± 2 km/h), de esta forma se llega a la conclusión que el módulo Adafruit Ultimate GPS es de gran utilidad. No obstante la información obtenida sobre la velocidad horizontal no es de vital importancia para la misión, pasando a un segundo plano sobre la velocidad en el eje Z más característica de la coherería.

6.5 Eyección

Por lo que respecta al subsistema de actuación referido a la eyección del sistema pirotécnico para el paracaídas, procedimiento comentado en la Sección 3.1.3, se observa como es un punto crítico en la misión. Por ello, en este subapartado, se estudiarán los casos y resultados obtenidos para proceder a la activación de la señal dada por la función *recovery*, incorporada en la Cápsula de Aviónica por el equipo para lograr una recuperación exitosa del cohete.

Para la validación de estos datos, los compañeros del departamento de Aviónica encargados de la Placa SD pusieron en práctica las condiciones deseadas para la eyección. Esto se llevó a cabo haciendo uso de la simulación de un tiro parabólico, utilizando las características del cohete Aspera con perturbaciones artificiales, dadas por números aleatorios uniformemente distribuidos. En este estudio, se analizarán dos fluctuaciones de la variable de velocidad y altura estudiada en el subpunto anterior 6.1.

Ejemplo:

1. $Altura\ real = Altura\ ideal + 20 \cdot rand(1, length(altura))$
2. $Altura\ real = Altura\ ideal + rand \cdot randi([-5,5], length(z))$

En el primer ejemplo, apodado como *Método 1*, se busca evitar datos anómalos que disparen la señal por error debido a un pico de altura, mientras que el segundo (*Método 2*), estima la fluctuación más realista de lo que se podría obtener, ya que puede tomar tantos valores positivos como negativos. Ambos deberán de cumplir las condiciones de eyección durante un cierto valor de tiempo para no detectar un único paquete de datos que cumpla con lo deseado por equivocación del sensor.

Haciendo memoria de dichas condiciones para la eyección en la Tabla 6.5, se procederá a representar los parámetros propuestos para imprimir en la gráfica cuando la cápsula detecte la aproximación al apogeo y efectúe la ignición, llamado por el equipo como el *Método Contador*, dado que como su propio nombre indica, se establece en el procedimiento un contador el cual incluye una acumulación del cumplimiento de las condiciones estipuladas:

Variables	Condiciones eyección
Altura mín (m)	500
V_z (m/s)	<3
Fuerza g inicial	>2 (lanzamiento)

Tabla 6.5: Condiciones para la eyección simuladas para la validación.

Suponiendo que los resultados de la parábola son obtenidos mediante el sensor BMP280, se procederá a buscar los valores que logren dar con los respectivos en la tabla anterior.

■ Método 1 + Contador >2

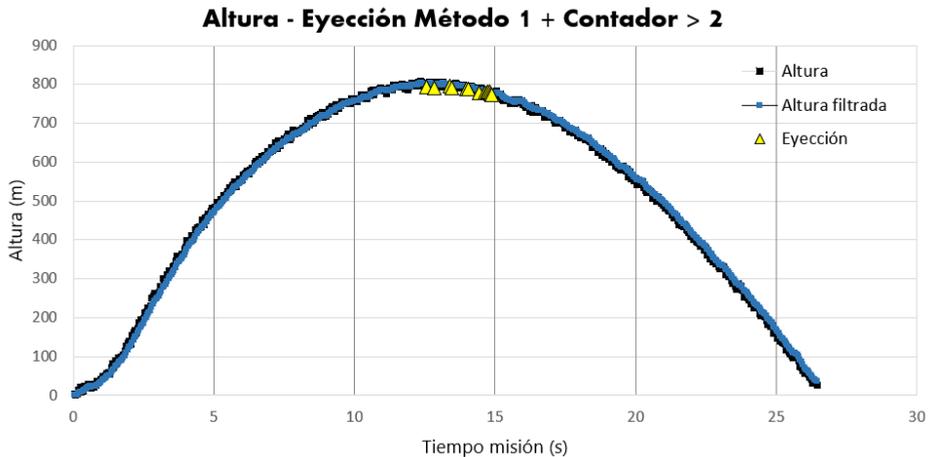


Figura 6.15: Representación del Método 1 y contador >2.

Observando simplemente la zona de apogeo, se aprecia cómo las condiciones estipuladas con el sensor BMP280 con el *Método 1* no cumplen con los objetivos. Esto se debe a que la eyección sucede posteriormente al apogeo provocando el caso 2 (EYECCIÓN TRAS APOGEO) comentado en la Figura 3.8.

■ Método 1 + Contador >3

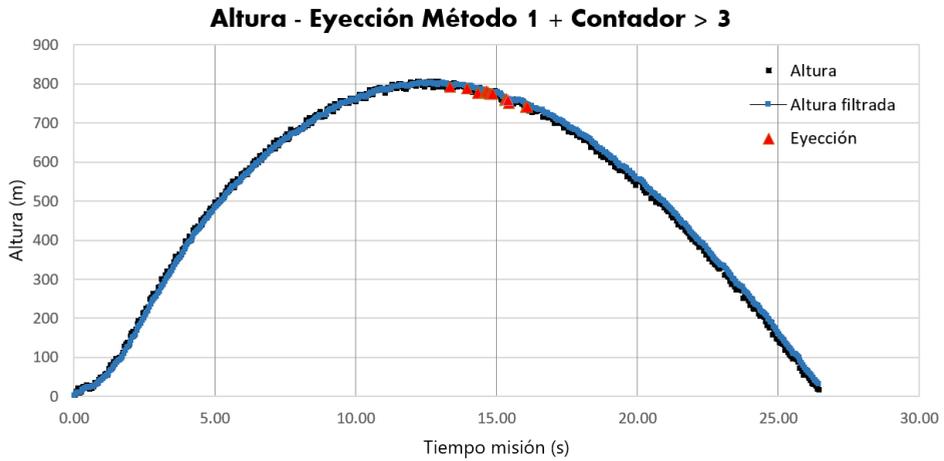


Figura 6.16: Representación del Método 1 y contador >3.

Mismo caso que el anterior, la mayor concentración de detección de la señal de eyección se da tras el apogeo, del mismo modo una acumulación mayor que 3 para la eyección provoca una actuación tardía. (EYECCIÓN TRAS APOGEO).

■ Método 2 + Contador >2

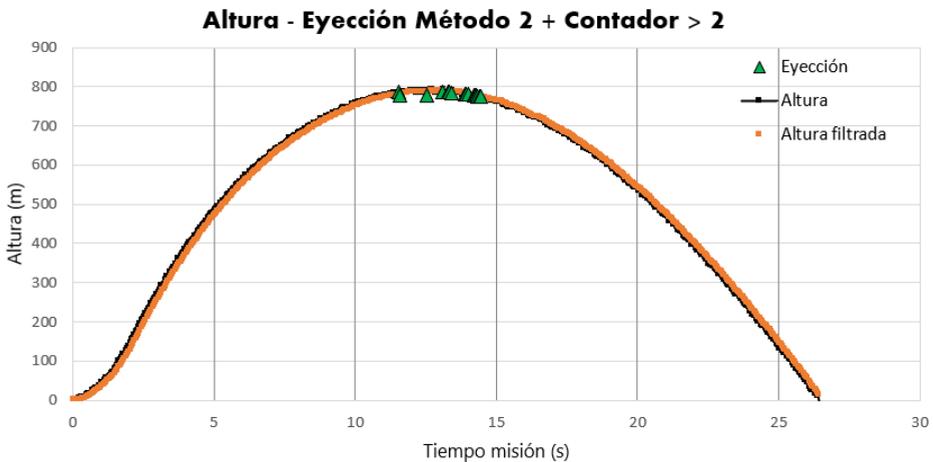


Figura 6.17: Representación del Método 2 y contador >2.

Por el momento el mejor resultado de los 2 métodos anteriores, la mayor concentración de señales de eyección se realiza durante el apogeo e incluso instantes previos a este. (EYECCIÓN DESEADA Figura 3.10)

■ Método 2 + Contador >3

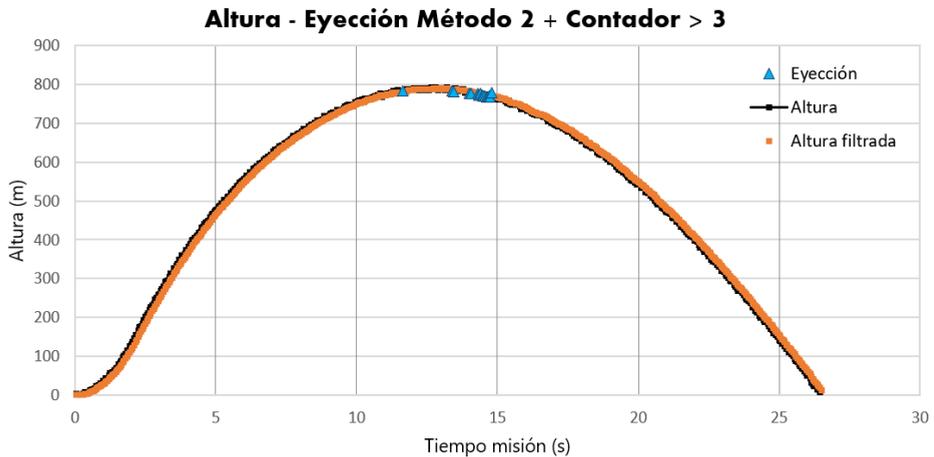


Figura 6.18: Representación del Método 2 y contador >3.

Por último, se realizó el mismo ensayo teórico para la eyección con el *trigger* tras el contador. No obstante, no se apreció un resultado similar al caso anterior, dado que solo un valor se detectó previo al apogeo, mientras que la mayor concentración, al tratarse de un contador con una acumulación más, resultó posterior al apogeo de la trayectoria del cohete.

Antes de continuar con la validación del siguiente subsistema embarcado, cabe comentar que el equipo previó la incorporación de otro procedimiento para la eyección de la recuperación del vehículo. Siendo más robusto y comentado con anterioridad en el capítulo relacionado con la Cápsula de Aviónica, se trata de un temporizador básico que, mediante la simulación previa del vuelo del cohete, estime el apogeo y despliegue el paracaídas en caso de no haber detectado alguna de las condiciones anteriores o de la posibilidad del fallo de la sensorización incorporada. Conociendo el apogeo teórico, el equipo aproximará los segundos necesarios, los cuales sean razonables (apogeo Aspera = 15 segundos).

En este caso, la única variable a tener en cuenta es el tiempo del microcontrolador, a modo de reloj tras superar los 2g de fuerza al despegue. Por ello, el equipo tras armar el cohete deberá de llevar precaución de no golpear la cápsula para que no alcance dicho valor, a pesar de ser elevado para un simple movimiento por un ser humano.

6.6 Pruebas de alcance de los módulos de radiofrecuencia

A continuación se mostrarán una serie de ensayos fuera del laboratorio para probar el rango de alcance que tiene este módulo de radiofrecuencia. Para ello, el subdepartamento se ha fragmentado en dos partes, una simulando el cohete colocado en lo alto de un edificio de la UPV (30 metros) y la otra haciendo el papel de la Estación de Tierra apuntando con la antena Yagi en línea directa al edificio con los compañeros.

Se realizó 2 ensayos, el primero colocados a 600 metros dado que es donde usualmente se colocaría la Base para la telemetría en las competiciones de cohería por razones de seguridad (Figura 6.19) y el segundo a 1000 metros para estudiar las condiciones de apogeo (Figura 6.20). En ambas pruebas, se almacenaron los ficheros y se estudió el porcentaje de datos recibidos y no recibidos.

6.6.1 Prueba de rango 1: 635 m con módulo NRF24L01.

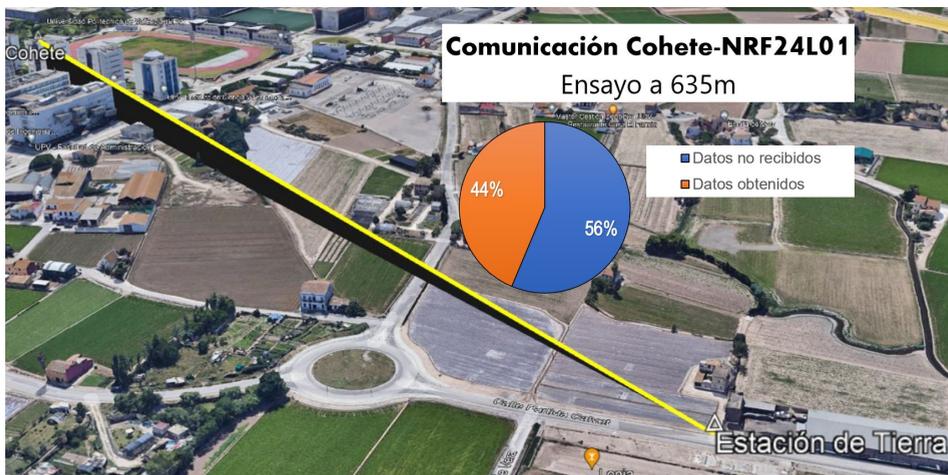


Figura 6.19: Ensayo de comunicación a 635 m.

Tratando de mantener la polarización correcta de la antena Yagi y mediante una llamada telefónica para que se informasen de las posiciones y acciones a realizar del cohete, el equipo encargado de la simulación de la Estación de Tierra observaba mediante la Interfaz Gráfica del Capítulo 5 cuando se perdía y se recibía señal, al mismo tiempo analizando sobre que ángulos de inclinación del cohete se perdía conexión. Los datos de la Figura anterior se guardaban en un documento en Excel tras parar la comunicación en la interfaz y cerrando así la prueba para continuar con la siguiente.

6.6.2 Prueba de rango 2: 998 m con módulo NRF24L01.

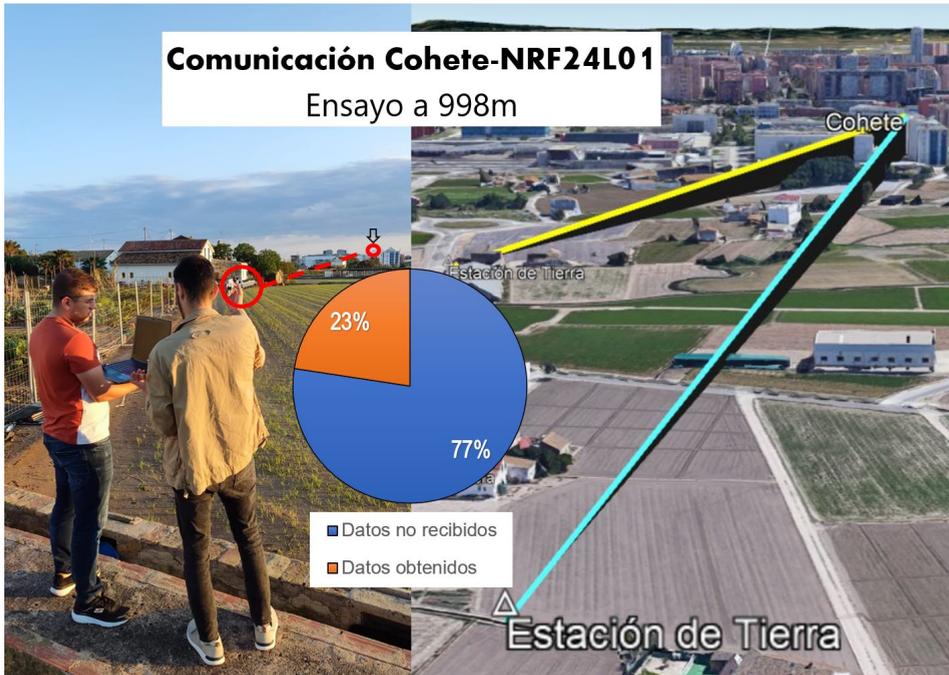


Figura 6.20: Ensayo de comunicación a 998 m.

Conforme se puede observar en la estadística de ambos ensayos, no se ha logrado recibir la totalidad de la información enviada por parte de la cápsula de aviónica, siendo los resultados de 44 % recibidos a 635 m en comparación a un 23 % de datos obtenidos a 998 m.

Esta información sirvió de gran ayuda al equipo al comprender la baja potencia y sensibilidad que ofrecían estos módulos de radiofrecuencia. Del mismo modo, se pudo analizar varias posiciones y orientaciones posibles para practicar la polarización correcta de la antena Yagi en función de la actitud de la cápsula de aviónica, resultando bastante complejo tener que optimizar la conexión de forma manual.

A pesar de su bajo número de datos recibido, el equipo continuó con el NRF24L01 para el primer lanzamiento aunque con conocimiento de ello se perdería información.

Pasando a los siguientes componentes de telemetría, aplicando a la realidad las especificaciones ofrecidas por el módulo de radiofrecuencia de 868MHz y teniendo en cuenta los parámetros de ganancia de las antenas, el equipo realizó otra prueba de

rango con los GAMMA LoRa, esta vez alcanzando distancias mayores sin necesidad de una línea directa de visión entre módulo.

Este ensayo fue todo un éxito, logrando recibir de forma continuada y sin necesidad de gran precisión un 100 % de los datos enviados por parte de la cápsula de aviónica a la Estación de Tierra (Figura 6.21).

6.6.3 Prueba de rango 3: 24km con módulo LoRa

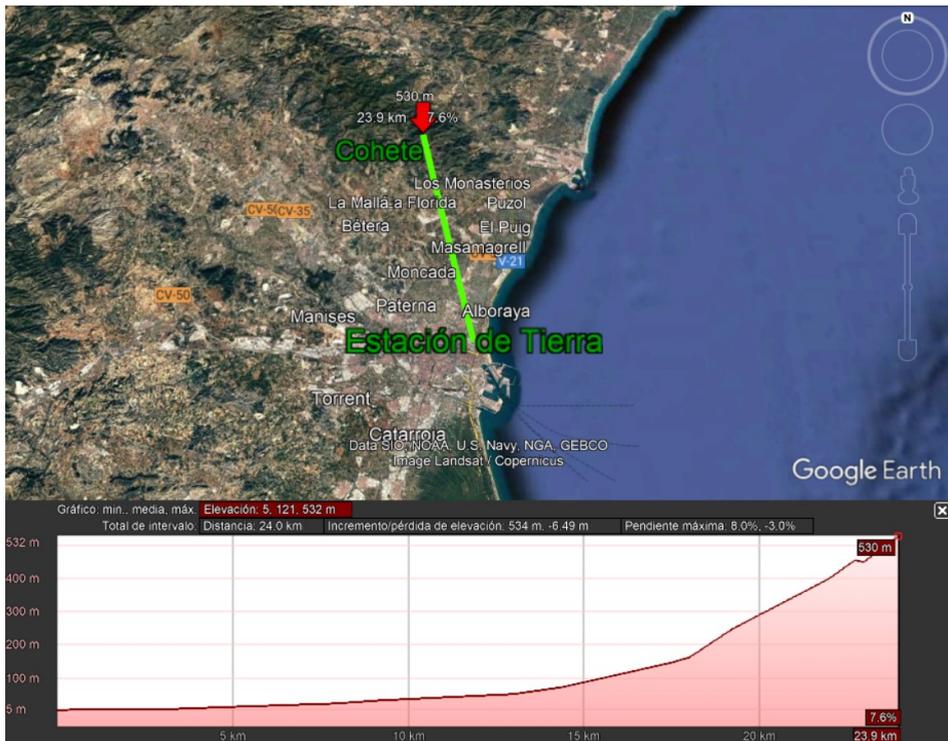


Figura 6.21: Ensayo de comunicación a 24 km.

Se realizará un estudio en MatLab (Figura 6.22) y se calcularán las variables de alcance máximo y potencia recibida mediante las ecuaciones de transmisión en un radioenlace.

Haciendo uso de las especificaciones de cada componente, el resultado de comparar ambos módulos es el siguiente (Tabla 6.6):

```

%ENLACE DOWNLINK
function [Alcance_max,Pr]=radioenlace(frecuencia,distancia,incidencia,inclinacion,Gr,Pe,Pru)
    c = physconst('LightSpeed');
    lamda = c/frecuencia;
    Gt = 10*log10(t(incidencia*pi/180)); %Ganancia dependiendo del ángulo de incidencia
    Cp = 10*log((cos(inclinacion*pi/180))^2); % -3dB si Tx-Circular Rx-Lineal
    Alcance_max = 10^((Pe + Gt + Gr - Pru)/20)*c/(4*pi*frecuencia); %Distancia máxima posible
    Lp = 20*log10(4*pi*distancia/lamda);
    Pr = Pe + Gt + Gr - Lp + Cp; %ECUACIÓN DE TRANSMISIÓN

    if(Pr>Pru)
        fprintf(' Distancia max: %g\n Potencia recibida: %g\n Estado: Conectado\n',Alcance_max, Pr);
    else
        fprintf('Estado: Desconectado');
    end
end
end

```

Figura 6.22: Código en MatLab del cálculo del alcance máximo con RF.

Datos Iniciales	NRF24L01	GAMMA LoRa
Frecuencia	2,4GHz	869.5MHz
Incidencia	~ 90°	~ 90°
Inclinación	0°	0°
G_r^1	16	11
P_e^2	0dBm	20dBm
P_{ru}^3	-85dBm	-130dBm
Resultados	NRF24L01	GAMMA LoRa
Alcance máx.	1.759,78m (ideal)	3,858e+06m (ideal)
Potencia	-82dBm	-125dBm

Tabla 6.6: Cálculo del alcance de los diferentes módulos.

Observando el alcance máximo del módulo LoRa, se puede llegar a la conclusión que ese dato no es realista, por lo que habrá que introducir ciertos márgenes de interferencias (Tabla 6.7):

Pérdidas	-45 % Gr	-25 % Pe	-30 % Pru
Distancia	43.475,5 m	Potencia	-98,84dBm

Tabla 6.7: Resultados teóricos del alcance máximo LoRa.

¹ G_r : Ganancia RX de la antena si se apunta idealmente.

² P_e : Potencia del módulo RF en dBm.

³ P_{ru} : Potencia umbral de la antena Yagi en dBm.

6.7 Lanzamiento Ontur Albacete 21 de Mayo 2022

Finalmente, por lo que respecta al apartado de validación y resultados, entraría a dar lugar el primer lanzamiento oficial del equipo Faraday Rocketry UPV con el modelo de cohete Aspera, cuya aviónica ha sido expuesta en el documento presente.

Esta misión tenía como objetivo observar el punto en el cual se encuentra el trabajo realizado y obtener resultados de una primera toma de contacto con la coherería.

Principalmente el lanzamiento estaba predestinado para comprobar la fabricación, sistema propulsivo y recuperación de Aspera. En un principio no estaba previsto que la cápsula incorporase telemetría por radiofrecuencia dado que, conforme se ha visto en la pruebas de rango con los módulos NRF24L01, los resultados no fueron los esperados (sin tener en cuenta entornos vibratorios y colocando la cápsula estática por lo que durante el lanzamiento se obtendrían un número menor de paquete de datos).

No obstante, el departamento de Aviónica decidió embarcar dentro de la cápsula las nuevas PCB diseñadas de cara a recoger información para posteriormente integrarlas en la misión con el cohete Astra.

De este modo, teniendo conocimiento sobre la probabilidad de perder una gran cantidad de datos, el subdepartamento de la Estación de Tierra trató de lograr la lectura del máximo paquete de datos disponibles.

De forma previa al lanzamiento, la cantidad recibida de la información mandada por la cápsula fue tal como se muestra en la Figura 6.23:

Lecturas antes del Lanzamiento

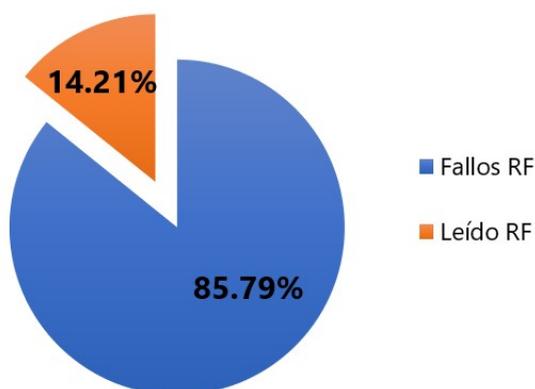


Figura 6.23: Porcentaje de código recibido previo al lanzamiento.

Esto se debe a varias razones:

- Mala comunicación entre los módulos debido a la absorción de los materiales de la cápsula.
- Ruido electrónico generado por las baterías y demás componentes.
- Poca optimización de la línea de visión entre la Estación de Tierra y el cohete debido a preparaciones previas o no apuntado al objetivo.
- Perturbaciones al transportar el cohete armado al raíl de despegue, modificando la polarización entre los NRF24L01.

Las medidas obtenidas del GPS fueron las siguientes a lo largo del tiempo antes del despegue, observando el recorrido que hizo el equipo transportando el cohete desde la mesa para la preparación hasta el lugar de la ignición Figura 6.24:

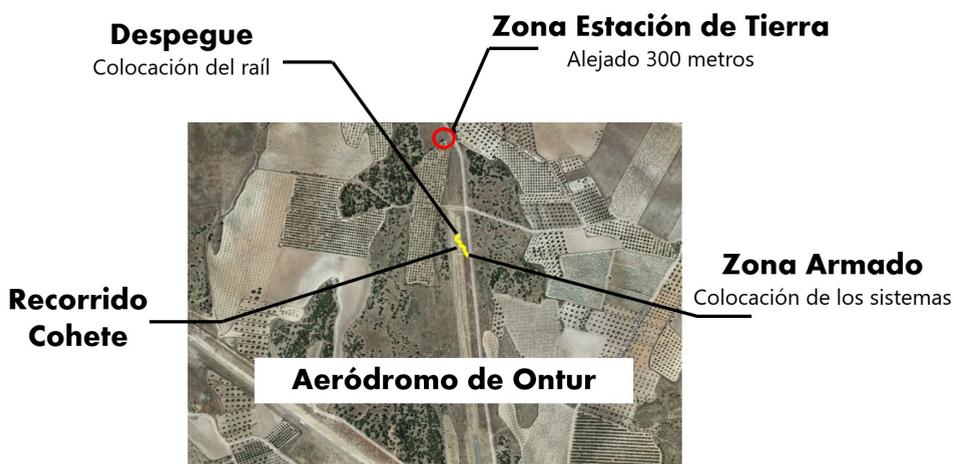


Figura 6.24: Representación de los datos obtenidos antes del lanzamiento.

Según lo previsto, posteriormente al despegue se perdió conexión, dado que los efectos vibratorios, las perturbaciones dentro de la cápsula y la propia potencia de los módulos no eran suficientes para establecer el enlace por lo que no se pudo almacenar ninguna información de utilidad.

Lo que sí se llegó a detectar fue que debido a las vibraciones y temperatura dentro de la Aviónica del cohete, algunos de los sensores dejaron de funcionar, en concreto el sensor BMP280, ya que según sus características y rangos de temperatura sobrepasaron los límites, estropeando el sensor por completo y al mismo tiempo a los componentes cuyos pines SDA y SCL comparten, como sería el caso del BNO055.

A pesar de no haber obtenido esos resultados por telemetría, se confirma que tras la ignición y durante los pocos instantes de la misión en la zona propulsada, el BNO055 en la Placa SD logró dar con las condiciones iniciales de eyección.

Dado que el BMP280 dejó de funcionar en ambos casos, dejó a la recuperación sin poder optar a las condiciones de altitud y velocidad vertical con el *Método contador*, el cual no consiguió detectar los valores estipulados. Sin embargo, la misión resultó exitosa gracias a la señal de despliegue del paracaídas con el *Método Temporizador*, calculado a los 15 segundos del despegue (simulado en Open Rocket el apogeo aproximado), tras medir más de 2g de fuerza mediante el sensor al salir del raíl.

Por último, la Placa SD no pudo extraer los datos en la Micro SD de la trayectoria del primer vuelo de Aspera, dado por principalmente dos razones comentadas por el departamento:

1. La cápsula estuvo conectada por más de 40 minutos, desde el armado hasta la recuperación, apertura de los módulos y extracción de la tarjeta, dando con que el archivo al tomar medidas cada 50 ms, pudo haber alcanzado el límite máximo de espacio disponible.
2. Cabe la posibilidad de que la tarjeta Micro SD haya perdido contacto con el módulo el cual se encargue de escribir la información obtenida, corrompiendo los datos y no obteniendo el archivo de texto esperado.

A modo de resumen sobre este punto, se tratarán las soluciones de cara a la siguiente misión. La elaboración de este trabajo ha permitido encontrar estos errores y ahora está en las manos del departamento de Aviónica en corregirlos:

- Mayor protección térmica entre las tapas de la Cápsula de Aviónica para evitar sobrecalentamientos.
- Reforzar las soldaduras, dado que los efectos vibratorios del cohete afectan en gran medida y de forma negativa a las conexiones del estaño con los sensores.
- Utilizar los módulos LoRa para tener mayor potencia y lograr un enlace estable Tierra-Cohete. Mejorar la eficiencia de la radiofrecuencia y eliminar la absorción de la señal con los componentes y material metálico.
- Filtrar las variables mediante algoritmos tipo Kalman, siguiendo un modelo matemático para evitar el ruido generado por las mediciones de la trayectoria.
- Solucionar la problemática del guardado de la Micro SD, sobrescribiendo los archivos cada cierto número de tiempo.

Capítulo 7

Conclusiones

En base a lo expuesto en el documento, se puede decir que se han cumplido satisfactoriamente los principales objetivos de la Estación de Tierra en cuanto a su diseño, fabricación y montaje, ya que se han recopilado la información y resultados necesarios para seguir creciendo como equipo, logrando dar los primeros pasos de Faraday Rocketry UPV dentro de la cohetería en España.

No obstante, a pesar del trabajo realizado sobre el estudio económico del sector aeroespacial, la búsqueda de componentes, validación de las pruebas con la cápsula, maletín y la interfaz gráfica, no se obtuvo telemetría del primer lanzamiento con el cohete Aspera. Meses previos al despegue, el departamento era consciente de la escasa probabilidad de recibir los paquetes de datos de la sensorización con el uso de los módulos de radiofrecuencia NRF24L01, debido a los resultados con las pruebas de rango, los cuales eran destinados a la Cápsula de Aviónica embarcada en ese primer vuelo.

A raíz de ello, se comenzó a investigar y diseñar nuevos componentes, códigos y conceptos los cuales sean capaces de cumplir con los requisitos estipulados para la siguiente misión con el cohete Astra, sacrificando el avance y tiempo dedicado a su antecesor.

Las conclusiones que se pueden extraer del presente trabajo son de gran utilidad de cara a las futuras pruebas y lanzamientos, en los cuales se aumentará progresivamente la complejidad de los sistemas incorporados, evitando repetir los fallos encontrados en estos primeros escalones. Entre estos errores cometidos, es necesario destacar aquellos de gran importancia para lograr una misión deseada en cuanto Aviónica, desarrollados a continuación.

En primer lugar, el fenómeno más notorio fueron las vibraciones generadas en el cuerpo, las cuales se han comprobado empíricamente que son nocivas para las soldaduras realizadas con estaño a una placa PCB, así como a los componentes integrados en ella. Estas perturbaciones, aparte de afectar físicamente a las conexiones, como por ejemplo a la tarjeta Micro SD, actúan como generadores de ruido para las lecturas de los sensores, dificultando el filtrado y aumentando gasto computacional dentro del microcontrolador.

Continuando con otro parámetro perjudicial para la misión, destaca el efecto de la temperatura. Tanto durante el despegue con el motor cohete como mediante la eyección del paracaídas con los ignitores, se provoca un aumento exponencial de esta variable, sobrepasando las tapas de la madera y nylon, alcanzando las placas y estropeando por completo la funcionalidad de los sensores.

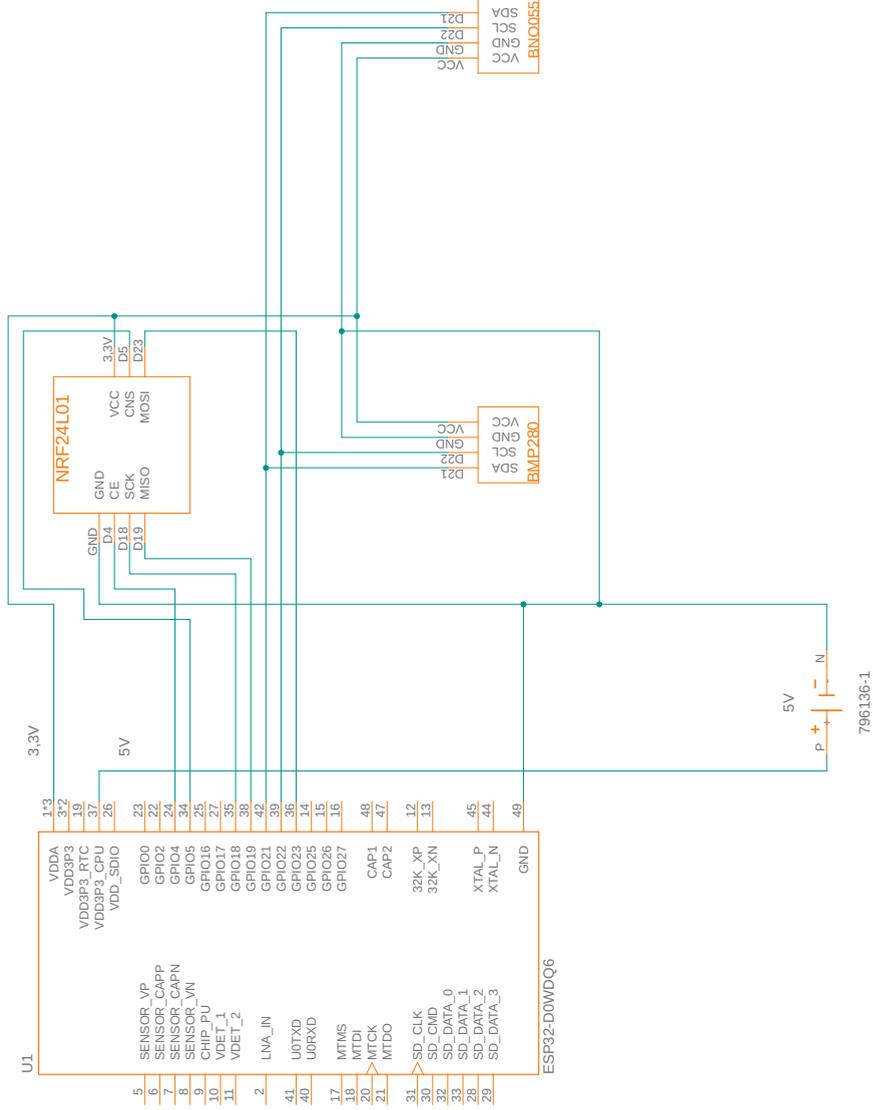
Es esencial destacar lo crucial que llega a resultar la redundancia en los elementos incorporados en este tipo de sistemas ya que, durante el lanzamiento de Aspera, se logró recuperar el cohete gracias a que llevaba embarcado una copia de cada uno de los sensores utilizados, consiguiendo medir las condiciones iniciales para la eyección y desplegando el paracaídas mediante el temporizador establecido según las simulaciones previas de la misión.

En definitiva, pese a que no se han alcanzado todos los objetivos destinados a este primer proyecto, es importante recapitular el trabajo realizado y lo aprendido durante este recorrido, el cual es solo el principio. Se deberá seguir mejorando y actualizando los conceptos relacionados con este sector, de modo que se logrará madurar de forma académica y profesionalmente, saboreando las victorias, como el éxito global del primer lanzamiento de un Cohete Suborbital, como también sabiendo discernir entre los errores encontrados en el triunfo de una misión. El departamento se comprometerá con el cohete Astra, su siguiente objetivo, consiguiendo por ende los resultados esperados.

A través del esfuerzo, el triunfo.

Parte II

PLANOS



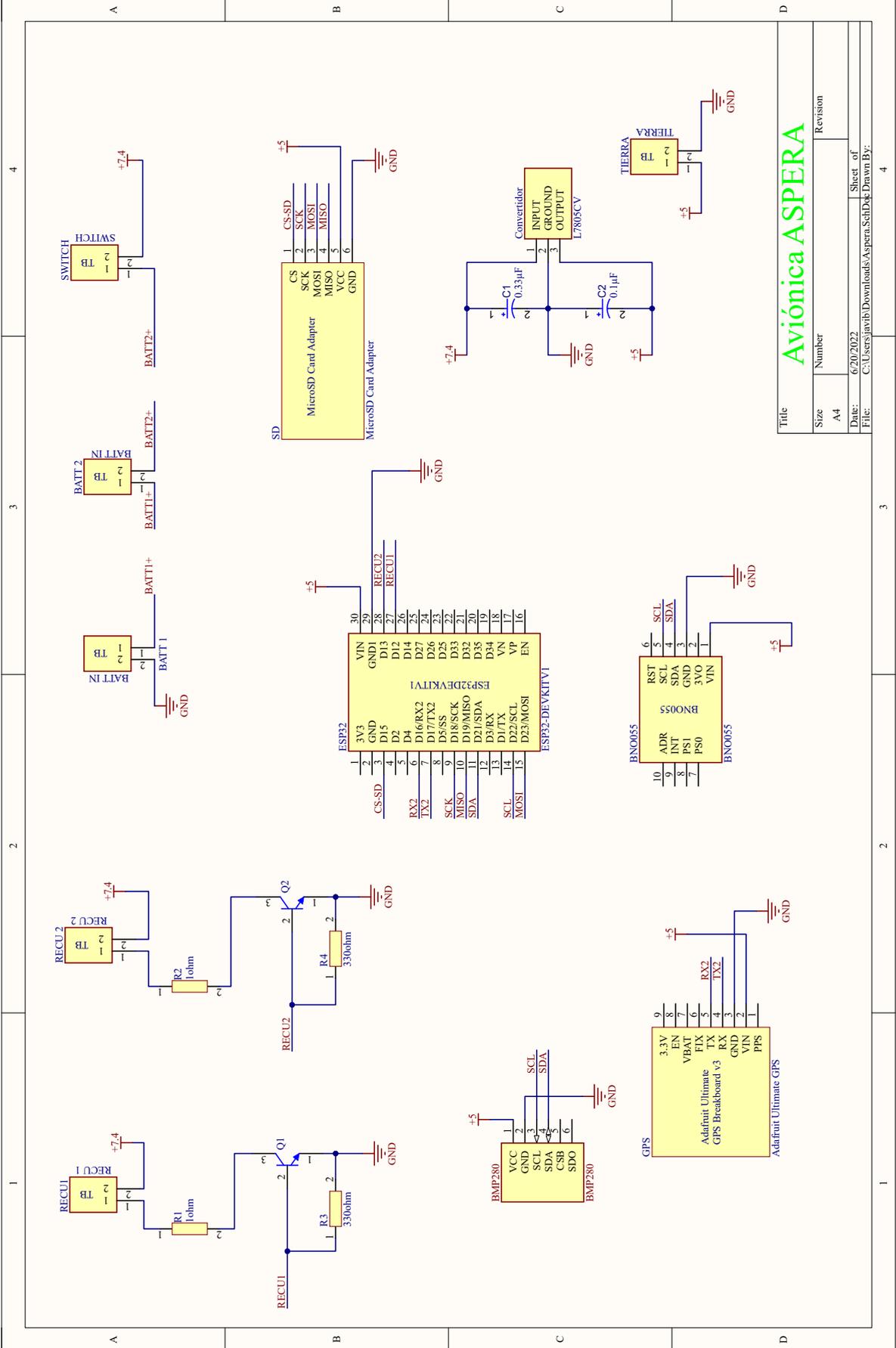
TITLE: Capsula_v1

Document Number:

REV:

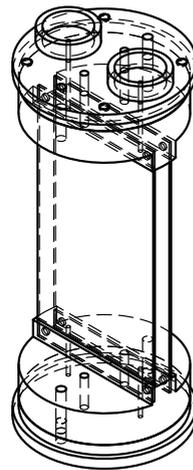
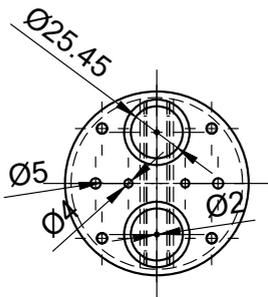
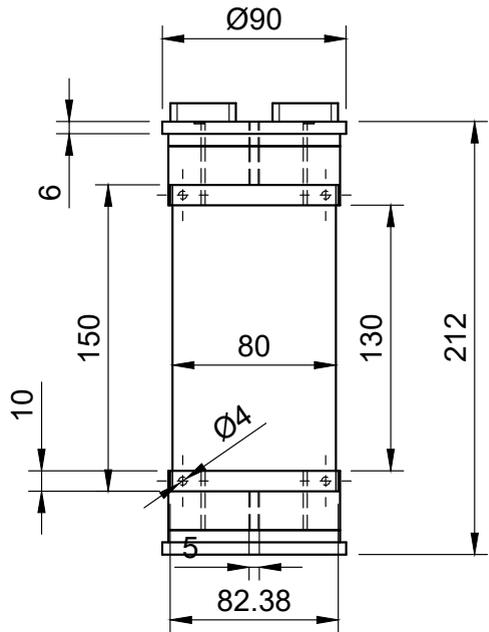
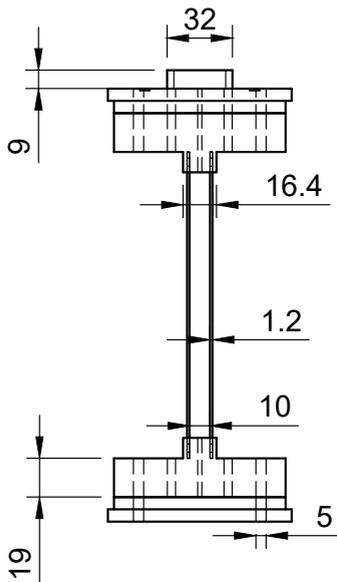
Date: 11/06/2022 13:37

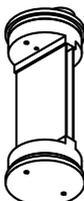
Sheet: 1/1

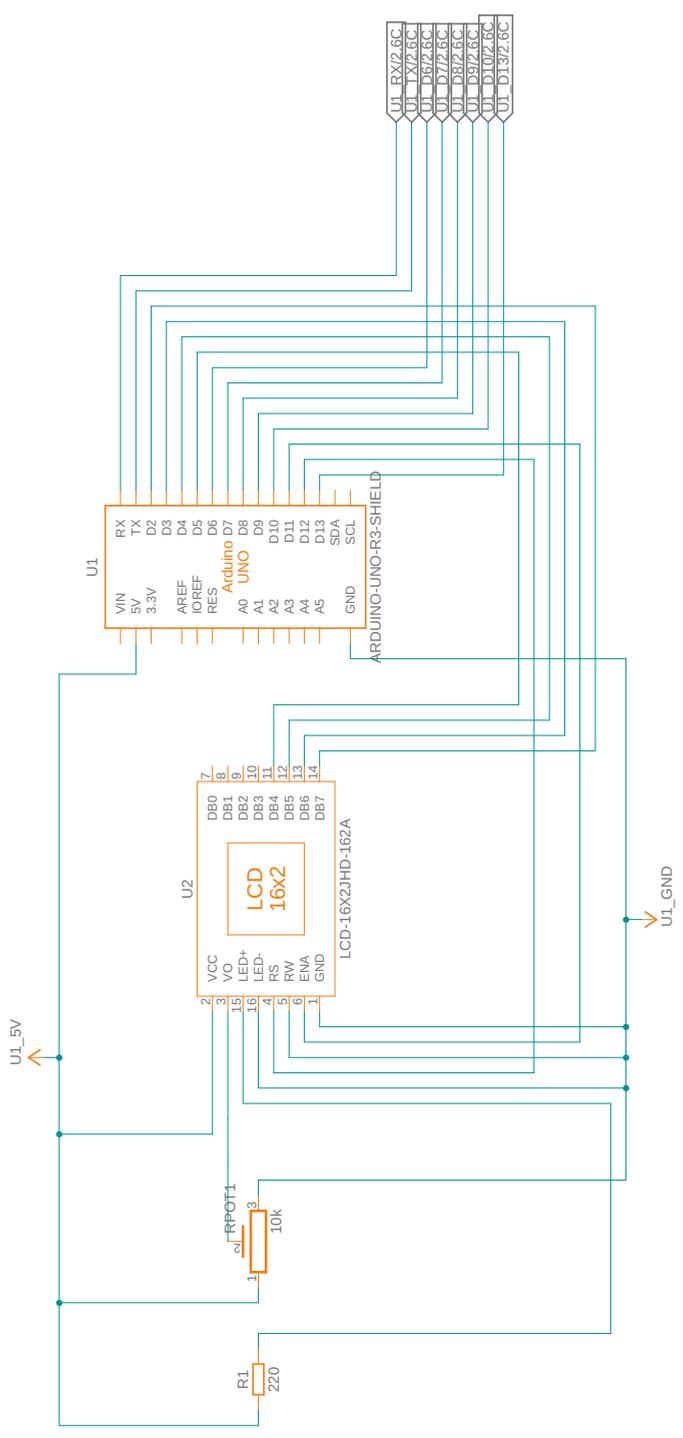


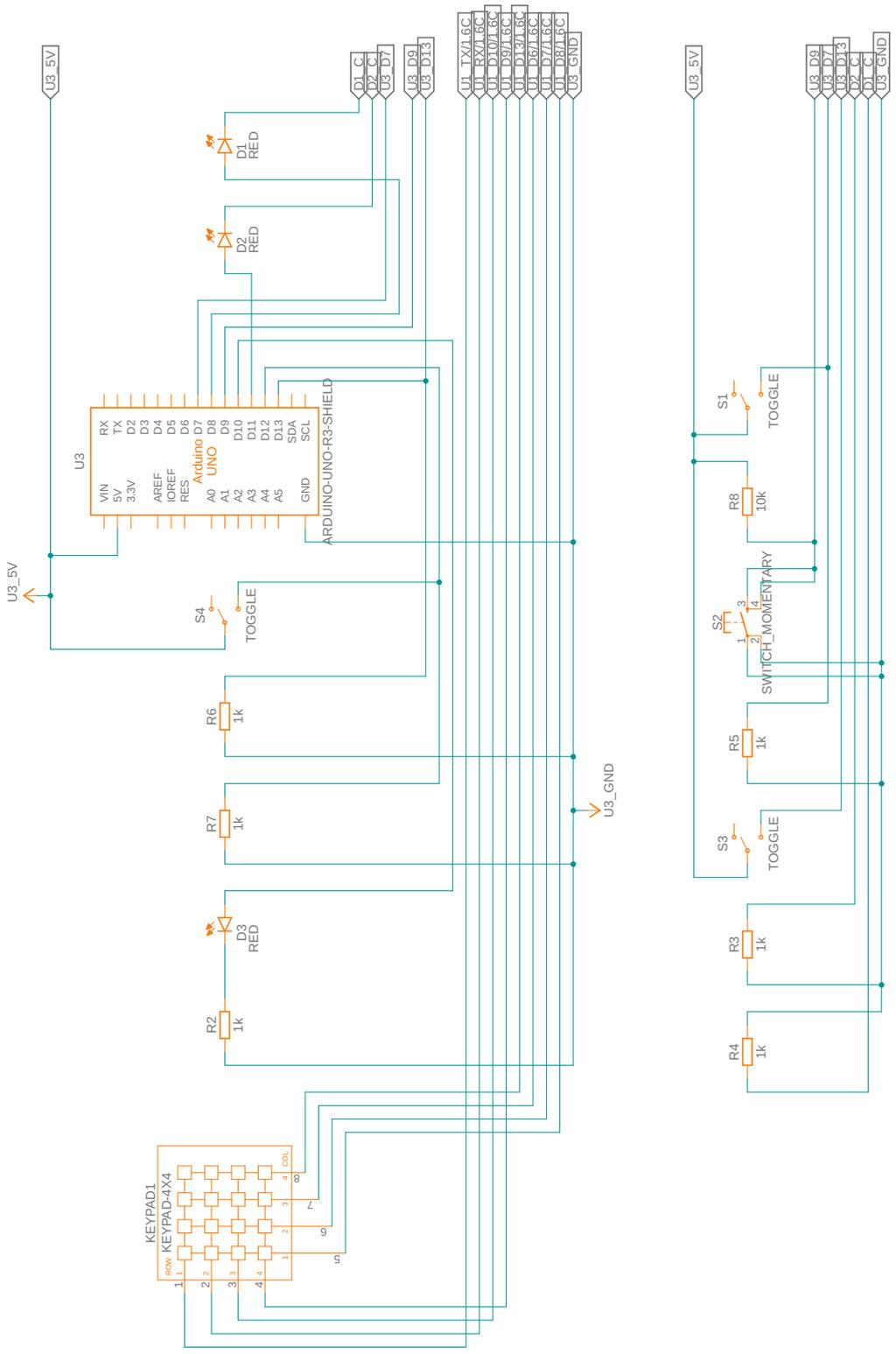
Title		Revision	
Size	Number		
A4			
Date:	6/20/2022	Sheet of	
File:	C:\Users\jgrib\Downloads\Aspera_SchDwg	Drawn By:	

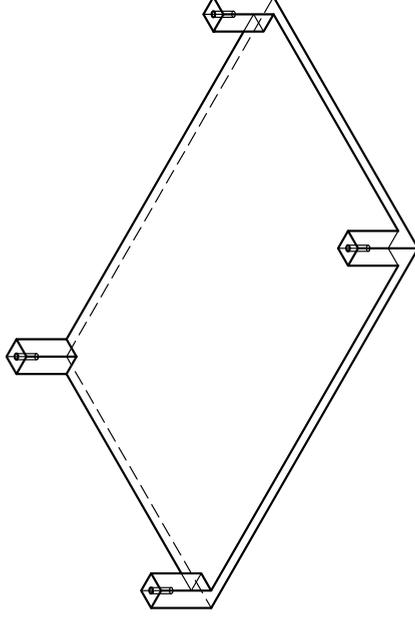
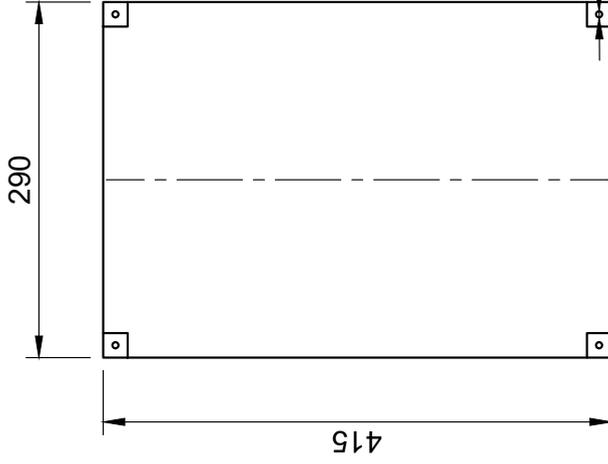
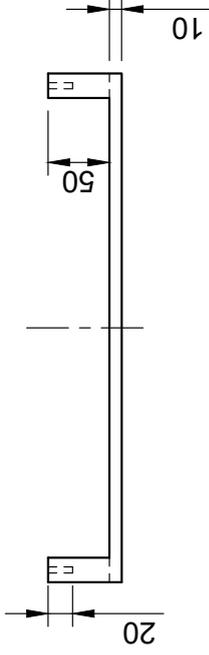
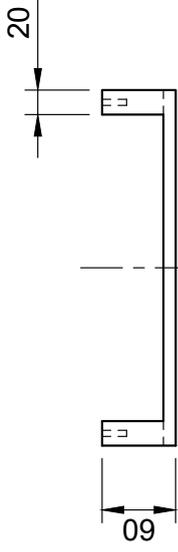
Aviónica ASPERA

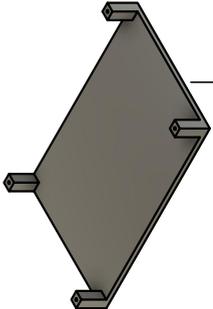


Dept. Aviónica	Technical reference	Created by Javier Blázquez Sánchez 2021-2022	Approved by Rafael Masot - Miguel Alcañiz 2022	
	Document type Plano 1	Document status Mecanizado		
	Title Cápsula Aviónica	DWG No. 1		
	Rev.	Date of issue	Sheet 1/1	







Dept. Aviónica	Technical reference Madera	Created by Javier Blázquez Sánchez	Approved by FARADAY ROCKETRY UPV
		Document type Medidas en mm	Document status 1:5
		Title Soporte Maletín	DWG No. Plano 1
		Rev. 06/05/2022	Sheet 1/1

Parte III

PLIEGO DE CONDICIONES

Capítulo 9

Pliego de condiciones

En cuanto a la siguiente parte del documento, se mostrarán los desarrollos principales pertenecientes a la normativa de ordenanzas generales de la seguridad de higiene en el trabajo y ensayos en laboratorio en el BOE número 64 (16 marzo 1971) [16].

9.1 Pruebas de Laboratorio en las instalaciones

Los artículos los cuales se han tenido que tener en cuenta para el proyecto, dado que se ha realizado en las instalaciones del espacio disponible para el equipo Faraday Rocketry UPV bajo la Escuela Técnica Superior de Ingeniería del Diseño (ETSID), serían los siguientes:

9.1.1 Artículo 11: Obligaciones y derechos de los trabajadores

Incumbe a los trabajadores la obligación de cooperar en la prevención de riesgos profesionales en la empresa y el mantenimiento de la máxima higiene en la misma, a cuyos fines deberán cumplir fielmente los preceptos de esta ordenanza y sus instrucciones complementarias, así como las órdenes e instrucciones que a tales efectos les sean dados por sus superiores.

Los trabajadores, expresamente, están obligados a:

- Recibir las enseñanzas sobre Seguridad e Higiene y sobre salvamento y socorrismo en los centros de trabajo que les sean facilitadas por la Empresa o en las Instituciones del Plan Nacional.
- Usar correctamente los medios de protección personal y cuidar de su perfecto estado y conservación.

- Dar cuenta inmediata a sus superiores de las averías y deficiencias que puedan ocasionar peligros en cualquier centro o puesto de trabajo.
- Cuidar y mantener su higiene personal, en evitación de enfermedades contagiosas o de molestias a sus compañeros de trabajo.
- Someterse a los reconocimientos médicos preceptivos y a las vacunaciones o inmunizaciones ordenadas por las Autoridades Sanitarias competentes o por el Servicio Médico de Empresa.
- No introducir bebidas u otras sustancias no autorizadas en los centros de trabajo, ni presentarse o permanecer en los mismos en estado de embriaguez o de cualquier otro género de intoxicación.
- Cooperar en la extinción de siniestros y en el salvamento de las víctimas de accidentes de trabajo en las condiciones que, en cada caso, fueren racionalmente exigibles.

Cooperar en la extinción de siniestros y en el salvamento de las víctimas de accidentes de trabajo en las condiciones que, en cada caso, fueren racionalmente exigibles.

9.1.2 Artículo 13: Seguridad estructural

Todos los edificios, permanentes o provisionales, serán de construcción segura y firme para evitar riesgos de desplome y los derivados de los agentes atmosféricos. De modo que los cimientos, pisos y demás elementos de los edificios ofrecerán resistencia suficiente para sostener y suspender con seguridad las cargas para los que han sido calculados.

Además se indicará por medio de rótulos o inscripciones las cargas que los locales puedan soportar o suspender, quedando prohibido sobrecargar los pisos y plantas de los edificios.

9.1.3 Artículo 14: Superficies y cubicación

Los locales de trabajo reunirán las siguientes condiciones mínimas:

- Tres metros de altura desde el piso al techo.
- Dos metros cuadrados de superficie por cada trabajador.
- Diez metros cúbicos por cada trabajador.

No obstante, en los establecimientos comerciales, de servicios y locales destinados a oficinas y despachos la altura a que se refiere el apartado a) del número anterior podrá

quedar reducida hasta 2,50 metros, pero respetando la cubicación por trabajador que se establece en el apartado c), y siempre que se renueve el aire suficientemente.

Para el cálculo de la superficie y volumen no se tendrán en cuenta los espacios ocupados por máquinas, aparatos, instalaciones y materiales.

9.1.4 Artículo 15: Suelos, techos y paredes

El pavimento constituirá un conjunto homogéneo, llano y liso sin soluciones de continuidad; será de material consistente, no resbaladizo o susceptible de serlo con el uso y de fácil limpieza. Estará al mismo nivel, y de no ser así, se salvarán las diferencias de altura por rampas de pendiente no superior al 10 por 100.

En cuanto a las paredes estas, serán lisas, guarnecidas o pintadas en tonos claros y susceptibles de ser lavadas o blanqueadas. Los techos deberán reunir las condiciones suficientes para resguardar a los trabajadores de las inclemencias del tiempo. En el caso de soportar o suspender cargas deberán reunir las condiciones que se establecen para los pisos en el artículo 13.

9.1.5 Artículo 25: Iluminación. Disposiciones generales

Todos los lugares de trabajo o tránsito tendrán iluminación natural, artificial o mixta apropiada a las operaciones que se ejecuten. Además siempre que sea posible se empleará la iluminación natural.

Se deberá intensificar la iluminación de máquinas peligrosas, lugares de tránsito con riesgo de caídas, escaleras y salidas de urgencia.

9.1.6 Artículo 30: Ventilación, temperatura y humedad

En los puestos de trabajo y sus anexos se mantendrán, por medios naturales o artificiales, condiciones atmosféricas adecuadas, evitando el aire viciado, exceso de calor y frío, humedad o sequía y los olores desagradables. Además en los puestos de trabajo cerrados, el suministro de aire fresco y limpio por hora y trabajador será, al menos, de 30 a 50 metros cúbicos, salvo que se efectúe una renovación total del aire varias veces por hora, no inferior a seis veces para trabajos sedentarios ni diez veces para trabajos que exijan esfuerzo físico superior al normal.

En los centros de trabajo expuestos a altas y bajas temperaturas serán evitadas las variaciones bruscas por el medio más eficaz. Cuando la temperatura sea extremadamente distinta entre los lugares de trabajo, deberán existir locales de paso para que los operarios se adapten gradualmente a unas y otras.

Se fijan como límites normales de temperatura y humedad en locales y para los distintos trabajos, siempre que el procedimiento de fabricación lo permita, los siguientes:

- Para trabajos sedentarios: De 17 a 22 grados centígrados.
- Para trabajos ordinarios: De 15 a 18 grados centígrados.
- Para trabajos que exijan acusado esfuerzo muscular: De 12 a 15 grados centígrados.

La humedad relativa de la atmósfera oscilará del 40 % al 60 %, salvo en instalaciones en que haya peligro por generarse electricidad estática, que deberá estar por encima del 50 %.

Las instalaciones generadoras de calor o frío se situarán con la debida separación de los locales de trabajo para evitar en ellos peligros de incendio o explosión, el desprendimiento de gases nocivos, irradiaciones directas de calor o frío y las corrientes de aire perjudiciales al trabajador. Por otra parte, en los trabajos que hayan de realizarse en locales cerrados con extremado frío o calor se limitará la permanencia de los operarios estableciendo, en su caso, los turnos adecuados.

9.1.7 Artículo 51: Protección contra contactos en equipos eléctricos

En las instalaciones y equipos eléctricos, para la protección de las personas contra los contactos con partes habitualmente en tensión se adoptarán algunas de las siguientes prevenciones:

- Se alejarán las partes activas de la instalación a distancia suficiente del lugar donde las personas habitualmente se encuentran o circulan, para evitar un contacto fortuito o por la manipulación de objetos conductores, cuando éstos puedan ser utilizados cerca de la instalación.
- Se recubrirán las partes activas con aislamiento apropiado, que conserven sus propiedades indefinidamente y que limiten la corriente de contacto a un valor inocuo.
- Se interpondrán obstáculos que impidan todo contacto accidental con las partes activas de la instalación. Los obstáculos de protección deben estar fijados en forma segura y resistir a los esfuerzos mecánicos usuales.

Para la protección contra los riesgos de contacto con las masas de las instalaciones que puedan quedar accidentalmente con tensión, se adoptarán, en corriente alterna, uno o varios de los siguientes dispositivos de seguridad:

- Las masas deben estar unidas eléctricamente a una toma de tierra o a un conjunto de tomas de tierra interconectadas, que tengan una resistencia apropiada. Las instalaciones, tanto con neutro aislado de tierra como con neutro unido a tierra, deben estar permanentemente controladas por un dispositivo que indique automáticamente la existencia de cualquier defecto de aislamiento, o que separe automáticamente la instalación o parte de la misma, en la que esté el defecto de la fuente de energía que la alimenta.
- Unión equipotencial o por superficie aislada de tierra o de las masas.
- Separación de los circuitos de utilización de las fuentes de energía, por medio de transformadores o grupos convertidores, manteniendo aislados de tierra todos los conductores del circuito de utilización, incluido el neutro.
- Por doble aislamiento de los equipos y máquinas eléctricas.
- De corte automático o de aviso, sensibles a la corriente de defecto, o a la tensión de defecto.

En corriente continua, se adoptarán sistemas de protección adecuados para cada caso, similares a los referidos para la alterna.

9.1.8 Artículo 53. Baterías de acumuladores.

En los locales que dispongan de baterías de acumuladores, se adoptarán las prevenciones siguientes:

- Si la tensión de servicio es superior a 250 voltios, con relación a tierra el suelo de los pasillos de servicio será eléctricamente aislante.
- Cuando entre las piezas desnudas bajo tensión exista una diferencia de potencial superior a 250 voltios, se instalarán de modo que sea imposible para el trabajador el contacto simultáneo o inadvertido con aquellas.
- Se mantendrá una ventilación cuidada que evite la existencia de una atmósfera inflamable o nociva.

Cuando las baterías fijas de acumuladores estén situadas en locales que se empleen además para otros fines, aquellas estarán provistas de envolturas o protecciones y de dispositivos especiales para evitar la acumulación de gases inflamables.

9.1.9 Artículo 54. Soldadura eléctrica.

En la instalación y utilización de soldadura eléctrica son obligatoria las siguientes prescripciones:

- Las masas de cada aparato de soldadura estarán puestas a tierra así como uno de los conductores del circuito de utilización para la soldadura. Será admisible la conexión de uno de los polos de circuito de soldeo a estas masas cuando por su puesta a tierra no se provoquen corrientes vagabundas de intensidad peligrosa; en caso contrario, el circuito de soldeo estará puesto a tierra en el lugar de trabajo.
- La superficie exterior de los portaelectrodos a mano, y en lo posible sus mandíbulas. estarán aislados.
- Los bornes de conexión para los circuitos de alimentación de los aparatos manuales de soldadura estarán cuidadosamente aislados.
- Cuando los trabajos de soldadura se efectúen en locales muy conductores no se emplearán tensiones superiores a 50 voltios o, en otro caso, la tensión en vado entre el electrodo y la pieza a soldar no superará los 90 voltios en corriente alterna a los 150 voltios en corriente continua. El equipo de soldadura debe estar colocado en el exterior del recinto en que opera el trabajador.
- El soldador y sus ayudantes en las operaciones propias de la función dispondrán y utilizarán viseras, capuchones o pantallas para protección de su vista y discos o manoplas para proteger sus manos, mandiles de cuero y botas, que reunirán las características señaladas en el capítulo XIII de esta Ordenanza.

9.1.10 Artículo 57: Electricidad estática

Para evitar peligros por la electricidad estática, y especialmente que se produzcan chispas en ambientes inflamables, se adoptarán en general las siguientes precauciones:

- La humedad relativa del aire se mantendrá sobre el 50 %.
- Las cargas de electricidad estática que pueden acumularse en los cuerpos metálicos serán neutralizadas por medio de conductores a tierra. La forma de realizar las conexiones puede variar dependiendo del tipo de máquina.

9.1.11 Artículo 82: Prevención y extinción de incendios

En los centros de trabajo que ofrezcan peligro de incendios, con o sin explosión, se adoptarán las prevenciones que se indican a continuación, combinando su empleo con la protección general más próxima que puedan prestar los servicios públicos contra incendios:

- Donde existan conducciones de agua a presión, se instalarán suficientes tomas o bocas de agua a distancia conveniente entre sí y cercanas a los puestos fijos de trabajo y lugares de paso personal, colocando junto a tales tomas las correspondientes mangueras, que tendrán la sección y resistencia adecuadas para soportar la presión.
- Cuando se carezca normalmente de agua a presión o ésta sea insuficiente, se instalarán depósitos con un volumen suficiente para poder combatir los posibles incendios.
- En los incendios provocados por líquidos, grasas, pinturas inflamables o polvos orgánicos, solo se deberá emplear agua, y esta deberá estar además muy pulverizada.
- No se empleará agua para extinguir fuegos en polvos de aluminio o magnesio en presencia de carburo de calcio u otras sustancias que al contacto con el agua produzcan explosiones, gases inflamables o incluso nocivos.
- En incendios que afecten a instalaciones eléctricas con tensión, se prohibirá el empleo de extintores de espuma química, soda ácida o agua.
- En la proximidad a los puestos de trabajo con mayor riesgo de incendio, se dispondrán, colocados en sitio visible y accesible fácilmente, extintores portátiles o móviles sobre ruedas, de espuma física o química, mezcla de ambas o polvos secos, anhídrido carbónico o agua, según convenga a la causa determinante del fuego a extinguir que sea más probable que haga su aparición.
- Cuando se empleen distintos tipos de extintores serán rotulados con carteles indicadores del lugar o clase de incendio en el que deban emplearse. Estos extintores serán revisados periódicamente y cargados según las normas de las casas constructoras inmediatamente después de usarlos.
- Cuando se empleen distintos tipos de extintores serán rotulados con carteles indicadores del lugar o clase de incendio en el que deban emplearse. Estos extintores serán revisados periódicamente y cargados según las normas de las casas constructoras inmediatamente después de usarlos.
- Se instruirá al personal, cuando sea necesario, del peligro que presenta el empleo de tetracloruro de carbono y cloruro de metilo en atmósferas cerradas y de las

reacciones químicas peligrosas que puedan producirse en los locales de trabajo entre los líquidos extintores y las materias sobre las que puedan proyectarse.

- En las dependencias con alto riesgo de incendio, queda terminantemente prohibido fumar o introducir cerillas, mecheros o útiles de ignición. Esta prohibición se indicará con carteles visibles a la entrada y en los espacios libres de las paredes de tales dependencias.
- Se prohíbe igualmente al personal introducir o emplear útiles de trabajo, no autorizados por la empresa que puedan ocasionar chispas por contacto o proximidad a sustancias inflamables.
- Es obligatorio el uso de guantes, manoplas, mandiles o trajes ignífugos, y de calzado especial contra incendios, que las empresas facilitarán a los trabajadores para uso individual.

Parte IV

PRESUPUESTO

Capítulo 10

Costes del proyecto

En el presente capítulo, a modo de cerrar el trabajo, se pretende exponer el valor monetario del trabajo realizado en el proyecto de Faraday Rocketry UPV dentro del departamento de Aviónica. La unidad monetaria por la cual se estudiará el coste de naturaleza de cada aspecto durante el diseño de los elementos propuestos para la misión, será el euro por hora de trabajo o en el caso del software informático euro por año.

De esta forma, tanto el personal implicado, como los componentes utilizados serán cuantificados de forma aproximada y realista, todo ello teniendo en cuenta las horas dedicadas, así como los recursos involucrados.

A la hora de realizar esta parte del trabajo, se deberán tener en cuenta los costes relacionados a la amortización de los equipos informáticos, licencias de software dedicado y herramientas necesarias para la elaboración del proyecto.

10.1 Costes asociados a recursos humanos.

En primer lugar, comentar todo aquello referido a los recursos humanos, es decir, la participación de un graduado en ingeniería aeroespacial en la realización del proyecto. En la Tabla 10.1, se ha propuesto desglosar los importes en función de las horas y tareas completadas en base a los datos de salarios de un recién egresado dentro de cada uno de los sectores (Ing. Aeroespacial [17], Técnico de Hardware e Ing. Informático [18]):

CONCEPTO	TIEMPO (h)	COSTE UNITARIO (€/h)	IMPORTE (€)
Diseño	120	14,00	1.680,00
Montaje Hardware	100	11,88	1.188
Software	30	10,65	319,50
Redacción	50	14,00	700,00
		Total	3.887,50

Tabla 10.1: Costes asociados a recursos humanos.

10.2 Costes asociados al equipamiento y software.

Dado que gran parte del trabajo realizado, ha sido posible gracias a la utilización de programas tanto de diseño como de programación, es necesario incluir los precios de sus licencias a lo largo de todo un año (Tabla 10.2). No obstante, mencionar que gracias a la colaboración de los patrocinadores del equipo y el hecho de ser universitarios, las licencias no han sido necesarias adquirirlas económicamente.

CONCEPTO	TIEMPO (Anual)	COSTE UNITARIO (€/año)	IMPORTE (€)
MatLab	1	800,00	800,00
Fusion 360	1	503,00	503,00
Altium	1	2.837,44	2.837,44
		Total	4.140,44

Tabla 10.2: Costes de licencia del software durante el periodo de realización.

CONCEPTO	TIEMPO (meses)	COSTE (€/mes)	IMPORTE (€)
Equipo informático	10	20,00	200,00
Estación Soldadura	10	22,06	220,64
		Total	420,64

Tabla 10.3: Costes asociados al equipo utilizado y su amortización.

10.3 Costes asociados al material.

Continuando con los productos finales, en primer lugar comentar todo el material utilizado para la Estación de Tierra, en concreto los componentes utilizados en el maletín (Tabla 10.4):

MALETÍN	UNIDADES	COSTE (€/unidad)	IMPORTE(+IVA) (€)
Maletín DEXTER	1	36,99	36,99
Pulsador	1	5,71	5,71
Teclado numérico	1	21,28	21,28
Diodos	50	0,03	1,56
Cabeceros luz	3	6,24	18,72
Interruptor palanca	5	3,41	17,05
Pantalla LCD	1	4,59	4,59
		Total	116,96

Tabla 10.4: Costes asociados al Panel de Control - Estación de Tierra.

Siguiendo con los elementos colocados y utilizados para la elaboración de la Cápsula de Aviónica, los cuales no se tendrán en cuenta los componentes comprados de forma redundante y los anteriores prototipos (Tabla 10.5):

CÁPSULA	UNIDADES	COSTE (€/unidad)	IMPORTE (€)
ESP32	1	9,90	9,90
Batería	2	10,89	21,78
Convertidor 5V	1	1,85	1,85
BMP280	1	4,59	4,59
NRF24L01 + Monopolo	2	6,69	13,38
Antena 2,4GHz	1	59,30	59,30
LoRa + Monopolo	2	31,77	63,54
Antena 868MHz	1	62,29	62,29
GPS + Antena	1	66,47	66,47
BNO055	1	31,77	31,77
Pack Cables	1	10,49	10,49
		Total	345,36

Tabla 10.5: Costes asociados a la Cápsula de Aviónica Placa RF - Cohete.

Por último, el coste total del proyecto realizado en Faraday Rocketry UPV al cabo de este curso académico se resumiría en la siguiente Tabla 10.6 de forma aproximada, teniendo en cuenta otros gastos y pagos de elementos de menor importancia:

CONCEPTO	IMPORTE (€)
Recursos Humanos	3.887,50
Licencias	4.140,44
Equipo	420,64
SUBTOTAL	8.448,58
Gastos generales (16%)	1.351,77
IVA (21%)	1.774,20
PRESUPUESTO SUBTOTAL	11.574,55
Maletín	116,96
Cápsula	345,36
SUBTOTAL	462,32
Otros Gastos (10%)	46,23
PRESUPUESTO SUBTOTAL	508,55
PRESUPUESTO TOTAL	12.083,10

Tabla 10.6: Presupuesto total del proyecto.

Presupuesto final del Trabajo de Fin de Grado:

"Doce mil ochenta y tres euros con diez céntimos".

Parte V

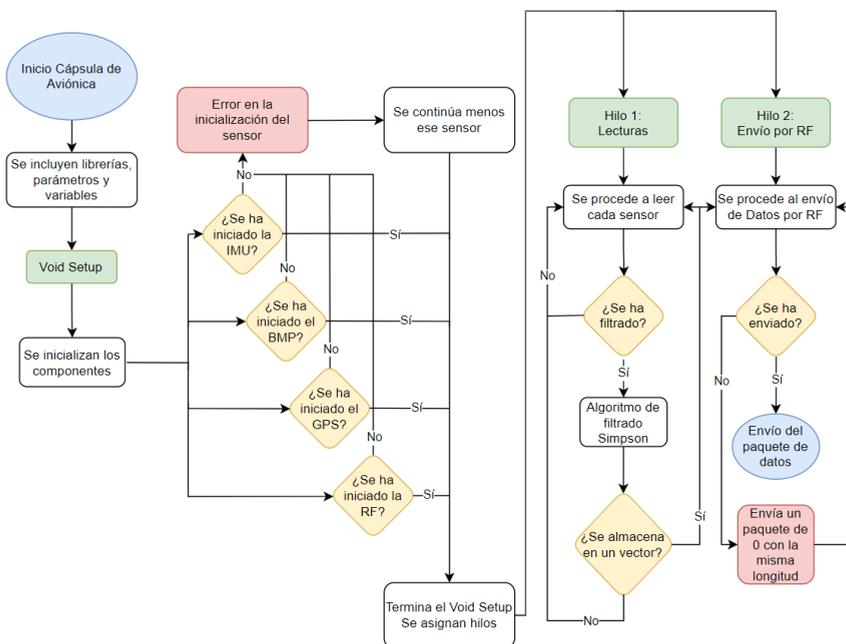
ANEXOS

Apéndice A

Firmware del proyecto

A.1 Código Cápsula Aviónica

Programación realizada en Arduino en la cual trata sobre el código implementado dentro de la cápsula, en concreto en la Placa RF para el envío del paquete de datos.



Cápsula de Aviónica V2

FARADAY ROCKETRY UPV

```

1  /* Programa cápsula de aviónica RF
2  * Se encarga de medir el BNO055, BMP280, GPS y envío por RF
3  * Conexión del circuito, para el ESP32:
4  * - BMP280 (3.3V)
5  *   SCL a D22
6  *   SDA a D21
7  * - BNO055 (3.3V)
8  *   SCL a D22
9  *   SDA a D21
10 * - RF (3.3V)
11 *   CE a pin D4
12 *   CSN a pin D5
13 *   MOSI a pin D23
14 *   MISO a pin D19
15 *   CLK a pin D18
16 * - GPS (5V)
17 *   TX 16
18 *   RX 17
19 */
20
21 //Librerías altímetro
22 #include <Adafruit_BMP280.h>
23 #include <Adafruit_sensor.h>
24 #include <Wire.h>
25 //Librerías IMU
26 #include <Adafruit_BNO055.h>
27 #include <utility/imumaths.h>
28 //Librerías radio
29 #include <nRF24L01.h>
30 #include <RF24.h>
31 //Librerías GPS
32 #include <TinyGPS++.h>
33 //Otras librerías
34 #include <EEPROM.h>
35 #include <SoftwareSerial.h>
36 #include <BluetoothSerial.h>
37 #include <math.h>
38
39 Adafruit_BMP280 altímetro; //dirección 0x76
40 Adafruit_BNO055 IMU = Adafruit_BNO055(55, 0x28); //dirección 0x28
41 RF24 radio(4, 5); // CE, CSN
42 TinyGPSPlus GPS;
43
44 SoftwareSerial SerialGPS(17,16);
45 BluetoothSerial SerialBT;
46
47 #define N 10 //Número de componentes vectores
48 #define alpha 0.3 //coeficiente filtrado
49 #define beta 0.2
50
51 #define BUILTIN_LED 2 //LED inicialización
52
53 //Variables auxiliares
54 int ignicion = 0, i, n, aux_gps, escrituras = 1, estado = 0; //Estado almacena la
55 //fase del cohete
56 int bandera = 0, bandera3=0;
57 double suma = 0;
58 double t = 0, tiempo = 0, tiempo1 = 0, tiempo2 = 0, tiempo3 = 0; //Las variables de
59 //tiempo para Simpson
60 double tiempo_vuelo = 0; //Tiempo de vuelo
61 //Variables altímetro

```

2021-2022

Cápsula de Aviónica V2

```

61 double altura = 0, presion = 0, temperatura = 0, altura_referencia = 0, velo_BMP = 0;
62 float presion_referencia = 0;
63
64 //Variables IMU
65 double ax = 0, ay = 0, az = 0, vx = 0, dvx = 0, dvxf = 0, vy = 0, dvy = 0, dvyf = 0, vz =
0, dvz = 0, dvzf = 0, wx = 0, wy = 0, wz = 0, roll = 0, pitch = 0, yaw = 0, vxf=0, vyf=0,
vzf=0;
66 double vx_o = 0, vy_o = 0, vz_o = 0, bandera2=0; //Valores iniciales para el OFFSET
67 double axf=0, ayf=0, azf=0, re=0,velo_BMPf=0;
68
69 //Variables radio
70 const byte direccion[6] = "00001"; //Dirección del canal para la frecuencia
71 int datosradio[8]; //Número de variables a enviar
72
73 //Variables GPS
74 double longitud = 0, latitud = 0, velo_GPS = 0;
75
76 //Vectores buenos
77 double v_longitud[N], v_latitud[N], v_roll[N], v_pitch[N], v_yaw[N], v_angulo_x[N],
v_angulo_y[N], v_wx[N], v_wy[N], v_wz[N], v_ax[N], v_ay[N], v_az[N], v_vx[N], v_vy[N],
v_vz[N], v_altura[N], v_temperatura[N], v_presion[N];
78
79 //Declaramos las tareas
80 TaskHandle_t Task1;
81 TaskHandle_t Task2;
82
83 void setup() {
84
85 //Definimos un LED azul para confirmar la inicialización de todos los componentes
86 pinMode(BUILTIN_LED, OUTPUT);
87
88 //Inicializamos los vectores a 0
89 for (i=0;i<N;i++){
90 v_altura[i] = 0;
91 v_temperatura[i] = 0;
92 v_presion[i] = 0;
93 v_longitud[i] = 0;
94 v_latitud[i] = 0;
95 v_roll[i] = 0;
96 v_pitch[i] = 0;
97 v_yaw[i] = 0;
98 v_angulo_x[i] = 0;
99 v_angulo_y[i] = 0;
100 v_wx[i] = 0;
101 v_wy[i] = 0;
102 v_wz[i] = 0;
103 v_ax[i] = 0;
104 v_ay[i] = 0;
105 v_az[i] = 0;
106 v_vx[i] = 0;
107 v_vy[i] = 0;
108 v_vz[i] = 0;
109 }
110
111 //Inicializamos I2C, puerto Serial y Bluetooth
112 Wire.begin();
113 Serial.begin(115200);
114 SerialBT.begin("FARADAY ESP32");
115
116 //CONFIGURACION BMP280
117 //Inicializamos el altímetro (con la dirección de su librería) y comprobamos
118 if (!altimetro.begin()){
119 Serial.println ("Fallo en la comunicacion con el sensor BMP280");
120 SerialBT.println ("Fallo en la comunicacion con el sensor BMP280");
121 } else {
122 for (i=0; i<10; i++){
123 suma += altimetro.readPressure()/100;
124 delay(10);
125 }

```

2/7

```

2021-2022
Cápsula de Aviónica V2
126     presion_referencia = suma/10; //Fijamos la presion de
referencia, media de 10 lecturas
127     suma = 0;
128
129     for (i=0; i<10; i++){
130         suma += altimetro.readAltitude(presion_referencia); //Fijamos la altura de
referencia, media de 10 lecturas
131         delay (10);
132     }
133     altura_referencia = suma/10
134     suma = 0;
135
136     Serial.println ("BMP280 inicializado con éxito");
137     SerialBT.println ("BMP280 inicializado con éxito");
138 }
139
140 //CONFIGURACION BNO055
141 //Inicializamos la IMU y comprobamos
142 if (!IMU.begin()){
143     Serial.println ("Fallo en la comunicación con el sensor BNO055");
144     SerialBT.println ("Fallo en la comunicación con el sensor BNO055");
145 } else {
146
147     Serial.println("Calibrando IMU...");
148     SerialBT.println("Calibrando IMU...");
149     delay (500);
150
151     //Leemos los Offsets de la EEPROM
152     adafruit_bno055_offsets_t Calibracion_BNO;
153 }
154 Serial.println ("BNO055 inicializado con éxito");
155 SerialBT.println ("BNO055 inicializado con éxito");
156
157 //CONFIGURACION RADIO
158 //Inicializamos RF y comprobamos
159 if (!radio.begin()){
160     Serial.println ("Fallo en la comunicación con radio");
161     SerialBT.println ("Fallo en la comunicación con radio");
162 } else {
163     Serial.println ("Radio inicializada con éxito");
164     SerialBT.println ("Radio inicializada con éxito");
165     radio.openWritingPipe(direccion);
166     radio.setPALevel(RF24_PA_MAX);
167
168     //Estado de radio en envio
169     radio.stopListening();
170     delay(1000);
171 }
172
173 //Configuracion GPS
174 //Inicializamos GPS y esperamos a que reciba datos para seguir con el setup
175 Serial.println ("Inicializando GPS...");
176 SerialBT.println ("Inicializando GPS...");
177 SerialGPS.begin(9600);
178 do {
179     while (SerialGPS.available()){
180         GPS.encode(SerialGPS.read());
181     }
182 } while (GPS.location.isValid() == 0);
183 Serial.println ("GPS inicializado con éxito");
184 SerialBT.println ("GPS inicializado con éxito");
185 Serial.println (" ");
186
187
188 //Asignamos las tarea creadas a los núcleos correspondientes: lecturas se ejecutan en
core 1, envio de datos a tierra en 0
189 xTaskCreatePinnedToCore(loop_lecturas, "Task_1", 10000, NULL, 1, &Task1, 1);
190 xTaskCreatePinnedToCore(loop_tierra, "Task_2", 10000, NULL, 1, &Task2, 0);
191 estado = 1;

```

```

2021-2022                                Cápsula de Aviónica V2
192 //Estado 1 significa todo inicializado y comenzar lecturas
193
194 //Se enciende el LED azul TODO INICIALIZADO
195 digitalWrite(BUILTIN_LED, HIGH);
196 }
197
198 //Funcion vectores ordena los datos leídos en vectores de N componentes, de forma que la
ultima componente del vector siempre tenga la lectura reciente
199 void vectores(double valor, double vector[]){
200     int i;
201     for (i=0; i<N; i++){
202         vector[i]= vector[i+1];
203         if (i == (N-1)){
204             vector [i] = valor;
205         }
206     }
207 }
208
209 //Funcion SimpsonV igual que Simpson pero para la velocidad, con un matiz explicado mas
adelante
210 double SimpsonV(double Input[]){
211     double result = 0;
212     result = tiempo/6*(abs(Input[N-1])+4*abs(Input[N-2])+abs(Input[N-3]));
213     //Nótese que posteriormente esta integración se suma al valor anterior. En el caso de la
velocidad no se tiene en cuenta si se produce una deceleración
214     //ya que un valor contrario de velocidad es aquella que va en sentido opuesto, no una
deceleración. Es por ello que se estudia el signo de la
215     //sobreactuación en el instante dado: Si el signo es negativo implica una deceleración
y, por el criterio escogido, una v negativa.
216     if (abs(Input[N-1])-abs(Input[N-3]) <= 0){
217         result = -result;
218     }
219     return result;
220 }
221
222 void loop_lecturas(void *parameter){
223     while (1){ //IGNICIÓN
224         estado=2;
225
226         //Lecturas altímetro (temperatura en Celsius, altitud en metros y presión en
pascuales)
227         temperatura = altímetro.readTemperature();
228         presión = altímetro.readPressure()/100;
229         altura = altímetro.readAltitude(presión_referencia) - altura_referencia;
230
231
232         if (estado < 2){
233             altura_referencia += altura;
234         }
235
236         //Lectura de aceleraciones y velocidades angulares en bruto
237         sensors_event_t a, g,o;
238         IMU.getEvent(&o, Adafruit_BNO055::VECTOR_EULER);
239         IMU.getEvent(&g, Adafruit_BNO055::VECTOR_GYROSCOPE);
240         IMU.getEvent(&a, Adafruit_BNO055::VECTOR_LINEARACCEL);
241
242         //Guardamos los tiempos en los que se toman las lecturas, para el posterior cálculo
de la
velocidad
243         tiempo2 = millis();
244         t = tiempo2 - tiempo1;
245         tiempo1 = millis();
246
247         ax = a.acceleration.x;
248         ay = a.acceleration.y;
249         az = a.acceleration.z;
250
251         roll = o.orientation.x;
252         pitch = o.orientation.y;
253         yaw = o.orientation.z;

```

```

2021-2022
254
255 wx = g.gyro.x;
256 wy = g.gyro.y;
257 wz = g.gyro.z;
258
259 //Filtrado de aceleraciones
260 if (bandera2 == 1){
261     axf = ax;
262     ayf = ay;
263     azf = az;
264     bandera2 = 2;
265 }
266
267 axf = beta*ax+(1-beta)*axf;
268 ayf = beta*ay+(1-beta)*ayf;
269 azf = beta*az+(1-beta)*azf;
270
271 //Lecturas GPS
272 if(GPS.location.isValid()){
273     latitud = GPS.location.lat();
274     longitud = GPS.location.lng();
275     velo_GPS = GPS.speed.kmph();
276     aux_gps = 1;
277 } else {
278     aux_gps = 0;
279     Serial.println ("GPS no detecta satélites");
280 }
281
282 //Pasamos datos a vectores
283 vectores(temperatura, v_temperatura);
284 vectores(presion, v_presion);
285 vectores(altura, v_altura);
286 vectores(axf, v_ax);
287 vectores(ayf, v_ay);
288 vectores(azf, v_az);
289 vectores(wx, v_wx);
290 vectores(wy, v_wy);
291 vectores(wz, v_wz);
292 vectores(roll, v_roll);
293 vectores(pitch, v_pitch);
294 vectores(yaw, v_yaw);
295 vectores(longitud, v_longitud);
296 vectores(latitud, v_latitud);
297
298 //Cálculo de la velocidad y el ángulo por integración de aceleración y velocidad
angular (Simpson)
299 if (n==1){
300     n = 0;
301
302     tiempo = tiempo + t;
303     tiempo = tiempo/1000;
304
305     if (bandera == 1){
306         tiempo = 0;
307     }
308
309     dvx = SimpsonV(v_ax);
310     dvy = SimpsonV(v_ay);
311     dvz = SimpsonV(v_az);
312     if (re==0){
313         dvx = 0;
314         dvy = 0;
315         dvz = 0;
316         re=2;
317     }
318     tiempo = 0;
319
320 //     Filtrado de velocidades y angulos
321 if (bandera == 1){

```

2021-2022

Cápsula de Aviónica V2

```

322     dvxf = dvx;
323     dvyf = dvy;
324     dvzf = dvz;
325     vxf = vx;
326     vyf = vy;
327     vzf = vz;
328     bandera = 2;
329 }
330
331     dvxf = alpha*dvx+(1-alpha)*dvxf;
332     dvyf = alpha*dvy+(1-alpha)*dvyf;
333     dvzf = alpha*dvz+(1-alpha)*dvzf;
334
335 //Nótese lo siguiente: el valor obtenido es el módulo de la velocidad, es decir, sin
336 signo. Para obtener la orientación o sentido véanse los ángulos de Euler.
337 //Si el módulo presenta signo debe ser porque es cercano a 0 y por ende 0. En caso
338 contrario el módulo obtenido es erróneo.
339
340     vxf = alpha*(dvxf+v_vx[N-1])+(1-alpha)*vxf;
341     vyf = alpha*(dvyf+v_vy[N-1])+(1-alpha)*vyf;
342     vzf = alpha*(dvzf+v_vz[N-1])+(1-alpha)*vzf;
343
344 //Pasamos datos a vectores
345 vectores(vxf, v_vx);
346 vectores(vyf, v_vy);
347 vectores(vzf, v_vz);
348 } else{
349     tiempo = tiempo + t;
350     n++;
351 }
352
353     velo_BMP = (1000*(v_altura[N-1] - v_altura[N-2]))/t;
354     if (bandera3 == 1){
355         velo_BMPf=velo_BMP;
356         bandera3 = 2;
357     }
358     velo_BMPf = beta*velo_BMP+(1-beta)*velo_BMPf;
359     delay(50);}
360 }
361
362 void loop_tierra (void *parameter){ //ENVÍO DE DATOS POR RF
363     while(1){
364
365         datosradio[0] = (int)(millis());
366         datosradio[1] = (int)(v_latitud[N-1]*10000);
367         datosradio[2] = (int)(v_longitud[N-1]*10000);
368         datosradio[3] = (int)(velo_BMPf*100);
369         datosradio[4] = (int)(v_altura[N-1]*100);
370         datosradio[5] = (int)(v_roll[N-1]*100);
371         datosradio[6] = (int)(v_pitch[N-1]*100);
372         datosradio[7] = (int)(v_yaw[N-1]*100);
373
374         radio.write(datosradio, sizeof(datosradio));
375         delay(500);
376
377         Serial.print (datosradio[0]);
378         Serial.print ('\t');
379         Serial.print (datosradio[1]);
380         Serial.print ('\t');
381         Serial.print (datosradio[2]);
382         Serial.print ('\t');
383         Serial.print (datosradio[3]);
384         Serial.print ('\t');
385         Serial.print (datosradio[4]);
386         Serial.print ('\t');
387         Serial.print (datosradio[5]);
388         Serial.print ('\t');

```

6/7

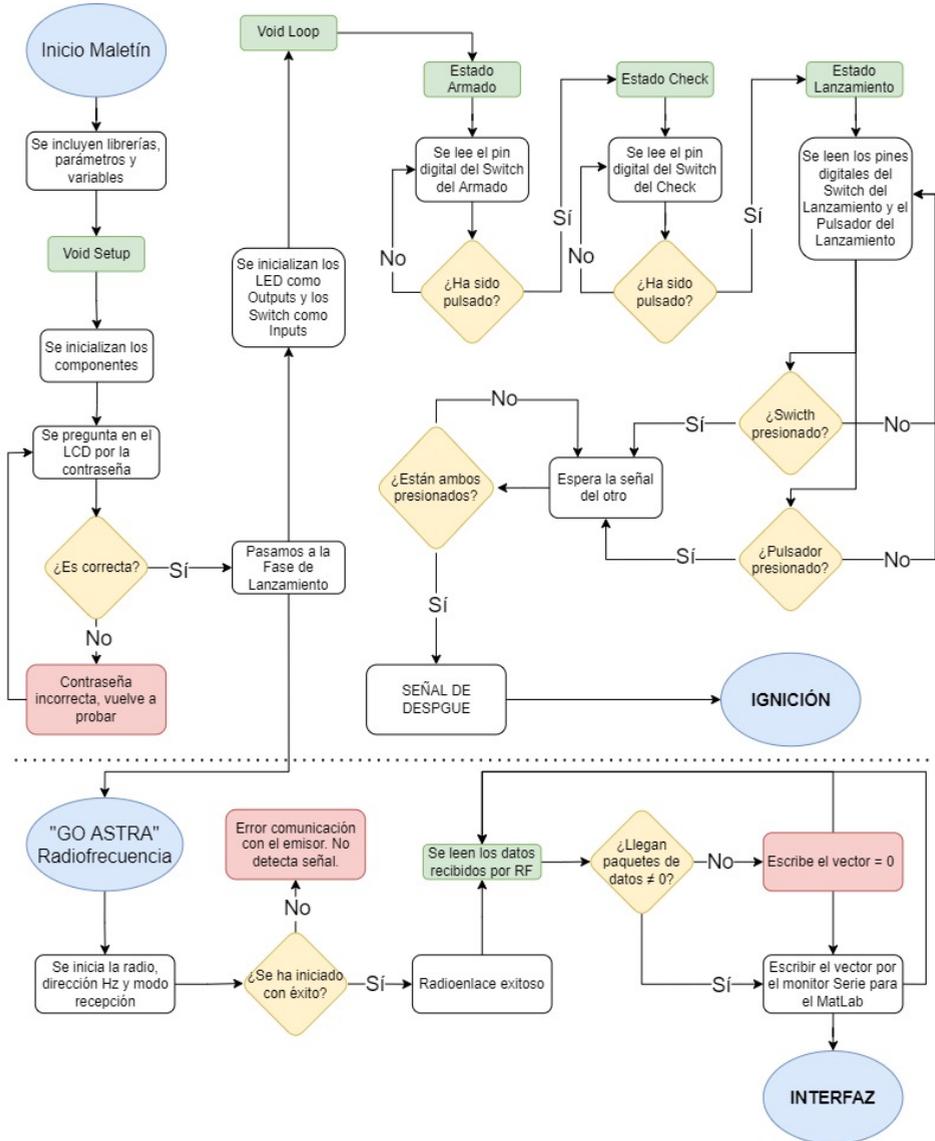
2021-2022

Cápsula de Aviónica V2

```
389     Serial.print ('\t');
390     Serial.print (datosradio[6]);
391     Serial.print ('\t');
392     Serial.println (datosradio[7]);
393 }
394 }
395
396 void loop() {
397     while (SerialGPS.available())
398         GPS.encode(SerialGPS.read());
399 }
```

A.2 Código Estación de Tierra

Programación realizada en Arduino en la cual trata sobre el código implementado dentro del maletín, sobre los aspectos relacionados con la logística y control de mando de la Estación de Tierra, así como el radioenlace con la recepción de los datos enviados del cohete.



Contraseña Teclado

FARADAY ROCKETRY UPV

```
1  #include <LiquidCrystal.h>
2  //#include <Keypad.h>
3
4  char Keys[10] = {'7','4','1','0','8','5','2','9','6','3'};
5  //int Keys[10] = {7,4,1,0,8,5,2,9,6,3};
6
7
8  int Pins[10] = {22,24,26,28,30,32,34,36,38,40};
9
10 #define numKEYS 10
11
12 //Keypad keypad = Keypad( makeKeymap(keys), rowPins, colPins, ROWS, COLS );
13
14
15 char password[] = "1234";
16 char codigo[4];
17 int cont = 0;
18 int estado = 1;
19
20 int a;int b;
21 int aux_1 = 0;
22
23 LiquidCrystal lcd(23, 27, 29, 31, 33, 35);
24
25 void setup()
26 {
27     Serial.begin(9600);
28     lcd.begin(16,2);
29     lcd.print("FARADAY ROCKETRY"); //Imprimimos un mensaje
30     delay(1000);
31     lcd.clear(); //Limpiar la pantalla
32     lcd.print("PASSWORD");
33     lcd.setCursor(0,1);
34     delay(100);
35
36     for( int i=0; i<numKEYS; i++){
37         pinMode( Pins[i], INPUT);
38         digitalWrite(Pins[i], HIGH);
39     }
40     delay(1000);
41
42     while (estado == 1){ //Inicialización del maletin
43
44         for(int i=0; i<numKEYS; i++){
45             if (aux_1 == 0){
46                 if(digitalRead(Pins[i]) == LOW){
47                     codigo[cont] = Keys[i];
48                     b = i;
49                     aux_1 = 1;
50
51                     lcd.setCursor( cont, 1);
52                     lcd.print(codigo[cont]);
53                     cont = cont + 1;
54                     delay(10);
55                 }
56             }
57             else if (aux_1 == 1){
58                 if(digitalRead(Pins[b]) == HIGH){
59                     aux_1 = 0;
60                     delay(10);
61                 }
62             }
63         }
64     }
65 }
```

```
63     }
64
65         if (cont == 4) {
66
67 if(codigo[0]==password[0]&&codigo[1]==password[1]&&codigo[2]==password[2]&&codigo[3]==pass
word[3]){
68         lcd.clear();
69         lcd.print("DESPEGAMOS!");
70         delay(5000);
71         estado = 2;
72     }
73     else{
74         lcd.clear();
75         lcd.print("HAS FALLADO");
76         delay(1000);lcd.clear();
77         lcd.print("PASSWORD");
78         lcd.setCursor(0,1);
79         lcd.print("INCORRECTA");
80         delay(3000);lcd.clear();
81         lcd.print("PASSWORD:");
82     }
83     }
84     cont = 0;
85 }
86 }
87
88
89 }
90 if (estado == 2){ //Fase de armado y check list
91     lcd.clear();
92     lcd.print("FASE LANZAMIENTO");
93 }
94 }
95
96 void loop(){
97 }
```

Logística Maletín

FARADAY ROCKETRY UPV

```
1 byte pinSwitchArmado = 12;
2 byte pinSwitchCheck = 13;
3
4 byte pinSwitchLanzamiento = 7;
5 byte Pulsador = 9;
6
7 byte Armado_LED = 10;
8 byte Check_LED = 11;
9 byte Lanzamiento_LED = 8;
10
11
12 void setup()
13 {
14
15   Serial.begin(9600);
16   pinMode(pinSwitchArmado, INPUT);
17   pinMode(Armado_LED, OUTPUT);
18
19   pinMode(pinSwitchCheck, INPUT);
20   pinMode(Check_LED, OUTPUT);
21
22   pinMode(Pulsador, INPUT);
23   pinMode(pinSwitchLanzamiento, INPUT);
24   pinMode(Lanzamiento_LED, OUTPUT);
25
26 }
27
28 void loop()
29 {
30   Estado_Switch_Armado();
31   Estado_Switch_Check();
32   Estado_Lanzamiento();
33
34 }
35
36 void Estado_Switch_Armado(){
37
38   boolean estadoActual;
39
40
41   estadoActual = digitalRead(pinSwitchArmado);
42   //Serial.println(estadoActual);
43
44   if (estadoActual == HIGH){
45     //Serial.println("Encendido");
46     digitalWrite(Armado_LED, HIGH);
47   } else {
48     //Serial.println("Nada");
49     digitalWrite(Armado_LED, LOW);
50   }
51 }
52
53 void Estado_Switch_Check(){
54
55   boolean estadoActual;
56
57
58   estadoActual = digitalRead(pinSwitchCheck);
59   //Serial.println(estadoActual);
60
61   if (estadoActual == HIGH){
62     //Serial.println("Encendido");
```

```
63     digitalWrite(Check_LED,HIGH);
64 } else {
65     //Serial.println("Nada");
66     digitalWrite(Check_LED,LOW);
67 }
68 }
69 }
70
71 void Estado_Lanzamiento(){
72
73     boolean estadoActual;
74     boolean lanzamiento;
75
76
77     estadoActual = digitalRead(pinSwitchLanzamiento);
78     lanzamiento = digitalRead(Pulsador);
79     Serial.println(lanzamiento);
80
81     if (estadoActual == HIGH && lanzamiento == LOW){
82         //Serial.println("Encendido");
83         digitalWrite(Lanzamiento_LED,HIGH);
84         Serial.println("DESPEGUE");
85
86     }
87
88 }
```

Comunicación RF

FARADAY ROCKETRY UPV

```
1  #include <SPI.h>
2  #include <nRF24L01.h>
3  #include <RF24.h>
4
5  RF24 radio(4, 5); // CE, CSN
6  const byte direccion[6] = "00001";
7
8  int datosradio[8];
9
10 #define LED 2
11
12 void setup(){
13
14   Serial.begin(115200);
15   radio.begin(); //Comienza la inicialización de la radio
16   radio.openReadingPipe(0,direccion); //Fijando la dirección para la comunicación
17   radio.setPALevel(RF24_PA_MAX); //Distancia entre transmisor y receptor.
18
19   radio.startListening(); //El módulo está como receptor
20   pinMode(LED, OUTPUT);
21   digitalWrite(LED,LOW);
22
23   delay(1000);
24 }
25
26 void loop()
27 {
28   if ( radio.available() )
29   {
30     //Leemos los datos y los guardamos en la variable datos[]
31     radio.read(datosradio,sizeof(datosradio));
32
33     //Lecturas por monitor serial
34     digitalWrite(LED,LOW);
35     for (int i = 0; i < 8; i++){
36       Serial.print (datosradio[i]);
37       Serial.print (" ");
38     }
39     Serial.println();
40   }
41   else
42   {
43     //No se ha recibido información
44     Serial.println("0,0,0,0,0,0,0,0");
45     digitalWrite(LED,HIGH);
46   }
47   delay(500);
48 }
```

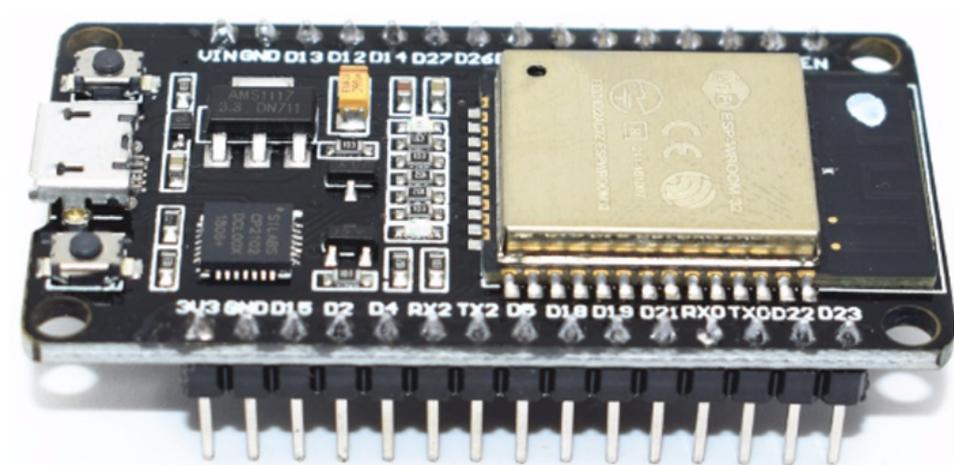
Apéndice B

Hojas de información

A continuación, se colocarán las características de las hojas de información de los componentes utilizados a lo largo del proyecto. Para ello, se ha recurrido a los propios DataSheet proporcionados por el fabricante de cada uno de ellos, de esta forma el apéndice de este trabajo sería:

- ESP32
- BNO055
- BMP280
- Antena Yagi 2,4GHz
- Antena Yagi 868MHz
- NRF24L01
- GAMMA LoRa
- Adafruit Ultimate GPS
- Arduino ATmega 2560
- Interruptor Palanca

ESP32 WROOM-32 DEVKIT V1



1. Overview

ESP-WROOM-32 is a powerful, generic Wi-Fi+BT+BLE MCU module that targets a wide variety of applications, ranging from low-power sensor networks to the most demanding tasks, such as voice encoding, music streaming and MP3 decoding.

At the core of this module is the ESP32-D0WDQ6 chip*. The chip embedded is designed to be scalable and adaptive. There are two CPU cores that can be individually controlled, and the clock frequency is adjustable from 80 MHz to 240 MHz. The user may also power off the CPU and make use of the low-power co-processor to constantly monitor the peripherals for changes or crossing of thresholds. ESP32 integrates a rich set of peripherals, ranging from capacitive touch sensors, Hall sensors, low-noise sense amplifiers, SD card interface, Ethernet, high-speed SPI, UART, I2S and I2C.

Note:

* For details on the part number of the ESP32 series, please refer to the document [ESP32 Datasheet](#).

The integration of Bluetooth, Bluetooth LE and Wi-Fi ensures that a wide range of applications can be targeted, and that the module is future proof: using Wi-Fi allows a large physical range and direct connection to the internet through a Wi-Fi router, while using Bluetooth allows the user to conveniently connect to the phone or broadcast low energy beacons for its detection. The sleep current of the ESP32 chip is less than 5 μ A, making it suitable for battery powered and wearable electronics applications. ESP32 supports a data rate of up to 150 Mbps, and 20.5 dBm output power at the antenna to ensure the widest physical range. As such the chip does offer industry-leading specifications and the best performance for electronic integration, range, power consumption, and connectivity.

The operating system chosen for ESP32 is freeRTOS with LwIP; TLS 1.2 with hardware acceleration is built in as well. Secure (encrypted) over the air (OTA) upgrade is also supported, so that developers can continually upgrade their products even after their release.

Table 2 provides the specifications of ESP-WROOM-32.

Table 2: ESP-WROOM-32 Specifications

Categories	Items	Specifications
Wi-Fi	RF certification	FCC/CE/IC/TELEC/KCC/SRRC/NCC
	Protocols	802.11 b/g/n/e/i (802.11n up to 150 Mbps) A-MPDU and A-MSDU aggregation and 0.4 μ s guard interval support
	Frequency range	2.4 ~ 2.5 GHz
Bluetooth	Protocols	Bluetooth v4.2 BR/EDR and BLE specification
	Radio	NZIF receiver with -97 dBm sensitivity
		Class-1, class-2 and class-3 transmitter
		AFH
Audio	CVSD and SBC	

1. OVERVIEW

Categories	Items	Specifications
Hardware	Module interface	SD card, UART, SPI, SDIO, I2C, LED PWM, Motor PWM, I2S, IR
		GPIO, capacitive touch sensor, ADC, DAC, LNA pre-amplifier
	On-chip sensor	Hall sensor, temperature sensor
	On-board clock	40 MHz crystal
	Operating voltage/Power supply	2.7 ~ 3.6V
	Operating current	Average: 80 mA
	Minimum current delivered by power supply	500 mA
	Operating temperature range	-40°C ~ +85°C
	Ambient temperature range	Normal temperature
Package size	18±0.2 mm x 25.5±0.2 mm x 3.1±0.15 mm	
Software	Wi-Fi mode	Station/SoftAP/SoftAP+Station/P2P
	Wi-Fi Security	WPA/WPA2/WPA2-Enterprise/WPS
	Encryption	AES/RSA/ECC/SHA
	Firmware upgrade	UART Download / OTA (download and write firmware via network or host)
	Software development	Supports Cloud Server Development / SDK for custom firmware development
	Network protocols	IPv4, IPv6, SSL, TCP/UDP/HTTP/FTP/MQTT
	User configuration	AT instruction set, cloud server, Android/iOS app

2. Pin Definitions

2.1 Pin Layout

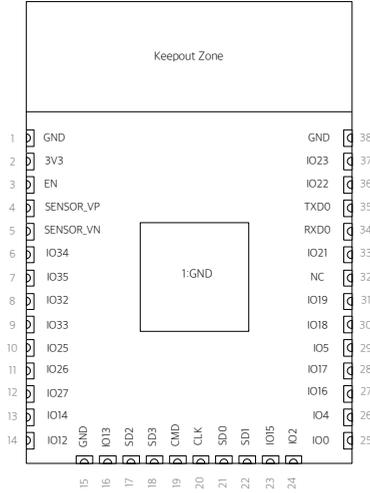


Figure 1: ESP-WROOM-32 Pin layout

2.2 Pin Description

ESP-WROOM-32 has 38 pins. See pin definitions in Table 3.

Table 3: Pin Definitions

Name	No.	Type	Function
GND	1	P	Ground
3V3	2	P	Power supply.
EN	3	I	Chip-enable signal. Active high.
SENSOR_VP	4	I	GPIO36, SENSOR_VP, ADC_H, ADC1_CH0, RTC_GPIO0
SENSOR_VN	5	I	GPIO39, SENSOR_VN, ADC1_CH3, ADC_H, RTC_GPIO3
IO34	6	I	GPIO34, ADC1_CH6, RTC_GPIO4
IO35	7	I	GPIO35, ADC1_CH7, RTC_GPIO5
IO32	8	I/O	GPIO32, XTAL_32K_P (32.768 kHz crystal oscillator input), ADC1_CH4, TOUCH9, RTC_GPIO9
IO33	9	I/O	GPIO33, XTAL_32K_N (32.768 kHz crystal oscillator output), ADC1_CH5, TOUCH8, RTC_GPIO8
IO25	10	I/O	GPIO25, DAC_1, ADC2_CH8, RTC_GPIO6, EMAC_RXD0
IO26	11	I/O	GPIO26, DAC_2, ADC2_CH9, RTC_GPIO7, EMAC_RXD1
IO27	12	I/O	GPIO27, ADC2_CH7, TOUCH7, RTC_GPIO17, EMAC_RX_DV

2. PIN DEFINITIONS

Name	No.	Type	Function
IO14	13	I/O	GPIO14, ADC2_CH6, TOUCH6, RTC_GPIO16, MTMS, HSPICLK, HS2_CLK, SD_CLK, EMAC_TXD2
IO12	14	I/O	GPIO12, ADC2_CH5, TOUCH5, RTC_GPIO15, MTDI, HSPIQ, HS2_DATA2, SD_DATA2, EMAC_TXD3
GND	15	P	Ground
IO13	16	I/O	GPIO13, ADC2_CH4, TOUCH4, RTC_GPIO14, MTCK, HSPID, HS2_DATA3, SD_DATA3, EMAC_RX_ER
SHD/SD2*	17	I/O	GPIO9, SD_DATA2, SPIHD, HS1_DATA2, U1RXD
SWP/SD3*	18	I/O	GPIO10, SD_DATA3, SPIWP, HS1_DATA3, U1TXD
SCS/CMD*	19	I/O	GPIO11, SD_CMD, SPICS0, HS1_CMD, U1RTS
SCK/CLK*	20	I/O	GPIO6, SD_CLK, SPICLK, HS1_CLK, U1CTS
SDO/SD0*	21	I/O	GPIO7, SD_DATA0, SPIQ, HS1_DATA0, U2RTS
SDI/SD1*	22	I/O	GPIO8, SD_DATA1, SPID, HS1_DATA1, U2CTS
IO15	23	I/O	GPIO15, ADC2_CH3, TOUCH3, MTDO, HSPICS0, RTC_GPIO13, HS2_CMD, SD_CMD, EMAC_RXD3
IO2	24	I/O	GPIO2, ADC2_CH2, TOUCH2, RTC_GPIO12, HSPiWP, HS2_DATA0, SD_DATA0
IO0	25	I/O	GPIO0, ADC2_CH1, TOUCH1, RTC_GPIO11, CLK_OUT1, EMAC_TX_CLK
IO4	26	I/O	GPIO4, ADC2_CH0, TOUCH0, RTC_GPIO10, HSPiHD, HS2_DATA1, SD_DATA1, EMAC_TX_ER
IO16	27	I/O	GPIO16, HS1_DATA4, U2RXD, EMAC_CLK_OUT
IO17	28	I/O	GPIO17, HS1_DATA5, U2TXD, EMAC_CLK_OUT_180
IO5	29	I/O	GPIO5, VSPICS0, HS1_DATA6, EMAC_RX_CLK
IO18	30	I/O	GPIO18, VSPICLK, HS1_DATA7
IO19	31	I/O	GPIO19, VSPIQ, U0CTS, EMAC_TXD0
NC	32	-	-
IO21	33	I/O	GPIO21, VSPIHD, EMAC_TX_EN
RXD0	34	I/O	GPIO3, U0RXD, CLK_OUT2
TXD0	35	I/O	GPIO1, U0TXD, CLK_OUT3, EMAC_RXD2
IO22	36	I/O	GPIO22, VSPIWP, U0RTS, EMAC_TXD1
IO23	37	I/O	GPIO23, VSPID, HS1_STROBE
GND	38	P	Ground

Note:

* Pins SCK/CLK, SDO/SD0, SDI/SD1, SHD/SD2, SWP/SD3 and SCS/CMD, namely, GPIO6 to GPIO11 are connected to the integrated SPI flash integrated on ESP-WROOM-32 and are not recommended for other uses.

2.3 Strapping Pins

Please refer to [ESP-WROOM-32 schematics](#).

ESP32 has five strapping pins, which can be seen in Section 6 Schematics:

- MTDI

2. PIN DEFINITIONS

- GPIO0
- GPIO2
- MTDO
- GPIO5

Software can read the value of these five bits from the register "GPIO_STRAPPING".

During the chip power-on reset, the latches of the strapping pins sample the voltage level as strapping bits of "0" or "1", and hold these bits until the chip is powered down or shut down. The strapping bits configure the device boot mode, the operating voltage of VDD_SDIO and other system initial settings.

Each strapping pin is connected with its internal pull-up/pull-down during the chip reset. Consequently, if a strapping pin is unconnected or the connected external circuit is high-impedance, the internal weak pull-up/pull-down will determine the default input level of the strapping pins.

To change the strapping bit values, users can apply the external pull-down/pull-up resistances, or apply the host MCU's GPIOs to control the voltage level of these pins when powering on ESP32.

After reset, the strapping pins work as the normal functions pins.

Refer to Table 4 for detailed boot modes' configuration by strapping pins.

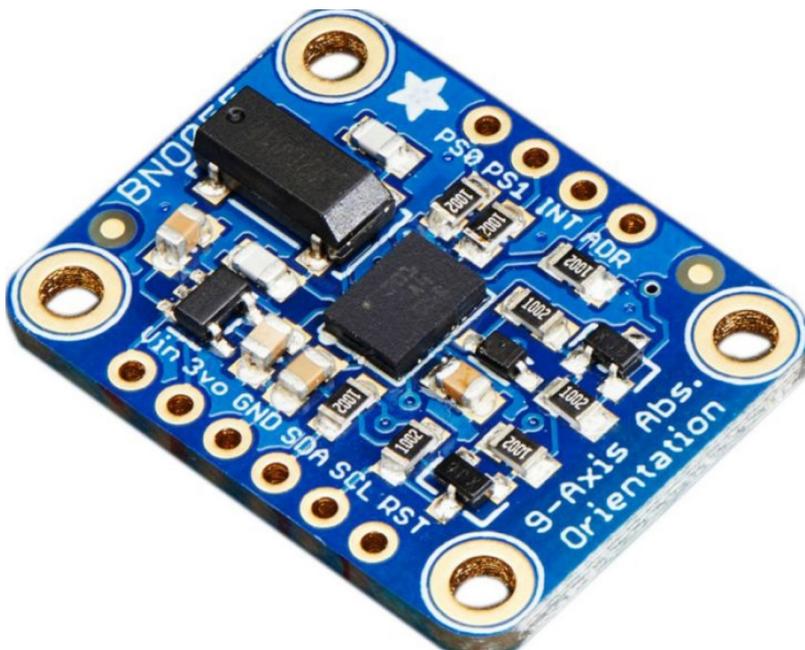
Table 4: Strapping Pins

Voltage of Internal LDO (VDD_SDIO)					
Pin	Default	3.3V		1.8V	
MTDI	Pull-down	0		1	
Bootling Mode					
Pin	Default	SPI Boot		Download Boot	
GPIO0	Pull-up	1		0	
GPIO2	Pull-down	Don't-care		0	
Debugging Log on U0TXD During Bootling					
Pin	Default	U0TXD Toggling		U0TXD Silent	
MTDO	Pull-up	1		0	
Timing of SDIO Slave					
Pin	Default	Falling-edge Input	Falling-edge Input	Rising-edge Input	Rising-edge Input
		Falling-edge Output	Rising-edge Output	Falling-edge Output	Rising-edge Output
MTDO	Pull-up	0	0	1	1
GPIO5	Pull-up	0	1	0	1

Note:

Firmware can configure register bits to change the settings of "Voltage of Internal LDO (VDD_SDIO)" and "Timing of SDIO Slave" after bootling.

BNO055



Data sheet

BNO055

Intelligent 9-axis absolute orientation sensor

Bosch Sensortec



BOSCH
Invented for life



BNO055: data sheet

Document revision	1.2
Document release date	November 2014
Document number	BST-BNO055-DS000-12
Technical reference code(s)	0 273 141 209

Notes
Data in this document are subject to change without notice. Product photos and pictures are for illustration purposes only and may differ from the real product's appearance.

 BOSCH	BNO055 Data sheet	Page 2
--	-----------------------------	--------

BNO055

INTELLIGENT ABSOLUTE ORIENTATION SENSOR, 9-AXIS SENSOR FUSION ALL-IN-ONE WINDOWS 8.x COMPLIANT SENSOR HUB

Basic Description

Key features:

- | | |
|---|--|
| <ul style="list-style-type: none"> • Outputs fused sensor data • 3 sensors in one device • Small package • Power Management • Common voltage supplies • Digital interface • Consumer electronics suite | Quaternion, Euler angles, Rotation vector,
Linear acceleration, Gravity, Heading
an advanced triaxial 16bit gyroscope, a versatile,
leading edge triaxial 14bit accelerometer and a
full performance geomagnetic sensor
LGA package 28 pins
Footprint 3.8 x 5.2 mm ² , height 1.13 mm ²
Intelligent Power Management: normal,
low power and suspend mode available
V _{DD} voltage range: 2.4V to 3.6V
HID-I2C (Windows 8 compatible), I ² C, UART
V _{DDIO} voltage range: 1.7V to 3.6V
MSL1, RoHS compliant, halogen-free
Operating temperature: -40°C ... +85°C |
|---|--|

Key features of integrated sensors:

Accelerometer features

- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> • Programmable functionality • On-chip interrupt controller | Acceleration ranges $\pm 2g/\pm 4g/\pm 8g/\pm 16g$
Low-pass filter bandwidths 1kHz - <8Hz
Operation modes: <ul style="list-style-type: none"> - Normal - Suspend - Low power - Standby - Deep suspend Motion-triggered interrupt-signal generation for <ul style="list-style-type: none"> - any-motion (slope) detection - slow or no motion recognition - high-g detection |
|--|---|

 BOSCH	BNO055 Data sheet	Page 3
--	------------------------------------	--------

Gyroscope features

- Programmable functionality

- On-chip interrupt controller

Ranges switchable from $\pm 125^\circ/\text{s}$ to $\pm 2000^\circ/\text{s}$
 Low-pass filter bandwidths 523Hz - 12Hz

Operation modes:

- Normal
- Fast power up
- Deep suspend
- Suspend
- Advanced power save

Motion-triggered interrupt-signal generation for

- any-motion (slope) detection
- high rate

Magnetometer features

- Flexible functionality

Magnetic field range typical $\pm 1300\mu\text{T}$ (x, y-axis);
 $\pm 2500\mu\text{T}$ (z-axis)

Magnetic field resolution of $\sim 0.3\mu\text{T}$

Operating modes:

- Low power
- Regular
- Enhanced regular
- High Accuracy

Power modes:

- Normal
- Sleep
- Suspend
- Force

Typical applications

- Navigation
- Robotics
- Fitness and well-being
- Augmented reality
- Context awareness
- Tablets and ultra-books

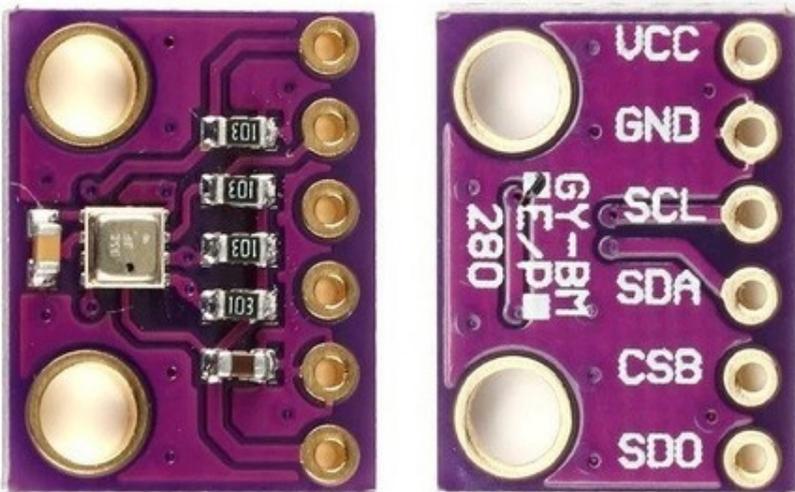
 BOSCH	BNO055 Data sheet	Page 4
--	------------------------------------	--------

General description

The BNO055 is a System in Package (SiP), integrating a triaxial 14-bit accelerometer, a triaxial 16-bit gyroscope with a range of ± 2000 degrees per second, a triaxial geomagnetic sensor and a 32-bit cortexM0+ microcontroller running Bosch Sensortec sensor fusion software, in a single package.

The corresponding chip-sets are integrated into one single 28-pin LGA 3.8mm x 5.2mm x 1.1 mm housing. For optimum system integration the BNO055 is equipped with digital bi-directional I²C and UART interfaces. The I²C interface can be programmed to run with the HID-I²C protocol turning the BNO055 into a plug-and-play sensor hub solution for devices running the Windows 8.0 or 8.1 operating system.

BMP280



Data sheet

BMP280

Digital Pressure Sensor

Bosch Sensortec



BOSCH
Invented for life



BMP280: Data sheet

Document revision	1.19
Document release date	January 8th, 2018
Document number	BST-BMP280-DS001-19
Technical reference code(s)	0273 300 436
Notes	Data in this document are subject to change without notice. Product photos and pictures are for illustration purposes only and may differ from the real product's appearance.

BMP280

DIGITAL PRESSURE SENSOR

Key parameters

- Pressure range 300 ... 1100 hPa
(equiv. to +9000...-500 m above/below sea level)
- Package 8-pin LGA metal-lid
Footprint : 2.0 × 2.5 mm², height: 0.95 mm
- Relative accuracy ±0.12 hPa, equiv. to ±1 m
(700 ... 900hPa @25°C)
- Absolute accuracy typ. ±1 hPa
(950 ...1050 hPa, 0 ...+40 °C)
- Temperature coefficient offset 1.5 Pa/K, equiv. to 12.6 cm/K
(25 ... 40°C @900hPa)
- Digital interfaces I²C (up to 3.4 MHz)
SPI (3 and 4 wire, up to 10 MHz)
- Current consumption 2.7µA @ 1 Hz sampling rate
- Temperature range -40 ... +85 °C
- RoHS compliant, halogen-free
- MSL 1

Typical applications

- Enhancement of GPS navigation
(e.g. time-to-first-fix improvement, dead-reckoning, slope detection)
- Indoor navigation (floor detection, elevator detection)
- Outdoor navigation, leisure and sports applications
- Weather forecast
- Vertical velocity indication (e.g. rise/sink speed)

Target devices

- Handsets such as mobile phones, tablet PCs, GPS devices
- Navigation systems
- Home weather stations
- Flying toys
- Watches

 BOSCH	Datasheet BMP280 Digital Pressure Sensor	Page 3
--	---	--------

General Description

Robert Bosch is the world market leader for pressure sensors in automotive and consumer applications. Bosch's proprietary APSM (Advanced Porous Silicon Membrane) MEMS manufacturing process is fully CMOS compatible and allows a hermetic sealing of the cavity in an all silicon process. The BMP280 is based on Bosch's proven Piezo-resistive pressure sensor technology featuring high EMC robustness, high accuracy and linearity and long term stability.

The BMP280 is an absolute barometric pressure sensor especially designed for mobile applications. The sensor module is housed in an extremely compact 8-pin metal-lid LGA package with a footprint of only 2.0 × 2.5 mm² and 0.95 mm package height. Its small dimensions and its low power consumption of 2.7 μA @1Hz allow the implementation in battery driven devices such as mobile phones, GPS modules or watches.

As the successor to the widely adopted BMP180, the BMP280 delivers high performance in all applications that require precise pressure measurement. The BMP280 operates at lower noise, supports new filter modes and an SPI interface within a footprint 63% smaller than the BMP180.

The emerging applications of indoor navigation, fitness as well as GPS refinement require a high relative accuracy and a low TCO at the same time. BMP180 and BMP280 are perfectly suitable for applications like floor detection since both sensors feature excellent relative accuracy is ±0.12 hPa, which is equivalent to ±1 m difference in altitude. The very low offset temperature coefficient (TCO) of 1.5 Pa/K translates to a temperature drift of only 12.6 cm/K.

Please contact your regional Bosch Sensortec partner for more information about software packages enhancing the calculation of the altitude given by the BMP280 pressure reading.

Table 1: Comparison between BMP180 and BMP280

Parameter	BMP180	BMP280
Footprint	3.6 × 3.8 mm	2.0 × 2.5 mm
Minimum V _{DD}	1.80 V	1.71 V
Minimum V _{DDIO}	1.62 V	1.20 V
Current consumption @3 Pa RMS noise	12 μA	2.7 μA
RMS Noise	3 Pa	1.3 Pa
Pressure resolution	1 Pa	0.16 Pa
Temperature resolution	0.1°C	0.01°C
Interfaces	I ² C	I ² C & SPI (3 and 4 wire, mode '00' and '11')
Measurement modes	Only P or T, forced	P&T, forced or periodic
Measurement rate	up to 120 Hz	up to 157 Hz
Filter options	None	Five bandwidths

Antena Yagi 2,4GHz





YAGI-14-2.4 2.4GHz 14dBi YAGI Antenna Datasheet



Electrical Specifications

Frequency Range: **2400 – 2483MHz**

Nominal Impedance: **50 ohm**

Gain: **14dBi**

VSWR: **≤1.5**

F/B Ratio: **>28dB**

Horizontal Beam Width: **36°**

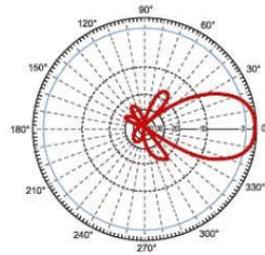
Vertical Beam Width: **35°**

Maximum Input Power: **50 W**

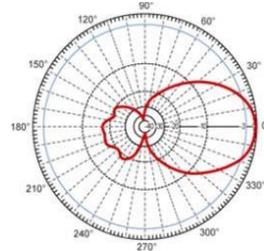
Polarization: **Vertical**

Connector: **SMA male**

Vertical



Horizontal



Antena Yagi 868MHz





Oscar 3A

GSM/GPRS, Yagi Antenna



Key Features

- Quad Band GSM Yagi
- 9 element
- 11dBi gain

General Description

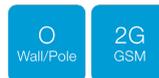
The Oscar 3A is a low cost enamel coated aluminium antenna. It has 9 elements and achieves a gain of 11dBi.

The Oscar 3A is fitted with an FME Male connector. Once mated with a suitable length cable assembly the joint should be sealed to prevent water ingress.

A universal clamp is supplied for use on standard antenna poles.

Additional Considerations

- Selection of cable assemblies available - see website
- Excellent performance for low cost





Oscar 3A

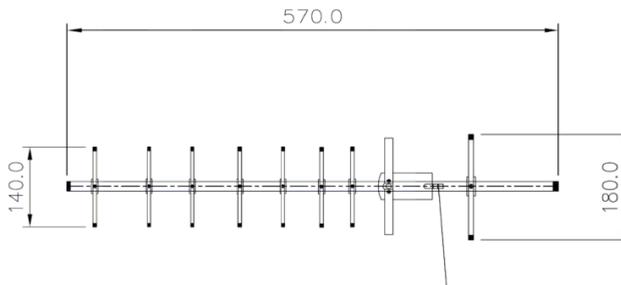
GSM/GPRS, Yagi Antenna

Electrical Specifications

Impedance:	50 Ohm
Gain:	11dBi
VSWR:	<1.6
Max Power:	200W
Operating frequencies:	850/900/1800/1900 MHz
Polarization:	Vertical
Beamwidth:	E Plane 45° H Plane 49°

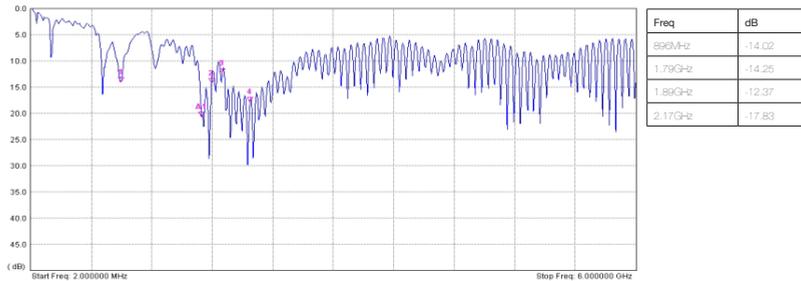
Mechanical Specifications

Dimensions:	L570 x W180 x H36mm
Connector:	FME Male



ANTENNA CONNECTOR : FME MALE

Return Loss



Registered in England No. 08405712
VAT Registration No. GB163 04 0349

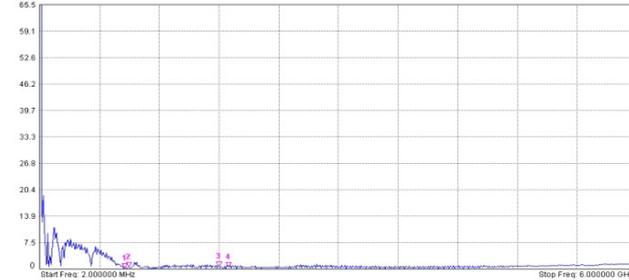
Siretta Ltd
Basingstoke Road
Spencers Wood
Reading
Berkshire RG7 1PW

sales +44(0)118 976 9014
fax +44(0)118 976 9020
email sales@siretta.com
web www.siretta.com

Rev 1.3



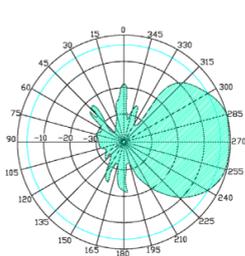
VSWR



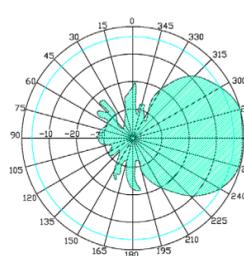
Freq	dB
852.0MHz	1.18
896.2MHz	1.47
1.80GHz	1.54
1.80GHz	1.48

Radiation Patterns

H-PLANE



E-PLANE



Ordering Details

Part Number	Description
OSCAR3A/X/FMEM/S/S/19	GSM/GPRS Yagi Antenna

Registered in England No. 08405712
VAT Registration No. GB163 04 0349

Siretta Ltd
Basingstoke Road
Spencers Wood
Reading
Berkshire RG7 1PW

sales
fax
email
web

+44(0)118 976 9014
+44(0)118 976 9020
sales@siretta.com
www.siretta.com

Rev 1.3

NRF24L01



1 Introduction

The nRF24L01+ is a single chip 2.4GHz transceiver with an embedded baseband protocol engine (Enhanced ShockBurst™), suitable for ultra low power wireless applications. The nRF24L01+ is designed for operation in the world wide ISM frequency band at 2.400 - 2.4835GHz.

To design a radio system with the nRF24L01+, you simply need an MCU (microcontroller) and a few external passive components.

You can operate and configure the nRF24L01+ through a Serial Peripheral Interface (SPI). The register map, which is accessible through the SPI, contains all configuration registers in the nRF24L01+ and is accessible in all operation modes of the chip.

The embedded baseband protocol engine (Enhanced ShockBurst™) is based on packet communication and supports various modes from manual operation to advanced autonomous protocol operation. Internal FIFOs ensure a smooth data flow between the radio front end and the system's MCU. Enhanced ShockBurst™ reduces system cost by handling all the high speed link layer operations.

The radio front end uses GFSK modulation. It has user configurable parameters like frequency channel, output power and air data rate. nRF24L01+ supports an air data rate of 250 kbps, 1 Mbps and 2Mbps. The high air data rate combined with two power saving modes make the nRF24L01+ very suitable for ultra low power designs.

nRF24L01+ is drop-in compatible with nRF24L01 and on-air compatible with nRF2401A, nRF2402, nRF24E1 and nRF24E2. Intermodulation and wideband blocking values in nRF24L01+ are much improved in comparison to the nRF24L01 and the addition of internal filtering to nRF24L01+ has improved the margins for meeting RF regulatory standards.

Internal voltage regulators ensure a high Power Supply Rejection Ratio (PSRR) and a wide power supply range.



1.1 Features

Features of the nRF24L01+ include:

- Radio
 - ▶ Worldwide 2.4GHz ISM band operation
 - ▶ 126 RF channels
 - ▶ Common RX and TX interface
 - ▶ GFSK modulation
 - ▶ 250kbps, 1 and 2Mbps air data rate
 - ▶ 1MHz non-overlapping channel spacing at 1Mbps
 - ▶ 2MHz non-overlapping channel spacing at 2Mbps
- Transmitter
 - ▶ Programmable output power: 0, -6, -12 or -18dBm
 - ▶ 11.3mA at 0dBm output power
- Receiver
 - ▶ Fast AGC for improved dynamic range
 - ▶ Integrated channel filters
 - ▶ 13.5mA at 2Mbps
 - ▶ -82dBm sensitivity at 2Mbps
 - ▶ -85dBm sensitivity at 1Mbps
 - ▶ -94dBm sensitivity at 250kbps
- RF Synthesizer
 - ▶ Fully integrated synthesizer
 - ▶ No external loop filter, VCO varactor diode or resonator
 - ▶ Accepts low cost ± 60 ppm 16MHz crystal
- Enhanced ShockBurst™
 - ▶ 1 to 32 bytes dynamic payload length
 - ▶ Automatic packet handling
 - ▶ Auto packet transaction handling
 - ▶ 6 data pipe MultiCeiver™ for 1:6 star networks
- Power Management
 - ▶ Integrated voltage regulator
 - ▶ 1.9 to 3.6V supply range
 - ▶ Idle modes with fast start-up times for advanced power management
 - ▶ 26 μ A Standby-I mode, 900nA power down mode
 - ▶ Max 1.5ms start-up from power down mode
 - ▶ Max 130 μ s start-up from standby-I mode
- Host Interface
 - ▶ 4-pin hardware SPI
 - ▶ Max 10Mbps
 - ▶ 3 separate 32 bytes TX and RX FIFOs
 - ▶ 5V tolerant inputs
- Compact 20-pin 4x4mm QFN package

1.2 Block diagram

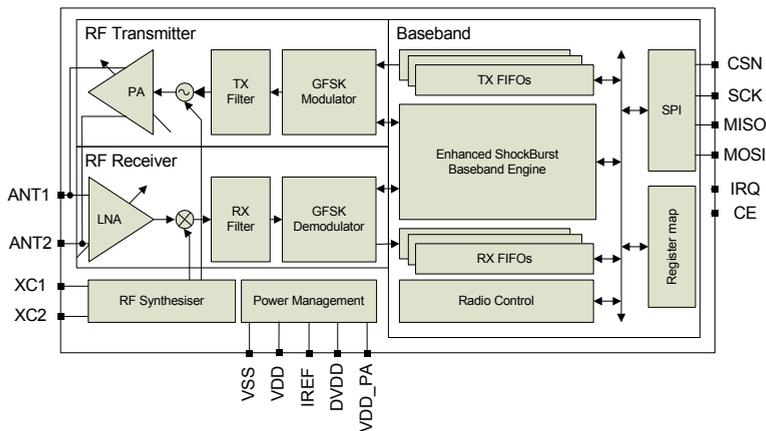
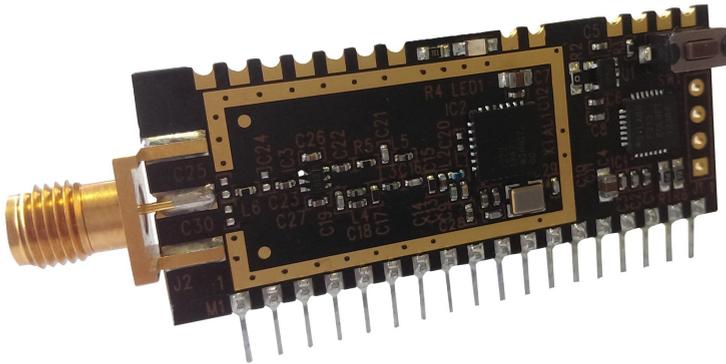


Figure 1. nRF24L01+ block diagram

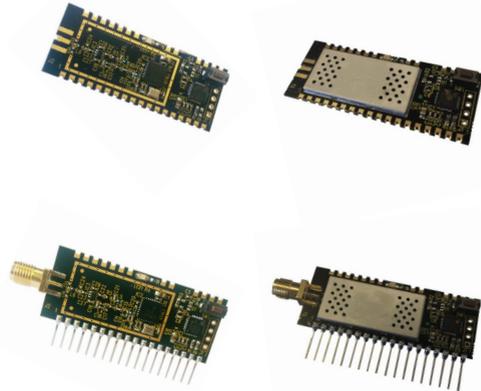
GAMMA LoRa



FCC Certified 16Km Telemetry Module

Features

- Range up to 16Km
- 8 Switch inputs
- 8 Digital outputs
- 4 acknowledged channels
- Spread spectrum technology
- No external components
- Serial Data Comms
- 38.4K Host serial data comms
- Low voltage 2.4—3.6V
- 'R' Version 3.6—15V
- 869.5 / 915MHz Versions
- +20dBm TX / -137dBm RX
- SIL version with SMAF connector
- 868MHz RED/ CE compliant
- FCC "modular" Certified enabling application without further FCC Testing.



868MHz

915MHz

Applications

- Remote Control
- Remote Networking
- Remote Switching
- Remote Sensors

GAMMA LoRa provides a reliable, transceiver based industrial bi-directional remote Telemetry Switch module. It can also send low speed Serial Data (250byte payload). LoRa provides a long Range, low Data rate, suited to remote Sensors transmitting occasional Data packets.

GAMMA is easy to use with direct no-volt Switch input and direct Switching outputs and simple serial Data in / Data out.

GAMMA LoRa Module



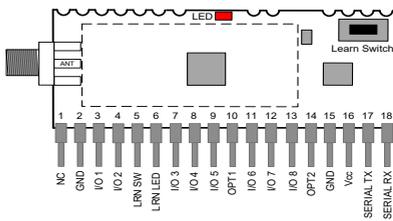
Part Numbering 2.4 - 3.6V Version

Part No	Description
GAMMA-868-SO	RF Telemetry module SMT package 868MHz
GAMMA-868	RF Telemetry module SIL package 868MHz
GAMMA-915	RF Telemetry module SIL package 915MHz
GAMMA-915-SO	RF Telemetry module SMT package 915MHz

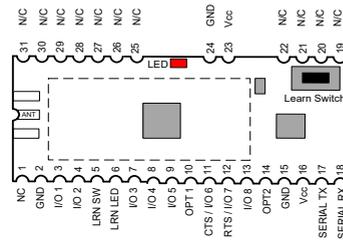
Part Numbering 3.6 - 15V Version

Part No	Description
GAMMA-868R-SO	RF Telemetry module SMT package 868MHz
GAMMA-868R	RF Telemetry module SIL package 868MHz
GAMMA-915R	RF Telemetry module SIL package 915MHz
GAMMA-915R-SO	RF Telemetry module SMT package 915MHz

Pin descriptions



GAMMA-XXX (SIL version)



GAMMA-XXX-SO (SMT version)

Notes

Pins are on 2.54mm pitch
Pin dims 0.4mm sq

Notes

SMT and SIL versions are hardware identical modules with or without pins and SMA fitted. Castellations are on 2.54mm pitch. Use all castellations to assist reflow.



Pin No	Name	Direction	Description
1	NC	-	Do not connect
2, 15, 24*	GND	In	Connect to ground (*SMT version only)
3, 4, 7, 8, 9, 11 - 13	I/O 1-8 Or OP1-4 and IP1-4	-	<p>When configured as transmitter: Pins: 3, 4, 7, 8, 9, 11, 12, 13 Inputs are internally pulled high, active low</p> <p>When configured as receiver: Pins: 3, 4, 7, 8, 9, 11, 12, 13 All outputs are internally pulled low, active high Maximum drive current per output 12.5mA (100mA total).</p> <p>Where configured as a transceiver: Pins: 3,4,7,8 outputs and pins 9, 11-13 inputs Inputs and outputs act as above.</p>
11 12	CTS RTS	out in	RS232 flow control: Disabled as default. When enabled via config mode the function of these pins are as low level RS232 standard. If no handshaking is required, RTS may be pulled low. However beware of data overrun errors when transmitting streams of data longer than the data buffer size.
5	LRN SW	In	Internally pulled high, active low learn switch input. Connect to ground to activate. Operation directly matches the on board learn switch. Leave unconnected if not required.
6	LRN LED	Out	Optional LED drive output which mirrors the on-board LED. See example LED drive circuit on page 5.
10, 14	OPT1, OPT2	In	Option links for module type setting - see table later in the data sheet.
18 17	Serial TX RX	Out In	Serial data comms for using GAMMA as a radio modem via low level RS232
16, 23*	Vcc	In	Supply voltage (*SMT version only)

GAMMA LoRa Module



Mode selection

Using the OPT option links, a GAMMA module can be configured to be a

- Telemetry Transmitter, Receiver or Transceiver,
- Serial Data Modem

For telemetry operation, two or more GAMMA modules are required to be paired together. The outputs on the GAMMA receiving will then follow the inputs on the GAMMA transmitting. Serial data communication does not require any pairing.

	OPT1 (pin10)	OPT2 (pin14)	Inputs	Outputs
Transmitter mode Operates as a transmitter. All I/O lines are dedicated as digital inputs (open/closed contact switch) and will map directly to all 8 outputs on paired receiver(s).	NC	NC	8	-
Receiver mode Operates as a receiver with digital switching outputs.	NC	GND	-	8
Telemetry transceiver Operates as a transceiver with digital switching inputs and outputs on the same board.	GND	NC	4	4
Serial MODEM Mode Operates as a serial modem sending and receiving serial data.	NC	GND	-	-

Telemetry Transmitter and Receiver modes

One or more GAMMA module(s) set to 'transmitter mode', paired with one or more 'receivers' set to 'receiver mode'. When paired, all I/O lines are mapped directly. Multiple GAMMA modules may be paired together to create many to many relationships.

Telemetry Transceiver mode

Each GAMMA configures I/O 1-4 as outputs and 5-8 as inputs allowing paired modules to send in both directions. Multiple GAMMA modules may be paired together to create many to many relationships.

Serial output operation (in Telemetry RX Mode)

In addition to updating the digital outputs status, when in Rx Telemetry Mode the GAMMA RX automatically outputs a serial data packet each time it receives a telemetry command from a paired GAMMA TX.

This enables connection of the GAMMA to computers / PLC or other host controllers.

The data packet contains data from the GAMMA TX including GAMMA TX serial number and the GAMMA TX Inputs' status.

Please see the Serial data section which explains the packet structure.

Serial output operation (in Telemetry RX Mode)

The GAMMA module has the ability to operate as a simple radio modem module, sending and receiving data.

Further information later in this datasheet



Telemetry mode - Transmit (TX)

GAMMA module configured as a transmitter

Operation: When configured as a transmitter the GAMMA module will automatically default to low power sleep mode. A change on any input(s) will cause the GAMMA to wake, read all inputs and initiate RF transmission, (multiple input changes may take place simultaneously).

Maximum switching frequency is dependent on the LORA™ mode in which the GAMMA is operating see Configuring a GAMMA module modem for more information on LORA™ modes.

Digital inputs:

High impedance inputs, LVCMOS/LVTTL compatible, 5V tolerant. Can be connected directly to CMOS/TTL logic or switch inputs connected to 0V or VCC.

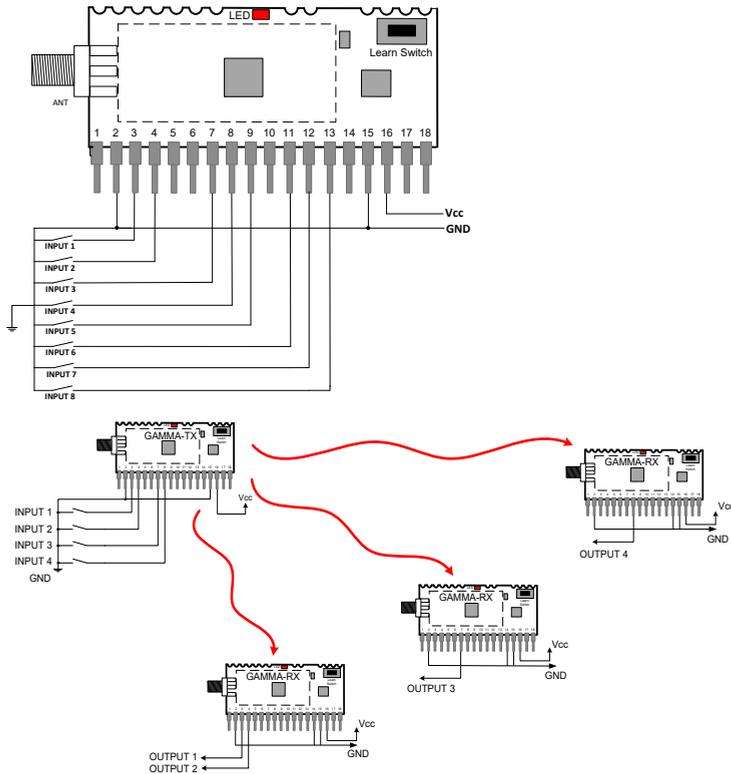
Transmitter application circuit example

Description:

This example shows a GAMMA module configured as a transmitter with all 8 inputs connected. All input switches would need to be connected to GND to activate.

Application example:

Example showing 1 transmitter paired to 3 receivers - I/O used is arbitrary.



GAMMA LoRa Module



Telemetry Mode - Receive (RX)

GAMMA module configured as a receiver

Operation:

When configured as a receiver the GAMMA module will remain in listening mode. When a valid packet is received it will action any output changes required.

Digital outputs:

Active high LVCMOS/LVTTL compatible outputs. Can be connected directly to CMOS/TTL logic or drive.

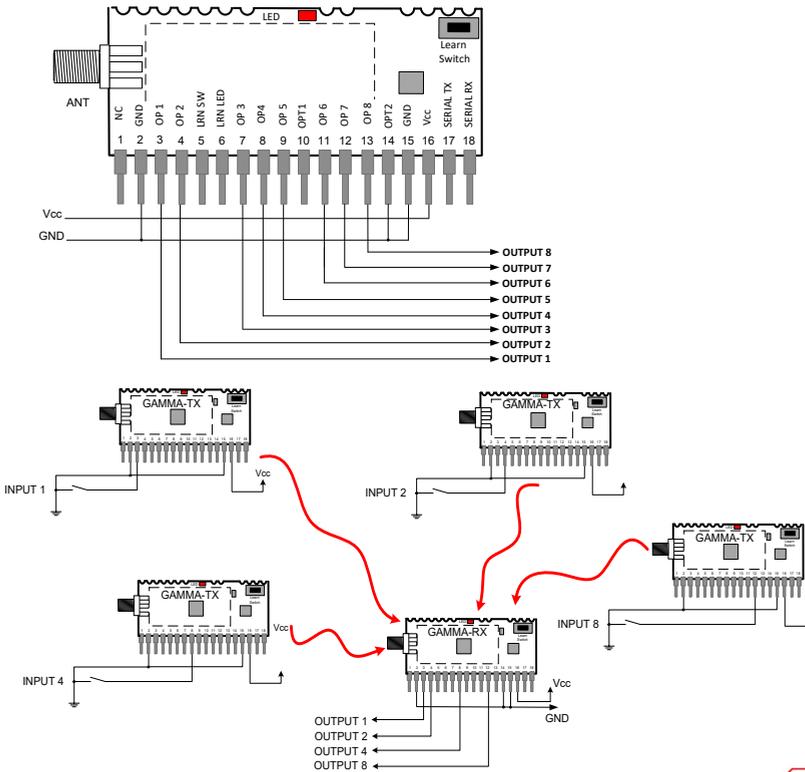
Receiver example application circuit

Description:

This example shows a GAMMA module configured as a receiver with all 8 outputs connected. The external learn switch and LED are also not fitted in this example.

Application example:

Example showing 4 transmitters paired to one single receiver - I/O used is arbitrary.





Telemetry Mode - Transceiver (TRX)

GAMMA module configured as a transceiver

Operation:

When configured as a transceiver the GAMMA module maps its I/O lines 1-4 as outputs and 5-8 as inputs (as shown below). Pairing GAMMA modules in this mode auto-maps the 4 inputs and outputs to each module. It is possible to pair systems of modules by following this format - see application examples below for more detail.

Digital I/O:

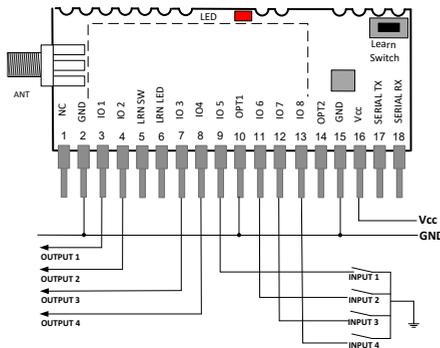
High impedance inputs, LVCMOS/LVTTL compatible, 5V tolerant. Can be connected directly to CMOS/TTL logic or switch inputs connected to 0V or VCC.

Outputs are active high LVCMOS/LVTTL compatible and can be connected directly to CMOS/TTL logic or drive. A change on the input will cause the GAMMA to wake, read all inputs and initiate RF transmission.

Feedback:

Whilst the module does not offer a feedback function it is possible to achieve this by pairing two modules together and feeding outputs back to inputs as shown in the example below

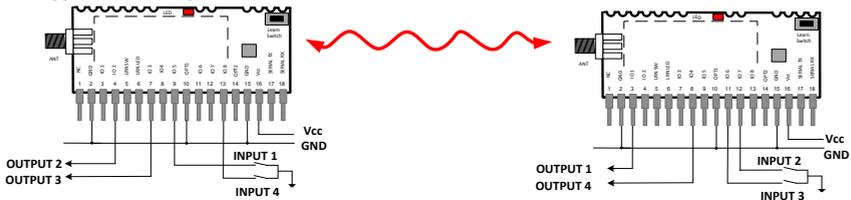
Transceiver application circuit example



Description:

The example above shows a GAMMA module with 4 connected inputs and 4 connected outputs. Pairing modules in transceiver mode auto-maps all inputs on the remote devices to all outputs on the local device. In this way it is possible to connect modules in a chain or bi-directionally as in the below example.

Application example:



Please note: GAMMA digital Outputs are active high, but GAMMA digital inputs are active low therefore if connecting multiple GAMMA modules directly together to extend range the outputs will require inverting before applying to GAMMA inputs.



GAMMA LoRa Module

Pairing GAMMA modules

Each GAMMA module has a unique serial number identity. GAMMA modules may be paired together using the LEARN button/input so that they operate as systems in: one-to-one, one-to-many and many-to-one formats.

Each GAMMA can store 70 GAMMA paired identities.

Pairing is applicable in all modes except: serial data mode.

Pairing Process, pair one module into another:

1. Press and hold the 'LEARN' button (or activate the 'LEARN' input) on a GAMMA module (Receiver module "RX") for two seconds or until the learn LED begins to flash. This places the module in pairing mode.
2. On another GAMMA module (Transmitter module "TX") briefly press/activate the 'LEARN' button
(this sends a pairing packet to the RX).
3. GAMMA RX, has now paired with the GAMMA TX.

(If you wish to exit LEARN mode without pairing a transmitter, briefly press the 'LEARN' button to

exit the mode on RX).

Note: This process must be repeated in reverse for a telemetry system using transceiver mode.

Erase Process:

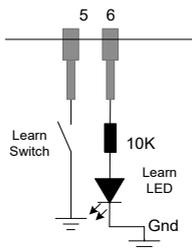
1. Press and hold the 'LEARN' button until LED stops flashing (around 10secs). On release of LEARN switch, LED flashes at high speed several times to confirm Erase Complete.

Note: this will also set the module serial settings back to factory default.

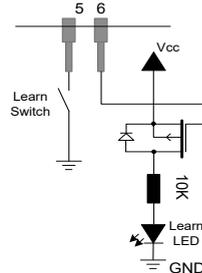
LED Status Indication

Mode	LED	Description
Normal operation	Flashes ON	Module is transmitting or receiving data
	OFF	No RF data is being transmitted/received
Configuration/ LEARN mode	Brief flash	Learn packing being sent
	Flashing at low speed	GAMMA module is in learn mode and searching for another module to pair with. Note: Learn mode does not time out.
	Flashing at high speed for 2secs	GAMMA pairing successful or erase successful

Optional external learn switch and LED example circuit



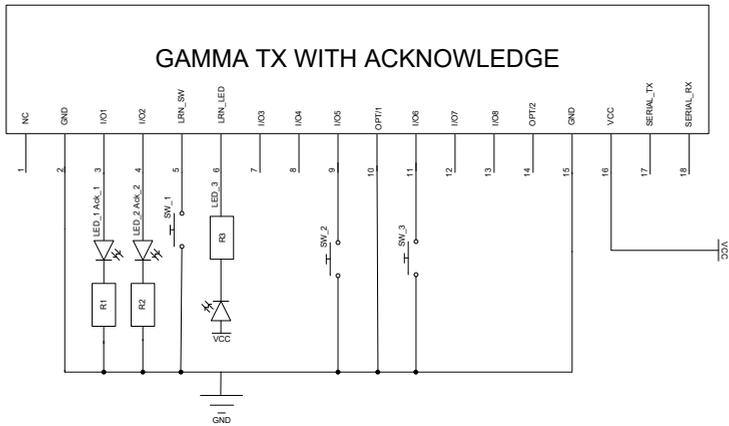
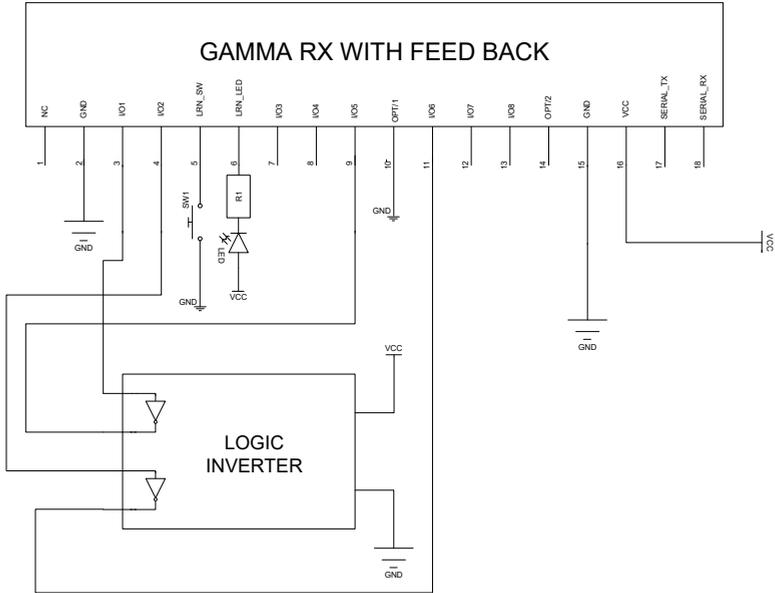
Standard Version



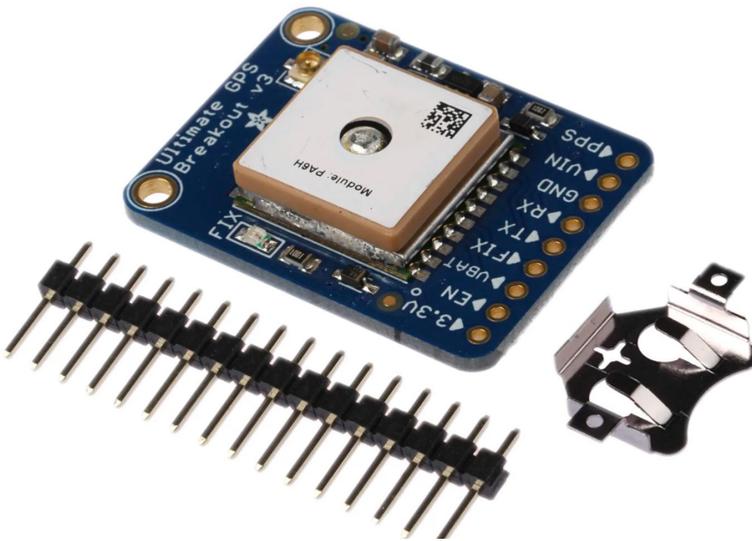
Regulated Version



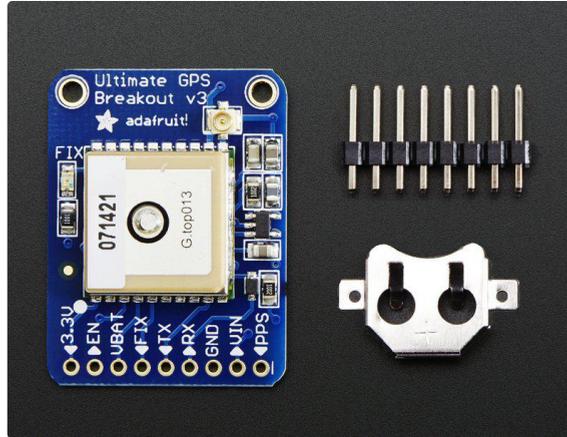
GAMMA module Transceiver mode with feedback example



Adafruit Ultimate GPS



Overview



We carry a few different GPS modules here in the Adafruit shop, but none that satisfied our every desire - that's why we designed this little GPS breakout board. We believe this is the Ultimate GPS module, so we named it that. It's got everything you want and more:

- -165 dBm sensitivity, 10 Hz updates, 66 channels
- 5V friendly design and only 20mA current draw
- Breadboard friendly + two mounting holes
- RTC battery-compatible
- Built-in datalogging
- PPS output on fix
- Internal patch antenna + u.FL connector for external active antenna
- Fix status LED

The breakout is built around the MTK3339 chipset, a no-nonsense, high-quality GPS module that can track up to 22 satellites on 66 channels, has an excellent high-sensitivity receiver (-165 dB tracking!), and a built in antenna. It can do up to 10 location updates a second for high speed, high sensitivity logging or tracking. Power usage is incredibly low, only 20 mA during navigation.



Ultimate GPS Breakout Board

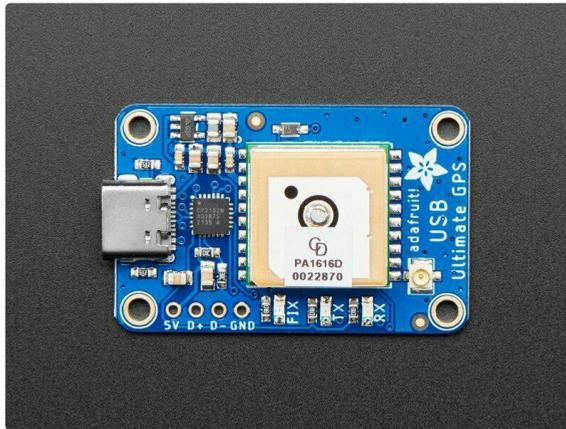
The Breadboard Breakout board comes with: a ultra-low dropout 3.3V regulator so you can power it with 3.3-5VDC in, 5V level safe inputs, ENABLE pin so you can turn off the module using any microcontroller pin or switch, a footprint for optional CR1220 coin cell to keep the RTC running and allow warm starts and a tiny bright red LED. The LED blinks at about 1Hz while it's searching for satellites and blinks once every 15 seconds when a fix is found to conserve power. If you want to have an LED on all the time, we also provide the FIX signal out on a pin so you can put an external LED on.

Ultimate GPS USB Board

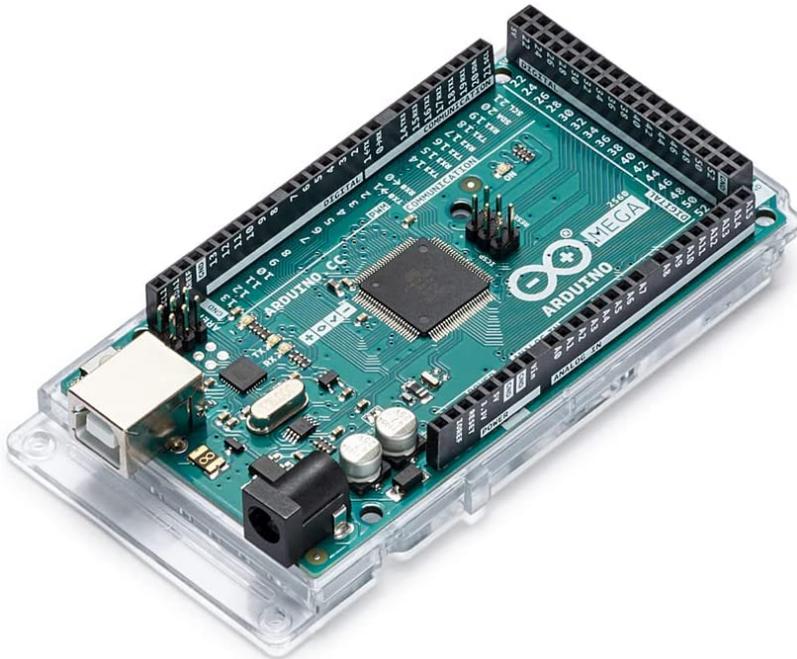
The USB Breakout board comes with: 4-pin USB breakout for direct-soldering or connection to a USB host, two yellow receive/transmit LEDs let you know when data is being transmitted to or from the GPS module serial interface, a footprint for optional CR1220 coin cell to keep the RTC running and allow warm starts and a tiny bright red LED. The LED blinks at about 1Hz while it's searching for satellites and blinks once every 15 seconds when a fix is found to conserve power. If you want to have an LED on all the time, we also provide the FIX signal out on a pin so you can put an external LED on.



As of March 11, 2022 - we have given this board a makeover! It now comes with a modern USB C connector on the board (instead of micro USB), and a CP2102N instead of CP2104 (functionally-compatible but newer)



Arduino ATmega 2560 R3

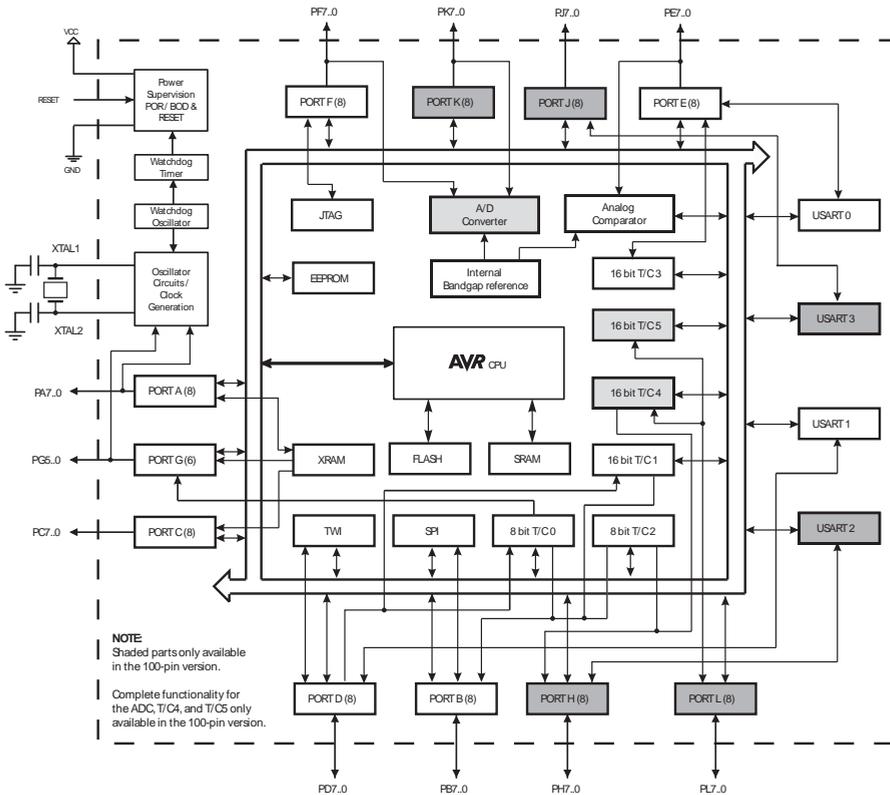


2. Overview

The ATmega640/1280/1281/2560/2561 is a low-power CMOS 8-bit microcontroller based on the AVR enhanced RISC architecture. By executing powerful instructions in a single clock cycle, the ATmega640/1280/1281/2560/2561 achieves throughputs approaching 1 MIPS per MHz allowing the system designer to optimize power consumption versus processing speed.

2.1 Block Diagram

Figure 2-1. Block Diagram



The AVR[®] core combines a rich instruction set with 32 general purpose working registers. All the 32 registers are directly connected to the Arithmetic Logic Unit (ALU), allowing two independent registers to be accessed in one single instruction executed in one clock cycle. The resulting architecture is more code efficient while achieving throughputs up to ten times faster than conventional CISC microcontrollers.

The ATmega640/1280/1281/2560/2561 provides the following features: 64K/128K/256K bytes of In-System Programmable Flash with Read-While-Write capabilities, 4Kbytes EEPROM, 8Kbytes SRAM, 54/86 general purpose I/O lines, 32 general purpose working registers, Real Time Counter (RTC), six flexible Timer/Counters with compare modes and PWM, four USARTs, a byte oriented 2-wire Serial Interface, a 16-channel, 10-bit ADC with optional differential input stage with programmable gain, programmable Watchdog Timer with Internal Oscillator, an SPI serial port, IEEE® std. 1149.1 compliant JTAG test interface, also used for accessing the On-chip Debug system and programming and six software selectable power saving modes. The Idle mode stops the CPU while allowing the SRAM, Timer/Counters, SPI port, and interrupt system to continue functioning. The Power-down mode saves the register contents but freezes the Oscillator, disabling all other chip functions until the next interrupt or Hardware Reset. In Power-save mode, the asynchronous timer continues to run, allowing the user to maintain a timer base while the rest of the device is sleeping. The ADC Noise Reduction mode stops the CPU and all I/O modules except Asynchronous Timer and ADC, to minimize switching noise during ADC conversions. In Standby mode, the Crystal/Resonator Oscillator is running while the rest of the device is sleeping. This allows very fast start-up combined with low power consumption. In Extended Standby mode, both the main Oscillator and the Asynchronous Timer continue to run.

Microchip offers the QTouch® library for embedding capacitive touch buttons, sliders and wheels functionality into AVR microcontrollers. The patented charge-transfer signal acquisition offers robust sensing and includes fully debounced reporting of touch keys and includes Adjacent Key Suppression® (AKS®) technology for unambiguous detection of key events. The easy-to-use QTouch Suite toolchain allows you to explore, develop and debug your own touch applications.

The device is manufactured using the Microchip high-density nonvolatile memory technology. The On-chip ISP Flash allows the program memory to be reprogrammed in-system through an SPI serial interface, by a conventional nonvolatile memory programmer, or by an On-chip Boot program running on the AVR core. The boot program can use any interface to download the application program in the application Flash memory. Software in the Boot Flash section will continue to run while the Application Flash section is updated, providing true Read-While-Write operation. By combining an 8-bit RISC CPU with In-System Self-Programmable Flash on a monolithic chip, the ATmega640/1280/1281/2560/2561 is a powerful microcontroller that provides a highly flexible and cost effective solution to many embedded control applications.

The ATmega640/1280/1281/2560/2561 AVR is supported with a full suite of program and system development tools including: C compilers, macro assemblers, program debugger/simulators, in-circuit emulators, and evaluation kits.

2.2 Comparison Between ATmega1281/2561 and ATmega640/1280/2560

Each device in the ATmega640/1280/1281/2560/2561 family differs only in memory size and number of pins. [Table 2-1](#) summarizes the different configurations for the six devices.

Table 2-1. Configuration Summary

Device	Flash	EEPROM	RAM	General Purpose I/O pins	16 bits resolution PWM channels	Serial USARTs	ADC Channels
ATmega640	64KB	4KB	8KB	86	12	4	16
ATmega1280	128KB	4KB	8KB	86	12	4	16
ATmega1281	128KB	4KB	8KB	54	6	2	8
ATmega2560	256KB	4KB	8KB	86	12	4	16
ATmega2561	256KB	4KB	8KB	54	6	2	8

2.3 Pin Descriptions

2.3.1 VCC

Digital supply voltage.

2.3.2 GND

Ground.

2.3.3 Port A (PA7..PA0)

Port A is an 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port A output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port A pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port A pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port A also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/1281/2560/2561 as listed on [page 75](#).

2.3.4 Port B (PB7..PB0)

Port B is an 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port B output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port B pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port B pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port B has better driving capabilities than the other ports.

Port B also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/1281/2560/2561 as listed on [page 76](#).

2.3.5 Port C (PC7..PC0)

Port C is an 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port C output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port C pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port C pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port C also serves the functions of special features of the ATmega640/1280/1281/2560/2561 as listed on [page 79](#).

2.3.6 Port D (PD7..PD0)

Port D is an 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port D output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port D pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port D pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port D also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/1281/2560/2561 as listed on [page 80](#).

2.3.7 Port E (PE7..PE0)

Port E is an 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port E output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port E pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port E pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port E also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/1281/2560/2561 as listed on [page 82](#).

2.3.8 Port F (PF7..PF0)

Port F serves as analog inputs to the A/D Converter.

Port F also serves as an 8-bit bi-directional I/O port, if the A/D Converter is not used. Port pins can provide internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port F output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port F pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port F pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running. If the JTAG interface is enabled, the pull-up resistors on pins PF7(TDI), PF5(TMS), and PF4(TCK) will be activated even if a reset occurs.

Port F also serves the functions of the JTAG interface.

2.3.9 Port G (PG5..PG0)

Port G is a 6-bit I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port G output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port G pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port G pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port G also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/1281/2560/2561 as listed on [page 86](#).

2.3.10 Port H (PH7..PH0)

Port H is a 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port H output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port H pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port H pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port H also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/2560 as listed on [page 88](#).

2.3.11 Port J (PJ7..PJ0)

Port J is a 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port J output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port J pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port J pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running. Port J also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/2560 as listed on [page 90](#).

2.3.12 Port K (PK7..PK0)

Port K serves as analog inputs to the A/D Converter.

Port K is a 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port K output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port K pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port K pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port K also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/2560 as listed on [page 92](#).

2.3.13 Port L (PL7..PL0)

Port L is a 8-bit bi-directional I/O port with internal pull-up resistors (selected for each bit). The Port L output buffers have symmetrical drive characteristics with both high sink and source capability. As inputs, Port L pins that are externally pulled low will source current if the pull-up resistors are activated. The Port L pins are tri-stated when a reset condition becomes active, even if the clock is not running.

Port L also serves the functions of various special features of the ATmega640/1280/2560 as listed on [page 94](#).

2.3.14 RESET

Reset input. A low level on this pin for longer than the minimum pulse length will generate a reset, even if the clock is not running. The minimum pulse length is given in "System and Reset Characteristics" on [page 360](#). Shorter pulses are not guaranteed to generate a reset.

2.3.15 XTAL1

Input to the inverting Oscillator amplifier and input to the internal clock operating circuit.

2.3.16 XTAL2

Output from the inverting Oscillator amplifier.

2.3.17 AVCC

AVCC is the supply voltage pin for Port F and the A/D Converter. It should be externally connected to V_{CC} , even if the ADC is not used. If the ADC is used, it should be connected to V_{CC} through a low-pass filter.

2.3.18 AREF

This is the analog reference pin for the A/D Converter.

Interrupor de Palanca





ENGLISH

Datasheet

Miniature Toggle Switches

RS Stock number 734-7154



Specifications:

Mechanical Life:	40, 000 make-and-break-cycles
Contact Resistance:	10m Ω max. initial @ 2-4VDC 100mA for both silver and gold plated contacts
Insulation Resistance:	1,000M Ω min.
Dielectric Strength:	1,000 Vrms min. @ sea level
Operating Temperature:	-30°C to 85°C

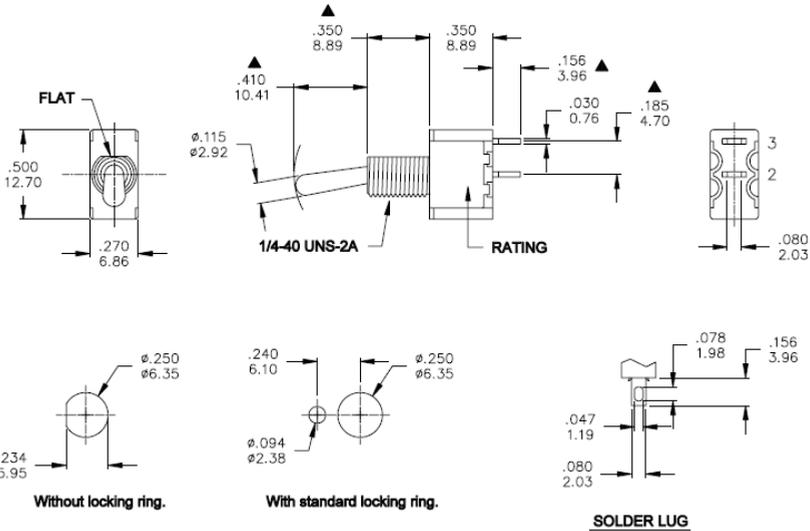
Materials

Case:	Diallyl Phthalate (DAP) (UL94v-0)
Actuator:	Brass, chrome plated
Bushing:	Brass, nickel plated
Housing:	Stainless Steel
Terminal/Contact:	Brass, Silver or Gold Plated
RoHS:	2002/95/EC

RS, Professionally Approved Products, gives you professional quality parts across all products categories. Our range has been testified by engineers as giving comparable quality to that of the leading brands without paying a premium price.



ENGLISH



PANEL MOUNTING

Model No.	POS.1	POS.2	POS.3
1MS9	ON	NONE	OFF
Term. Comm.	2-3	N/A	OPEN
SCHEMATIC			

SWITCH FUNCTION

CONTACT PLATING	TERMINAL PLATING	RATINGS
Q Silver	Q = Silver	5 Amps @120 VAC or 28 VDC 2 Amps @250VAC
S Silver	S = Silver,pure-tin	
C Gold over Silver	C = Gold over silver	
K Gold over Silver	K = Gold over silver,pure-tin	0.4 Volt-Amps(VA) max. @20V max. (AC or DC)
R Gold	R = Gold	
G Gold	G = Gold,pure-tin	

RS, Professionally Approved Products, gives you professional quality parts across all products categories. Our range has been testified by engineers as giving comparable quality to that of the leading brands without paying a premium price.

Bibliografía

- [1] *Cohete Sonda*. URL: <https://es-academic.com/dic.nsf/eswiki/279203> (vid. pág. 3).
- [2] J. M. Sadurní. *Emilio Herrera*. 2020. URL: https://historia.nationalgeographic.com.es/a/emilio-herrera-creador-traje-espacial_15331 (vid. pág. 9).
- [3] Junta para Ampliación de Estudios e Investigaciones Científicas. *CSIC*. 2022. URL: <http://www.jae2010.csic.es/centros09.php> (vid. pág. 9).
- [4] Leoncio López-Ocón. *Astronáutica*. 2016. URL: <https://jaeinnova.wordpress.com/2016/05/08/de-madrid-al-cielo-en-abril-de-1932-interes-popular-por-la-astronautica-y-la-labor-de-emilio-herrera/> (vid. pág. 10).
- [5] José M. Vaquero. *La astrofísica española y la Guerra Civil*. 2022. URL: <http://revistadefisica.es/index.php/ref/article/view/2104> (vid. pág. 10).
- [6] Documentación INTA. *El Arenosillo-CEDEA*. 1970 (vid. pág. 10).
- [7] Miguel A. Martínez Sevilla y Santiago Sánchez Renedo José María Manrique. *Programa Espacial Español*. 2021. URL: <https://www.defensa.com/ayer-noticia/grandes-cohetes-misiles-inta-programa-espacial-espanol> (vid. pág. 10).
- [8] Mónica Salomone. *Los proyectos del INTA no despegan*. 1999. URL: https://elpais.com/diario/1999/12/26/sociedad/946162801_850215.html (vid. pág. 11).
- [9] Adrià Argemí. *Pangea Aerospace*. 2019. URL: <https://capital.es/2019/08/16/pangea-aerospace-el-largo-camino-hacia-el-despegue-de-un-cohete/> (vid. págs. 11, 13).
- [10] Ángel Sanz. *UPMSAT-2*. 2019. URL: https://www.upm.es/UPM/SalaPrensa/Noticias?id=c27ecd441639b610VgnVCM10000009c7648a___&fmt=detail&prefmt=articulo (vid. pág. 11).
- [11] Jorge Lomba Ferreras. *Plan Estratégico para el Sector Espacial*. 2006 (vid. págs. 12, 14).

