

IPN
ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD CULHUACAN

R-020/22

TESIS INDIVIDUAL

Que como prueba escrita de su Examen Profesional para obtener el Título de **INGENIERO MECANICO**, deberá desarrollar el C.:

JUAN ALBERTO TAMAYO SERRANO

“DESARROLLO E INSTALACION DEL SISTEMA SADM-1.2 PARA SU VALIDACION A BORDO DE LA MISION SUBORBITAL CSM-2018-A”

Mediante el desarrollo de la misión espacial TEPEU-1 se pretende complementar la instrumentación científica terrestre a través de la adquisición de variables magnéticas y atmosféricas en órbita baja para tener un estatus detallado de la ionósfera en México, con la finalidad de estudiar su posible relación con precursores sísmicos.

Al momento, a nivel institucional y nacional, se cuenta con poca experiencia en el desarrollo de instrumentación espacial, así como su validación a bordo de vuelos espaciales, por lo cual un grupo académico de IPN y UNAM propone el desarrollo de un esquema de vuelos mediante el uso de parapente y sondas estratosféricas para pruebas en altitudes suborbitales.

Así pues, para poder poner a prueba la instrumentación necesaria en este esquema se propone el desarrollo e integración, a partir de elementos comerciales de un sistema de adquisición de datos, así como su instalación mecánica y validación a bordo de una plataforma tecnológica en un vuelo suborbital. Este realiza la adquisición, registro, lógica de control y almacenamiento de las variables físicas obtenidas por diversos sensores dispuestos en la instrumentación de la plataforma.

CAPITULADO

- Introducción
- Capítulo I.- DESCRIPCIÓN GENERAL DEL SISTEMA SADM 1.2
- Capítulo II.- INTEGRACIÓN DEL SISTEMA SADM 1.2
- Capítulo III.- VUELO SUBORBITAL CSM-2018-A
- Conclusiones.

Ciudad de México, a 28 de junio de 2022



Dr. Mario Alberto Mendoza Bárcenas
PRIMER ASESOR



Ing. Oscar José Jiménez Morales
SEGUNDO ASESOR



Ing. Araceli Leticia Peralta Maguey
JEFA DE LA CARRERA DE I. M.



Ing. José García Flores
SUBDIRECTOR ACADEMICO INTERINO





CARTA DE AUTORIZACIÓN DE USO DE OBRA

En la Ciudad de México, a 28 de junio de 2022, el que suscribe **JUAN ALBERTO TAMAYO SERRANO** alumno de la carrera de **Ingeniería Mecánica**, con número de registro **R-020/22**, egresado de la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Culhuacán, manifiesto que soy el autor intelectual del presente trabajo de **TESIS INDIVIDUAL**, bajo la asesoría del **Dr. Mario Alberto Mendoza Bárcenas** y del **Ing. Oscar José Jiménez Morales** y que autorizo el uso del trabajo titulado **DESARROLLO E INSTALACIÓN DEL SISTEMA “SADM-1.2” PARA SU VALIDACIÓN A BORDO DE LA MISIÓN SUBORBITAL CSM-2018-A**, al Instituto Politécnico Nacional, para su difusión con fines académicos y de investigación.

Los usuarios de la información no deberán reproducir el contenido textual, gráficas o datos del trabajo sin el permiso expreso del autor y/o asesor del trabajo. Este puede ser obtenido escribiendo a las siguiente dirección de correo: **jualtase@hotmail.com**. Si el permiso se otorga, el usuario deberá dar el agradecimiento correspondiente y citar la fuente del mismo.

JUAN ALBERTO TAMAYO SERRANO



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA
MECÁNICA Y ELÉCTRICA**

UNIDAD CULHUACAN

INGENIERÍA MECÁNICA

**DESARROLLO E INSTALACIÓN DEL SISTEMA
“SADM-1.2” PARA SU VALIDACIÓN A BORDO DE LA
MISIÓN SUBORBITAL CSM-2018-A**

TESIS

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:

INGENIERO MECÁNICO

PRESENTA:

JUAN ALBERTO TAMAYO SERRANO

ASESORES:

DR. MARIO ALBERTO MENDOZA BÁRCENAS

ING. ÓSCAR JOSÉ JIMÉNEZ MORALES



CIUDAD DE MÉXICO. 2022

AGRADECIMIENTOS

A mis padres Paula Serrano y Roman Tamayo, mis hermanos Roman y Diana Tamayo, mi tía Eudoxia Serrano y mi abuela Zeferina Noyola, ustedes son todo.

Al Dr. Mario Alberto Mendoza Bárcenas, al M.I Rafael Prieto Meléndez y al Ing. Óscar José Jiménez Morales por su apoyo, sabiduría, confianza y paciencia durante el desarrollo de este proyecto.

A mis hermanos del riff Samuel López, Gerardo Arias, Javier Alejandro, Leonardo Cardoso, Israel Herrera y a sus respectivas familias por el invaluable apoyo todos estos años, por todas las experiencias vividas y por dejarme formar parte de un vínculo único.

A toda la familia musical, en especial a Alex y Susana Studer, Matthias Teply, Adam Sawford, Manuel Wohlrab, Nicolás Detta, Rodrigo Jardón, Javier Badillo, Sandra Velasco, KB Velázquez, Miguel Fraino, Fabián Rodríguez y Liliana Pérez, Jonathan Tovar, Luca Schuldt, Ricardo y Thelma, Sven Mueller (Friedo), Rodrigo (Tilo), Diogo Miguel y a todos los promotores, bandas y amigos que han ayudado con equipo, comida, hospedaje y sabiduría durante el camino.

Agradecimientos “especiales” a todas las personas que han apoyado los proyectos en los que he participado durante este lapso de tiempo: Vinnum Sabbathi, Fumata, Tamayo Amp y LSDR Records.

Tranquilamente.

CONTENIDO

Glosario de siglas	i
Índice de figuras.....	ii
Índice de tablas	v

CAPÍTULO 1 – INTRODUCCIÓN

1.1 Introducción.....	1
1.2 Antecedentes	2
1.2.1 Misiones PEGASUS.....	2
1.2.2 Carga de Servicio Mexicana.....	3
1.2.3 Misión CSM-2016.....	4

CAPÍTULO 2 - JUSTIFICACIÓN

2.1 Planteamiento del problema.....	5
2.2 Justificación.....	5
2.3 Objetivos generales.....	6
2.4 Objetivos específicos	6

CAPÍTULO 3 - DESCRIPCIÓN GENERAL DEL SISTEMA SADM 1.2

3.1 Sistema de Adquisición de Datos Meteorológicos.....	7
3.2 Bus PC/104	9
3.2.1 Conexiones asociadas a PC/104	9
3.3 Módulo de carga útil	10
3.4 Módulo de computadora a bordo (OBC)	12
3.5 Módulo de alimentación.....	13
3.6 Estructura mecánica.....	13

CAPÍTULO 4 – INTEGRACIÓN DEL SISTEMA SADM 1.2

4.1 Condiciones de operación	15
4.2 Requerimientos mecánicos	15
4.3 Módulos del sistema SADM 1.2	18
4.4 Tarjeta OBC	18
4.4.1 Computadora a bordo.....	18
4.4.2 Sensores de temperatura LM135	21
4.4.3 Unidad de medición inercial (IMU)	24
4.4.4 Tarjeta de memoria uSD	25
4.4.5 Tarjeta PCB.....	27
4.5 Tarjeta de sensores y periféricos	29

4.5.1 Magnetómetro	29
4.5.2 Sensor de presión atmosférica	30
4.5.3 Módulo GPS	31
4.5.4 Sensor de temperatura RTD	32
4.5.4.1 Acondicionamiento de señal.....	33
4.5.5 Tarjeta PCB.....	35
4.6 Tarjeta de alimentación eléctrica.....	37
4.6.1 Tarjeta PCB.....	38
4.7 Integración del hardware	40
4.8 Integración del firmware	41
4.8.1 Declaración de variables y librerías.....	43
4.8.2 Configuración inicial	44
4.8.3 Función loop.....	47
4.8.4 Tarea 1: Lecturas en alta frecuencia	48
4.8.5 Tarea 2: Lecturas en baja frecuencia	50
 CAPÍTULO 5 – VUELO SUBORBITAL CSM-2018-A	
5.1 Preparación en laboratorio	52
5.2 Integración del sistema SADM 1.2 en plataforma CSM	54
5.3 Lanzamiento.....	58
5.4 Rastreo y recuperación	62
 CAPÍTULO 6 – RESULTADOS Y CONCLUSIONES	
6.1 Resultados del vuelo CSM-2018-A	65
6.1.1 Datos obtenidos durante el vuelo	67
6.2 Conclusiones.....	79
6.2.1 Recomendaciones.....	81
BIBLIOGRAFÍA	82
APÉNDICE A – Diagrama esquemático de tarjeta OBC	84
APÉNDICE B – Diagrama esquemático de tarjeta de sensores y periféricos	85

GLOSARIO DE SIGLAS

- ADC** – Analog to Digital Converter (Convertidor Analógico a Digital)
- CPU** – Central Processing Unit (Unidad Central de Procesamiento)
- CSM** – Carga de Servicio Mexicana
- DC** – Direct Current (Corriente Directa)
- DIN** – Deutsches Institut für Normung (Instituto Alemán de Normalización)
- EEPROM** – Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory
- GIA** – Grupo de Instrumentación Aeroespacial
- GPS** – Global Positioning System (Sistema de Posicionamiento Global)
- I²C** – Inter-Integrated Circuit (Circuito Inter integrado)
- IC** – Integrated Circuit (Circuito Integrado)
- IDE** – Integrated Development Environment (Entorno de Desarrollo Integrado)
- IMU** – Inertial Measurement Unit (Unidad de Medición Inercial)
- I/O** – In/Out (Entrada/Salida)
- LED** – Light-Emitting Diode (Diodo emisor de luz)
- MCU** - Microcontrolador
- MEMS** – Microelectromechanical Systems (Sistemas Microelectromecánicos)
- MPIDE** - Multi-Platform Integrated Development Environment
- NTC** – Negative Temperature Coefficient (Coeficiente Negativo de Temperatura)
- OBC** – On Board Computer (Computadora a Bordo)
- PCB** – Printed Circuit Board (Tarjeta de Circuito Impreso)
- PTC** – Positive Temperature Coefficient (Coeficiente positivo de temperatura)
- PWM** – Pulse Width Modulation (Modulación por ancho de pulsos)
- RAM** – Random Access Memory (Memoria de acceso aleatorio)
- RTCC** – Real Time Calendar/Clock (Reloj en tiempo real)
- RTD** – Resistance Temperature Detector (Detector de Temperatura Resistivo)
- SADM** – Sistema de Adquisición de Datos Meteorológicos
- SD** – Secure Digital
- SMD** – Superficial Mount Device (Dispositivo de montaje superficial)
- SPI** – Serial Peripheral Interface (Interfaz Serial Periférica)
- SPST** – Single Pole Single Throw (Un polo, un Tiro)
- UART** - Universal Asynchronous Receiver-Transmitter (Transmisor-Receptor Asíncrono Universal)
- USB** – Universal Serial Bus (Bus Universal Serial)

INDICE DE FIGURAS

Capítulo 1

Figura 1.1 – Esquema de desarrollo de instrumentación para TEPEU-1.....	1
Figura 1.2 – Plataforma PEGASUS 2	2
Figura 1.3 – Plataforma de vuelo para la misión CSM-2016	4

Capítulo 3

Figura 3.1 – Diagrama de bloques de los módulos del sistema SADM 1.2	8
Figura 3.2 – Distribución de pines de SADM 1.2 en bus PC/104	9
Figura 3.3 – Diagrama de elementos del módulo de carga útil.....	11
Figura 3.4 – Diagrama del módulo de computadora a bordo (OBC).....	12
Figura 3.5 – Diagrama del módulo de alimentación	13
Figura 3.6 – Vista de la estructura mecánica CSM, mostrado sin cubiertas exteriores.....	14

Capítulo 4

Figura 4.1 – Diagrama dimensional de una tarjeta en formato PC/104	16
Figura 4.2 – Tipos de conectores usados dentro del estándar PC/104	17
Figura 4.3 – Vista lateral de conexión entre tarjetas (a) y dimensiones del separador a utilizar (b).....	17
Figura 4.4 – Diagrama de conexión del circuito de regulación del uC32	20
Figura 4.5 – Diagrama de arreglo para LM135	22
Figura 4.6 – Diagrama de conexión de sensores LM135 en la tarjeta OBC	23
Figura 4.7 – Diagrama de conexión del módulo LSM9DS1.....	24
Figura 4.8 – Ejes de referencia para LSM9DS1	25
Figura 4.9 – Diagrama dimensional en mm del conector Würth WR-CRD	26
Figura 4.10 – Diagrama de conexión de la tarjeta uSD en la tarjeta OBC	26
Figura 4.11 – Distribución de elementos en tarjeta OBC.....	28
Figura 4.12 – Pines y orientación del MAG3110	29
Figura 4.13 – Diagrama de conexión del circuito correspondiente al magnetómetro MAG3110	30
Figura 4.14 – Diagrama de conexión del módulo MPL3115A2.....	31
Figura 4.15 – Diagrama dimensional del módulo GP-735	31
Figura 4.16 – Gráfica de resistencia contra temperatura de diferentes materiales utilizados en RTD	32
Figura 4.17 – Gráfica de precisión contra temperatura según las clases DIN	33
Figura 4.18 – Diagrama de conexión del circuito MAX31865 en conjunto con RTD.....	34
Figura 4.19 – Tarjeta PCB de sensores y periféricos para SADM 1.2	36
Figura 4.20 – Gráfica de capacidad mAh en baterías de litio y tipo alcalina.....	37
Figura 4.21 – Base plástica para el arreglo de baterías AA	38
Figura 4.22 – Distribución de los elementos que constituyen la tarjeta de alimentación....	39
Figura 4.23 – Posicionamiento de los elementos del sistema SADM 1.2 al llevar a cabo la integración del hardware.....	40
Figura 4.24 – Diagrama de distribución de firmware para el sistema SADM 1.2	42

Capítulo 5

Figura 5.1 – Diagrama de desarrollo de vuelo CSM-2018-A	51
Figura 5.2 – Trabajos de ensamble de SADM 1.2 en las instalaciones del ICAT	52
Figura 5.3 – Pruebas de funcionamiento de SADM 1.2 en laboratorio	52
Figura 5.4 – Integración de los sistemas SADM 1.2 y SADM 3.....	53
Figura 5.5 – Pesaje de la instrumentación final (SADM 1.2 y SADM 3).....	53
Figura 5.6 – Instalación de baterías en SADM 1.2.0	54
Figura 5.7 – Instalación de varillas de sujeción y separadores plásticos	54
Figura 5.8 – Integración de los experimentos IPN-UNAM a bordo de CSM-2018-A.....	55
Figura 5.9 – Integración de la carga útil en plataforma CSM.....	56
Figura 5.10 – Ajustes a tensores para sujeción del arreglo de tarjetas a bordo de CSM...	56
Figura 5.11 – Base de espumados plásticos para amortiguar el impacto en aterrizaje	57
Figura 5.12 – Pesaje preliminar de la plataforma CSM	57
Figura 5.13 – Prueba de funcionamiento del sistema SADM 1.2 integrado en la plataforma CSM.....	58
Figura 5.14 – Instalación de sistemas de monitoreo propios de CSM	58
Figura 5.15 – Ajustes y calibración previos al vuelo	59
Figura 5.16 – Plataforma CSM cubierta con protección térmica.....	59
Figura 5.17 – Pesaje final y ensamble de la plataforma CSM con el globo sonda.....	60
Figura 5.18 – Preparaciones del equipo de lanzamiento para CSM-2018-A	60
Figura 5.19 – Proceso de llenado del globo sonda	61
Figura 5.20 – Proceso de llenado del globo sonda	61
Figura 5.21 – Vista aérea del lanzamiento de CSM-2018-A.....	62
Figura 5.22 – Monitoreo de trayectoria de vuelo en tiempo real en vehículo y estación fija de control	63
Figura 5.23 – Trayectoria del vuelo CSM-2018-A mostrada en mapa satelital	63
Figura 5.24 – Zona de aterrizaje de la plataforma CSM a las afueras de Silao	64
Figura 5.25 – Recuperación de experimentos y extracción de datos.	64

Capítulo 6

Figura 6.1 – Momento del lanzamiento visto desde la cámara 360° a bordo.....	65
Figura 6.2 – Vista del vuelo CSM-2018-A a través de la cámara 3600 a bordo.....	66
Figura 6.3 – Vista del vuelo CSM-2018-A a través de la cámara 3600 a bordo.....	66
Figura 6.4 – Gráfica de temperaturas contra tiempo con datos obtenidos por los sensores LM135 y RTD	67
Figura 6.5 – Gráfica de altitud en ascenso y descenso contra temperatura al exterior de la plataforma CSM con datos obtenidos por el sensor RTD	68
Figura 6.6 – Gráfica de presión contra tiempo con datos obtenidos por el sensor MPL3115A2.....	69
Figura 6.7 – Gráfica de aceleración en tres ejes y altitud contra tiempo tomada a partir de los datos del sensor IMU.....	70
Figura 6.8 – Gráfica de aceleración en tres ejes contra tiempo durante el despegue de la plataforma CSM	71
Figura 6.9 – Gráfica de aceleración en tres ejes contra tiempo al momento del rompimiento del globo sonda	71
Figura 6.10 – Gráfica de velocidad angular en tres ejes y altitud contra tiempo, con datos obtenidos por el sensor IMU	72

Figura 6.11 – Gráfica de velocidad angular en tres ejes durante el despegue, obtenida a partir de los datos del sensor IMU	73
Figura 6.12 – Gráficas de comparación de datos de campo magnético no calibrado y calibrado en sensores a) IMU y b) MAG3110	74
Figura 6.13 – Gráfica de campo magnético en tres ejes y altitud contra tiempo, con datos obtenidos por el sensor IMU una vez calibrados	75
Figura 6.14 – Gráfica de campo magnético en tres ejes y altitud contra tiempo, con datos obtenidos por el sensor MAG3110 calibrado	76
Figura 6.15 – Gráfica de velocidad y altitud contra tiempo con datos obtenidos por la instrumentación de la plataforma CSM	77
Figura 6.16 – Gráfica de velocidad contra altitud, con curva de velocidad estimada al inicio del descenso	78

INDICE DE TABLAS

Capítulo 1

Tabla 1.1 – Datos de altura, recorrido y duración de las misiones PEGASUS I-II	3
--	---

Capítulo 3

Tabla 3.1 – Pines de alimentación del sistema SADM 1.2 asociados al bus PC/104	9
Tabla 3.2 – Pines asociados a protocolos de comunicación en bus PC/104	10
Tabla 3.3 – Pines asociados a entradas/salidas analógicas y digitales en bus PC/104.....	10
Tabla 3.4 – Tipo de protocolos de comunicación y alimentación del módulo de carga útil.	11
Tabla 3.5 – Tipos de comunicación y alimentación en módulo OBC	12

Capítulo 4

Tabla 4.1 – Terminales de alimentación en Chipkit uC32	19
Tabla 4.2 – Terminales de protocolos de comunicación en ChipKit uC32	20
Tabla 4.3 – Direcciones asociadas a los conectores en Tarjeta OBC	21
Tabla 4.4 – Características de sensores LMx35	21
Tabla 4.5 – Direcciones asociadas a PC/104 de los pines analógicos en sensores LM135	23
Tabla 4.6 – Direcciones asociadas a bus PC/104 respecto a pines de la IMU	25
Tabla 4.7 – Dirección de pines de la tarjeta uSD respecto al bus PC/104	27
Tabla 4.8 – Pines de MAG3110 asociados a bus PC/104.....	30
Tabla 4.9 – Pines de GP-735 asociados a bus PC/104.....	32
Tabla 4.10 – Pines de MAX31865 asociados al bus PC/104.....	35
Tabla 4.11 – Dirección de pines de uso general respecto al bus PC/104.....	37

CAPÍTULO 1 – INTRODUCCIÓN

1.1 Introducción

Esta tesis se enfoca en el desarrollo e integración de un sistema de automatización de sensores para la adquisición de variables atmosféricas, así como su validación a bordo de una plataforma tecnológica en la misión suborbital CSM-2018-A.

El Sistema de Adquisición de Datos Meteorológicos (SADM) es un sistema electrónico para el registro de señales y lógica de control integrado a partir de elementos comerciales, cuya finalidad es funcionar como un banco de pruebas para el desarrollo de instrumentación científica nacional a bordo de vuelos suborbitales y de baja altitud.

Este sistema forma parte de la estrategia de desarrollo de instrumentación espacial con fines científicos propuesta por el Grupo de Instrumentación Aeroespacial (GIA) del IPN-UNAM que se muestra en la Figura 1.1. Dicha estrategia impulsa el desarrollo de la misión espacial TEPEU-1 y plantea la realización de pruebas desde altitudes menores hasta la espacial, iniciando con vuelos a bordo de parapente (con altitudes de 3-5 km), continuando con vuelos suborbitales en sondas estratosféricas (30-40km) para finalizar con vuelos en satélites de órbita baja (450 km).

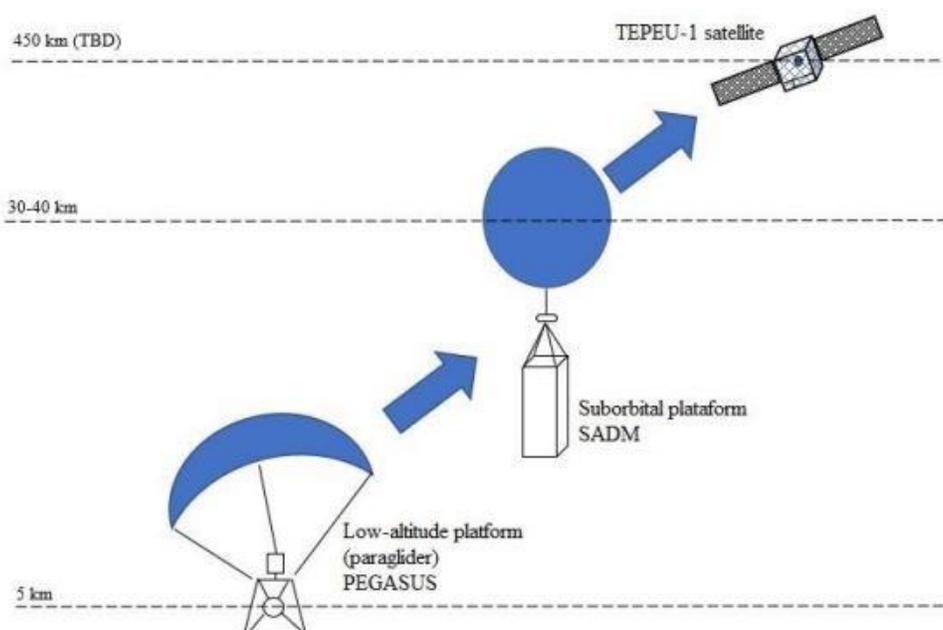


Figura 1.1 – Esquema de desarrollo de instrumentación para TEPEU-1.

Cabe mencionar que la misión espacial TEPEU-1 (actualmente en fase de preparación conceptual y diseño orbital), tiene como objetivo final la puesta en órbita baja de un nanosatélite para propósitos de medición de campo magnético y parámetros ionosféricos terrestres, con lo cual se busca complementar la instrumentación en tierra para el estudio del estado de la ionosfera en territorio nacional a través del impulso al desarrollo de tecnología espacial mexicana, mediante la generación y validación de instrumentación científica en órbita.

1.2 Antecedentes

Como antecedentes al desarrollo del sistema SADM y su participación en la misión de validación CSM-2018-A, se cuentan con diferentes vuelos en baja altitud a bordo de parapente en las misiones PEGASUS, así como el vuelo en sonda estratosférica CSM-2016 las cuales se describen a continuación. En estas experiencias de vuelo se incluyeron versiones de prueba precedentes al sistema SADM 1.2.

1.2.1 Misiones PEGASUS

En primera instancia, se cuenta con las experiencias de vuelo en baja altitud a bordo de la plataforma tecnológica denominada PEGASUS, las cuales están basadas en vuelos a bordo de un parapente; esta plataforma es suspendida durante el vuelo y en ella se instalan todos los sistemas electrónicos y sensores, en la Figura 1.2 se muestra la plataforma PEGASUS 2. Como se hace referencia en el esquema de la Figura 1.1, estos experimentos representan el primer paso en la estrategia de desarrollo de instrumentación espacial en la colaboración IPN-UNAM.



Figura 1.2 – Plataforma PEGASUS 2.

Por medio de pruebas a bordo de PEGASUS se pueden alcanzar altitudes de entre 3 km y 5 km, con desplazamientos de hasta 100 km, además de presentar ventajas en términos de repetitividad y bajo costo, resultando una herramienta promisoriosa para la validación de instrumentación científica además de servir como banco de pruebas para la verificación de sistemas automatizados experimentales.

En estos vuelos se incluyó una primera versión de prueba del sistema SADM, constituido por una computadora a bordo, sensores de temperatura para el monitoreo tanto del interior como al exterior del experimento, así como sensores de aceleración, campo magnético y navegación inercial en tres ejes, una tarjeta de almacenamiento de datos, además de un banco de baterías para alimentar al módulo. Adicionalmente se incluyeron cámaras de fotografía y video en 360° para un registro visual durante el vuelo.

Así pues, durante el periodo comprendido de diciembre de 2017 a febrero de 2018 se llevaron a cabo tres experiencias de vuelo PEGASUS por investigadores del CDA-IPN en colaboración con académicos de la UNAM en las localidades de Temascaltepec y Malinalco en el Estado de México. Los datos finales de altura, distancia y duración de vuelo se presentan a continuación en la Tabla 1.1.

Misión	Altura Máx.	Altura Mín.	Recorrido	Fecha	Duración
PEGASUS I	2609 msnm	1806 msnm	5.08 km	15/12/2017	0:23:28
PEGASUS II	3161 msnm	1802 msnm	26.41 km	17/02/2018	1:03:39
PEGASUS III	3202 msnm	2041 msnm	25.65 km	25/02/2018	1:44:10

Tabla 1.1 - Datos de altura, recorrido y duración de las misiones PEGASUS I-III.

Durante la realización de estos vuelos se pudieron obtener datos referentes a la aceleración, campo magnético, temperatura, además de la posición del sistema a bordo por medio de un receptor GPS (Global Positioning System, por sus siglas en inglés) externo, mismos que sirvieron como base para realizar adecuaciones en la depuración de los elementos que constituyen al sistema de adquisición de datos.

1.2.2 Carga de Servicio Mexicana

CSM, acrónimo de Carga de Servicio Mexicana, es una plataforma tecnológica desarrollada por un grupo multidisciplinario de tecnólogos de la UNAM. Esta plataforma ha realizado dos misiones suborbitales exitosas previas, la primera el 28 de noviembre de 2015 y la segunda el 26 de noviembre de 2016, logrando altitudes del rango de 32 a 37km.

La plataforma tiene el objetivo de servir como un vehículo para la validación tecnológica a nivel prototipo de sistemas e instrumentos científicos, así como coadyuvar al desarrollo de experimentos que requieran una aproximación al ambiente espacial para su verificación operativa.

Con esto se pretende la creación, fortalecimiento y profesionalización de pruebas y el desarrollo de experimentos en ambiente de espacio cercano, a un costo significativamente menor en comparación con una misión orbital.

1.2.3 Misión CSM-2016

La misión CSM-2016 fue lanzada el 26 de noviembre de 2016 desde el Parque Explora en la ciudad de León, Guanajuato y constituyó la primera experiencia de vuelos estratosféricos del IPN en México. En esta misión fue integrado el sistema SADM en una versión previa como parte de la carga útil de la plataforma tecnológica CSM. En un ascenso con duración aproximada de 2 horas 20 minutos, CSM alcanzó una altura máxima de 34,391 metros al momento de ruptura del globo sonda.

La instrumentación a bordo de CSM-2016 incluyó una computadora a bordo, sensores de temperatura dispuestos en diferentes puntos de la plataforma, así como sensores de aceleración, campo magnético y navegación inercial en tres ejes, además de una tarjeta de memoria SD para el almacenamiento de las variables obtenidas. Adicionalmente, se incluyó una cámara fotográfica para el registro del vuelo y un receptor GPS para su posterior recuperación. Así como en las misiones PEGASUS, los datos obtenidos durante la misión CSM-2016 ayudaron a la depuración de los elementos que integran al sistema de adquisición de datos. En la Figura 1.3 se muestra la plataforma integrada utilizada en la misión CSM-2016.



Figura 1.3 - Plataforma de vuelo para la misión CSM-2016.

CAPÍTULO 2 – JUSTIFICACIÓN Y OBJETIVOS

2.1 Planteamiento del problema

Con el desarrollo e implementación de la misión espacial TEPEU-1 se pretende complementar, institucionalmente hablando, la instrumentación científica terrestre existente a través de la adquisición de variables magnéticas y atmosféricas en órbita baja para tener un estatus detallado de la ionósfera sobre el territorio mexicano, con la finalidad de estudiar su posible relación con precursores sísmicos y otros fenómenos geofísicos.

Hasta el momento, a nivel institucional y nacional, se cuenta con poca experiencia en cuanto al desarrollo de instrumentación espacial, así como su validación a bordo de vuelos espaciales, debido en parte a los altos costos que representan, así como la complejidad de su preparación, cumplimiento de regulaciones requeridas y lanzamiento.

En respuesta a esta situación, el grupo académico conformado por científicos del IPN y la UNAM propone el desarrollo de un esquema de vuelos de prueba mediante la implementación del uso de parapente y sondas estratosféricas como vehículos para desarrollar pruebas de concepto en altitudes suborbitales para el futuro desarrollo de instrumentación para la misión TEPEU-1. Estos medios de validación fueron seleccionados de acuerdo con los beneficios que representan, como repetibilidad en pruebas, fácil acceso a lanzamientos y relativo bajo costo comparado con el de una misión espacial.

Así pues, para poder poner a prueba la instrumentación necesaria en este tipo de vuelos suborbitales se requiere del desarrollo de un sistema mecánico y electrónico capaz de poder llevar a cabo la integración de la instrumentación, así como la adquisición y almacenamiento de las variables físicas requeridas, presentes durante los vuelos realizados a bordo de estas plataformas de prueba.

2.2 Justificación

Con base en lo antes expuesto, se propone el desarrollo e integración, a partir de elementos comerciales de un sistema de adquisición de datos, así como su instalación mecánica y validación a bordo de una plataforma tecnológica en un vuelo suborbital. Este sistema tendrá como tareas la adquisición, registro, lógica de control y almacenamiento de las variables físicas obtenidas por diversos sensores dispuestos en la instrumentación de la plataforma durante vuelos experimentales a la estratósfera.

El sistema de adquisición de datos funcionará como un banco de pruebas, al llevar a cabo la evaluación del comportamiento de los elementos a bordo mediante el uso de plataformas tecnológicas en vuelos en baja altura y en ambiente de espacio cercano. Así pues, este sistema será una herramienta útil en el área de desarrollo de instrumentación espacial para su futura implementación en la misión TEPEU-1 y de otras misiones espaciales mexicanas.

2.3 Objetivos generales

- Diseñar y construir a partir de elementos comerciales los módulos de instrumentación, automatización y alimentación del sistema SADM 1.2.
- Compatibilizar e instalar mecánicamente el sistema SADM 1.2 a la plataforma suborbital CSM.
- Validar de forma operativa al sistema SADM 1.2, mediante la adquisición de datos de variables atmosféricas y sensores de navegación inercial a bordo de la misión estratosférica CSM-2018-A.

2.4 Objetivos específicos

- Desarrollar y ensamblar las tarjetas de circuito impreso (PCB) correspondientes a la computadora a bordo y al módulo de sensores y periféricos del sistema SADM 1.2.
- Desarrollar y ensamblar la tarjeta PCB correspondiente al suministro de energía eléctrica de SADM 1.2.
- Integrar los elementos de hardware correspondientes al sistema SADM 1.2.
- Integrar el firmware de control en la computadora a bordo de SADM 1.2.
- Participar en tareas de compatibilidad e instalación mecánica entre los elementos constituyentes al sistema SADM 1.2 y la carga útil en la plataforma CSM, así como de su calibración en sitio.
- Participar en el lanzamiento y la recuperación de la plataforma tecnológica CSM, así como en la extracción del sistema SADM 1.2 para su posterior inspección e identificación de posibles daños.

CAPÍTULO 3 – DESCRIPCIÓN GENERAL DEL SISTEMA SADM

3.1 Sistema de Adquisición de Datos Meteorológicos

Un sistema de adquisición es un conjunto organizado de dispositivos (eléctricos, electrónicos, mecánicos, etc.) que interactúan entre sí para realizar la medición, acondicionamiento y procesamiento de señales físicas mediante el uso de componentes como sensores, acondicionadores, convertidores e interfaces.

Así pues, la función del sistema SADM 1.2 es llevar cabo la adquisición, acondicionamiento y almacenamiento de variables atmosféricas como son temperatura, presión barométrica y campo magnético terrestre, además de datos de navegación inercial del vehículo como la velocidad angular, aceleración y orientación relativa mediante el uso de elementos comerciales tales como una computadora a bordo (On Board Computer, por sus siglas en inglés), diversos sensores, una tarjeta de memoria, receptor GPS y un banco de baterías, siendo estos integrados en una estructura mecánica. Estos elementos son distribuidos en subsistemas modulares dependiendo la función que desempeñan dentro del mismo y son:

- **Carga útil** – En esta se encuentran los elementos de adquisición y acondicionamiento de señales, como sensores y el receptor GPS, además de pines disponibles como banco de prueba para elementos externos.
- **Computadora a bordo** – Contiene la computadora de vuelo (OBC), responsable del procesamiento de los datos obtenidos y una tarjeta de memoria para el almacenamiento de estos.
- **Alimentación** – Se constituye por un módulo de baterías recargables y es responsable de proveer energía eléctrica al sistema.
- **Estructura mecánica** – Tiene como función el alojar los módulos del sistema y proveer estabilidad mecánica y térmica durante el vuelo.

En la Figura 3.1 se muestra el diagrama de bloques del sistema SADM 1.2, en donde se incluyen las conexiones de interfaces de potencia y lógica utilizadas para la comunicación entre módulos, siendo descritos a continuación.

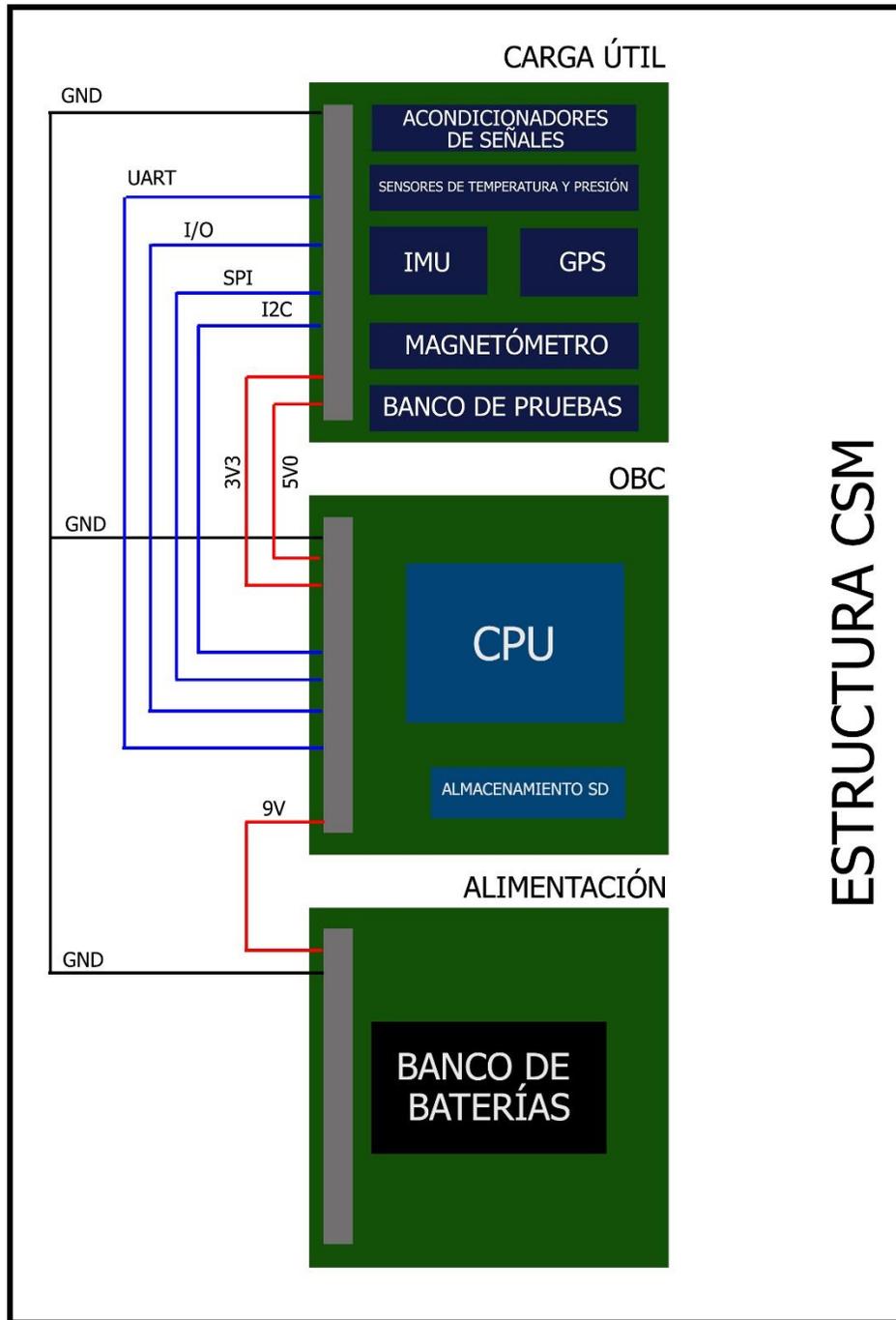


Figura 3.1 – Diagrama de bloques de los módulos del sistema SADM 1.2.

3.2 Bus PC/104

Las conexiones entre los elementos que constituyen el sistema SADM 1.2 están basadas en el bus utilizado en el estándar PC/104 [1], el cual está diseñado para aplicaciones embebidas como adquisición de datos o sistemas de control industrial.

Este bus está constituido por 64 pines divididos en 2 filas, donde se ubican las terminales asociadas a la distribución eléctrica, entrada y salida de datos, así como de comunicación entre los subsistemas. En la Figura 3.2 se muestra un diagrama de la dirección de los pines en el bus.

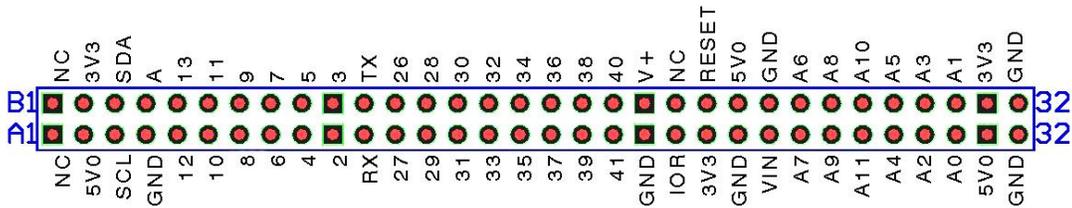


Figura 3.2 - Distribución de pines de SADM 1.2 en bus PC/104.

3.2.1 Conexiones asociadas a PC/104

El formato de forma utilizado en el estándar PC/104 permite que los módulos sean apilados de tal manera que los buses de cada una de las tarjetas mantengan una conexión directa entre sí, por lo cual se tiene una asignación de pines universal con el objetivo de mantener una compatibilidad con diferentes módulos externos que se puedan añadir en diferentes proyectos.

Por parte del suministro y distribución de energía eléctrica para el sistema, se cuentan con pines de 3.3V y 5.0V requeridos para energizar los elementos del módulo de carga útil, mientras que el voltaje de alimentación de la computadora a bordo es proporcionado por el banco de baterías mediante el pin V+. En la Tabla 3.1 se muestran los pines asociados a estas direcciones respecto al bus PC/104.

Pines	Dirección	Descripción
B2, A22, B31	3V3	Voltaje de 3.3V disponible
A2, B23, A31	5V0	Voltaje de 5.0V disponible
A4, A20, A23, B24, A32, B32	GND	Tierra común
B20	V+	Entrada de alimentación del sistema
A24	VIN	Salida externa de voltaje de alimentación

Tabla 3.1 – Pines de alimentación del sistema SADM 1.2 asociados al bus PC/104.

Las comunicaciones realizadas en el sistema SADM 1.2 son de tipo serial y para llevarlas a cabo se cuenta con los protocolos SPI, I²C y UART, a través de los cuales se realiza el intercambio de datos entre los diferentes periféricos y la computadora a bordo. En la Tabla 3.2 se encuentran los pines asociados a estos protocolos respecto al bus PC/104.

Pines	Dirección	Descripción
A3, B3	SDA, SCL	Protocolo I2C
A6, B6, A5, B5	SS, MOSI, MISO, SCK	Protocolo SPI
A11 B11	RX, TX	Puerto UART 1
A18 B19	RX, TX	Puerto UART 2

Tabla 3.2 - Pines asociados a protocolos de comunicación en bus PC/104.

Por último, se cuentan con entradas y salidas de señales analógicas (con diferentes valores) y digitales (interpretadas como 1 y 0) disponibles en la computadora a bordo (OBC), las cuales se encuentran en los pines A0-A11 y 0-13 / 26-41 respectivamente. En la Tabla 3.3 se encuentra la distribución de estos con relación a los pines en el bus PC/104.

Pines PC/104	Pines OBC	Descripción
A25 – A30 B25 – B30	A0 – A11	I/O analógicas
A5 – A11	0-13	I/O digitales
B5 – B11	26-41	I/O digitales

Tabla 3.3 - Pines asociados a entradas/salidas analógicas y digitales en bus PC/104.

3.3 Módulo de carga útil

La función de este módulo es la de obtener las mediciones de diferentes magnitudes ambientales como son la presión atmosférica, temperatura tanto del sistema así como las externas al módulo, mediante diversos sensores colocados al interior y exterior de la estructura, también magnitudes como el campo magnético terrestre mediante un magnetómetro triaxial y un módulo de sensores de navegación inercial el cual consiste en un giróscopo, un magnetómetro y un acelerómetro para mediciones inerciales durante el vuelo, además de la adquisición de datos de la posición del sistema mediante un receptor GPS.

Adicionalmente, en este módulo se incluye un banco de pruebas con conexiones disponibles para poder integrar diferentes sensores externos al módulo y acondicionadores para transformar las señales físicas generadas por algunos de los sensores a señales eléctricas para su posterior procesamiento.

Las interacciones que se realizan entre los módulos de carga útil y la computadora a bordo se llevan a cabo mediante el uso de protocolos de comunicación serial tales como el I²C, SPI y UART, así como el uso de entradas y salidas analógicas y digitales; a continuación, en la Tabla 3.4 se muestra el tipo de protocolo utilizado en cada elemento de este módulo, así como el tipo de alimentación eléctrica requerido.

Elemento	Comunicación	Alimentación
Sensores de temperatura	I/O, SPI	3.3V
IMU	I2C	3.3V
Magnetómetro	I2C	3.3V
Sensor de Presión	I2C	3.3V
GPS	UART	3.3V
Banco de pruebas	I/O, SPI, I2C, UART	3.3V, 5.0V

Tabla 3.4 – Tipo de protocolos de comunicación y alimentación del módulo de carga útil.

La Figura 3.3 representa los elementos y conexiones correspondientes al módulo de carga útil, donde se muestran las conexiones de potencia y lógica utilizadas por los diferentes elementos que la constituyen.

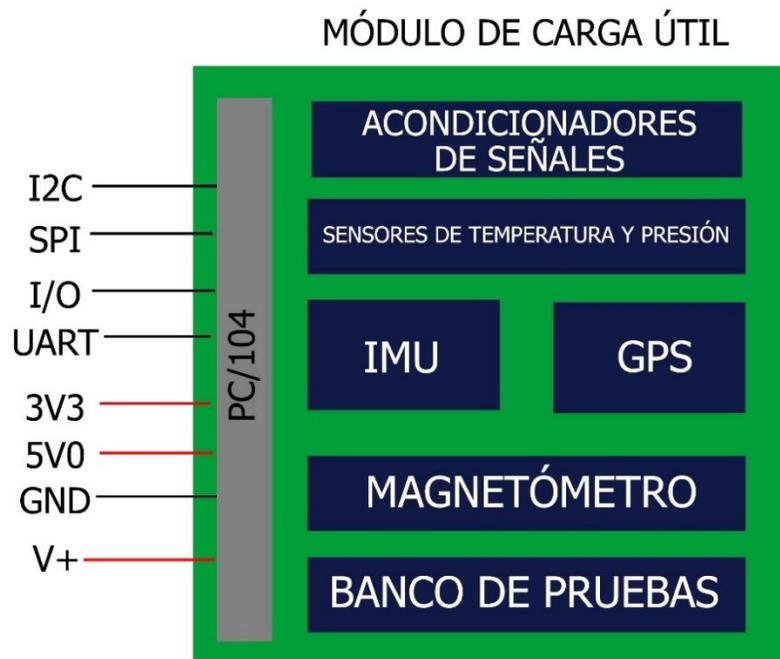


Figura 3.3 – Diagrama de elementos del módulo de carga útil.

3.4 Módulo de computadora a bordo (OBC)

Este módulo contiene la computadora de vuelo y la tarjeta de almacenamiento como elementos principales y tiene el objetivo de llevar a cabo los procesos de lectura, gestión y almacenamiento de los datos obtenidos por los periféricos en el módulo de carga útil, además de ejecutar tareas asignadas para diferentes eventos en determinados intervalos de tiempo durante el vuelo.

La computadora a bordo se comunica con los diferentes sensores y periféricos mediante el uso de los protocolos de comunicación serial SPI, I2C, UART, así como mediante las entradas y salidas analógicas - digitales que forman parte de esta. Uno de los puertos UART funciona como interface de comunicación entre la computadora de vuelo y el usuario para poder programar las tareas a realizar durante el proceso, en la Tabla 3.5 se muestra el tipo de interfaces de comunicación utilizados por la computadora a bordo y la tarjeta de memoria, así como sus conexiones de alimentación.

Elemento	Tipo de comunicación	Alimentación
Computadora a bordo	UART, SPI, I2C, I/O	5.0V
Tarjeta de memoria	SPI	3.3V

Tabla 3.5 – Tipos de comunicación y alimentación en módulo OBC.

La Figura 3.4 presenta un diagrama de bloques del módulo OBC donde se muestran los diferentes puertos de conexión para la comunicación entre este módulo y los periféricos del módulo de carga útil, además de las terminales de energía eléctrica provista por el módulo de alimentación.

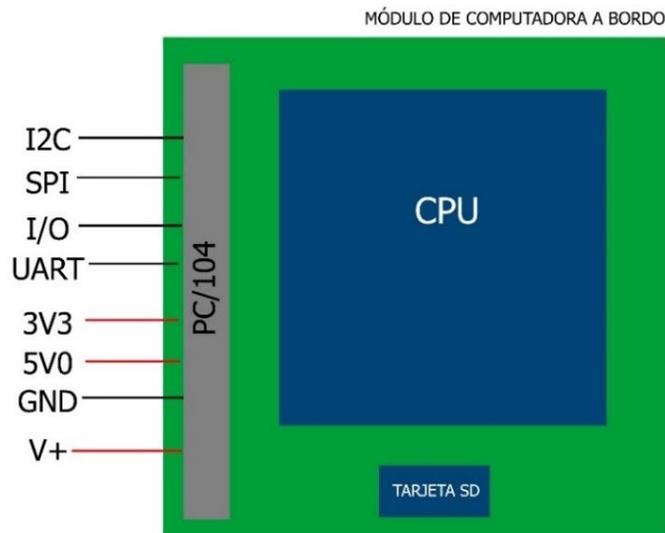


Figura 3.4 – Diagrama del módulo de computadora a bordo (OBC).

3.5 Módulo de alimentación

En este se encuentra el banco de baterías que provee de alimentación eléctrica al sistema por medio de las terminales provistas en el bus PC/104, alimentando a la computadora a bordo para que esta, a través de reguladores internos distribuya los voltajes necesarios a los elementos restantes que constituyen al sistema. En la Figura 3.5 se muestra un diagrama de bloques con las conexiones del módulo.

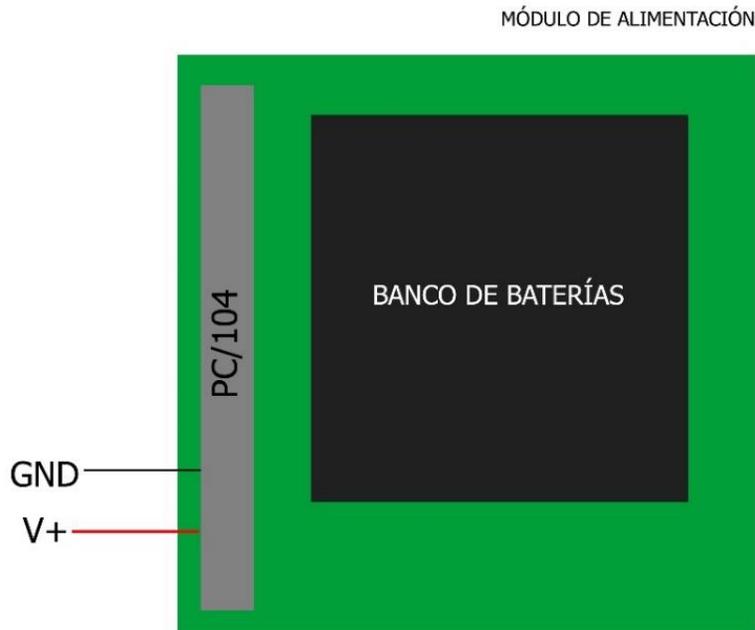


Figura 3.5 – Diagrama del módulo de alimentación.

3.6 Estructura mecánica

Los módulos que constituyen al sistema SADM 1.2 son integrados en la plataforma CSM, la cual es desarrollada por un equipo multidisciplinario de diferentes entidades de la UNAM. Esta plataforma de soporte está formada por una base híbrida con un marco de aluminio ligero con refuerzos de ULTEM, el cual es un polímero de alta resistencia mecánica que soporta altas temperaturas [2]. A su vez, dentro de este se encuentra una subestructura que mantiene suspendidos a los módulos del sistema mediante el uso de tensores elásticos con efecto reducir las fuerzas dinámicas presentadas durante el vuelo para evitar falsos contactos y minimizar daños en el sistema.

Además, como una protección contra impactos al momento del aterrizaje, se integra al exterior una base amortiguada compuesta por dos tipos de espumados plásticos además de cubiertas laminadas de mylar y uniel, con el objetivo de aislar al sistema de las bajas temperaturas presentadas en el vuelo. Para disminuir la velocidad al descenso a un rango de entre 5 m/s y 7m/s, se utiliza un paracaídas de 1.5m de diámetro y un peso de 190g [3].

En la Figura 3.6 se muestra la estructura mecánica CSM sin las protecciones exteriores montadas.

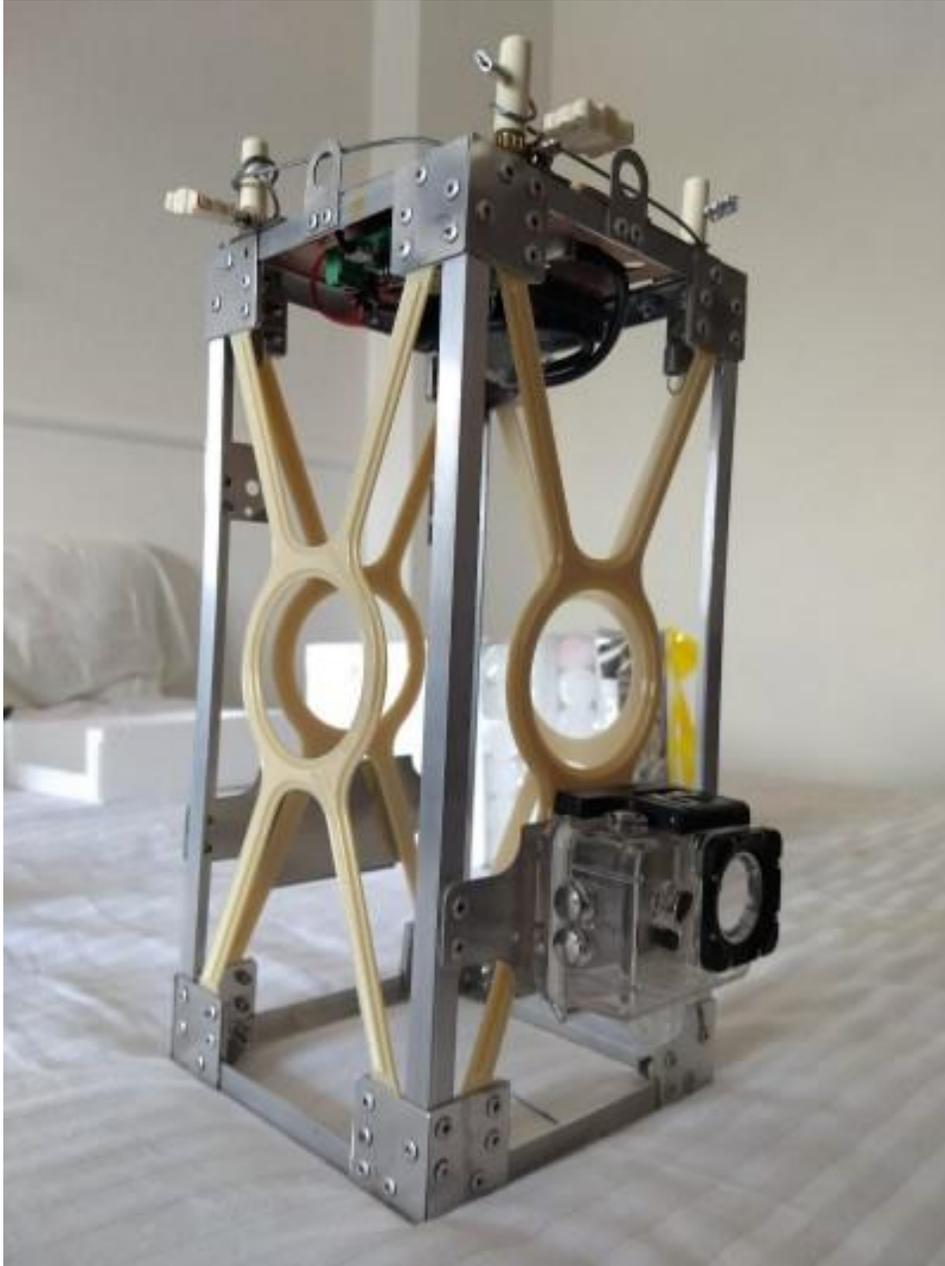


Figura 3.6 – Vista de la estructura mecánica CSM, mostrado sin cubiertas exteriores.

CAPÍTULO 4 - INTEGRACIÓN DEL SISTEMA SADM 1.2

4.1 Condiciones de operación

Ya que el objetivo del sistema es fungir como una plataforma de desarrollo para vuelos suborbitales, es fundamental considerar las condiciones de temperatura y presión a las cuales estará sometido el sistema desde el lanzamiento hasta su recuperación.

Los vuelos en sonda estratosférica operan dentro de la tropósfera y parte de la estratósfera terrestre, es decir en un rango aproximado de 0 km a 40 km, donde se alcanzan temperaturas del rango de -55°C a $+45^{\circ}\text{C}$ al exterior, así como presiones cercanas a los 1100 Pa [4]. Es por ello que es necesario tomar en cuenta dichos parámetros como parte del criterio de selección de los elementos a utilizar para el desarrollo del sistema SADM 1.2.

4.2 Requerimientos mecánicos

Para poder utilizar SADM 1.2 como una plataforma de pruebas para la validación de instrumentación, es necesario delimitar sus dimensiones físicas con relación a un formato de forma estandarizado que sea compatible con aquel de la carga útil en CSM y otras plataformas. El formato **PC/104** es un estándar comúnmente utilizado para aplicaciones con sistemas embebidos de tipo cubesat en lanzamientos suborbitales [5].

En este, las tarjetas utilizan un bus de comunicación de 64 pines que al ser conectados entre sí permiten apilar diferentes tarjetas para formar un solo módulo, esto representa una forma práctica de conexión entre tarjetas en un espacio reducido. Así pues, se toma este estándar como base para desarrollar los módulos que conforman al sistema SADM 1.2, en la Figura 4.1 se muestra el diagrama dimensional de una tarjeta en este estándar, algunas características de esta tarjeta son:

- Formato de forma de 96 mm x 90 mm,
- 4 agujeros de sujeción de 3.18mm de diámetro,
- Separación entre pines en el bus P1 de 2.54 mm,
- Altura superior máxima para componentes de 11.05 mm,
- Altura inferior máxima para componentes de 2.54 mm.

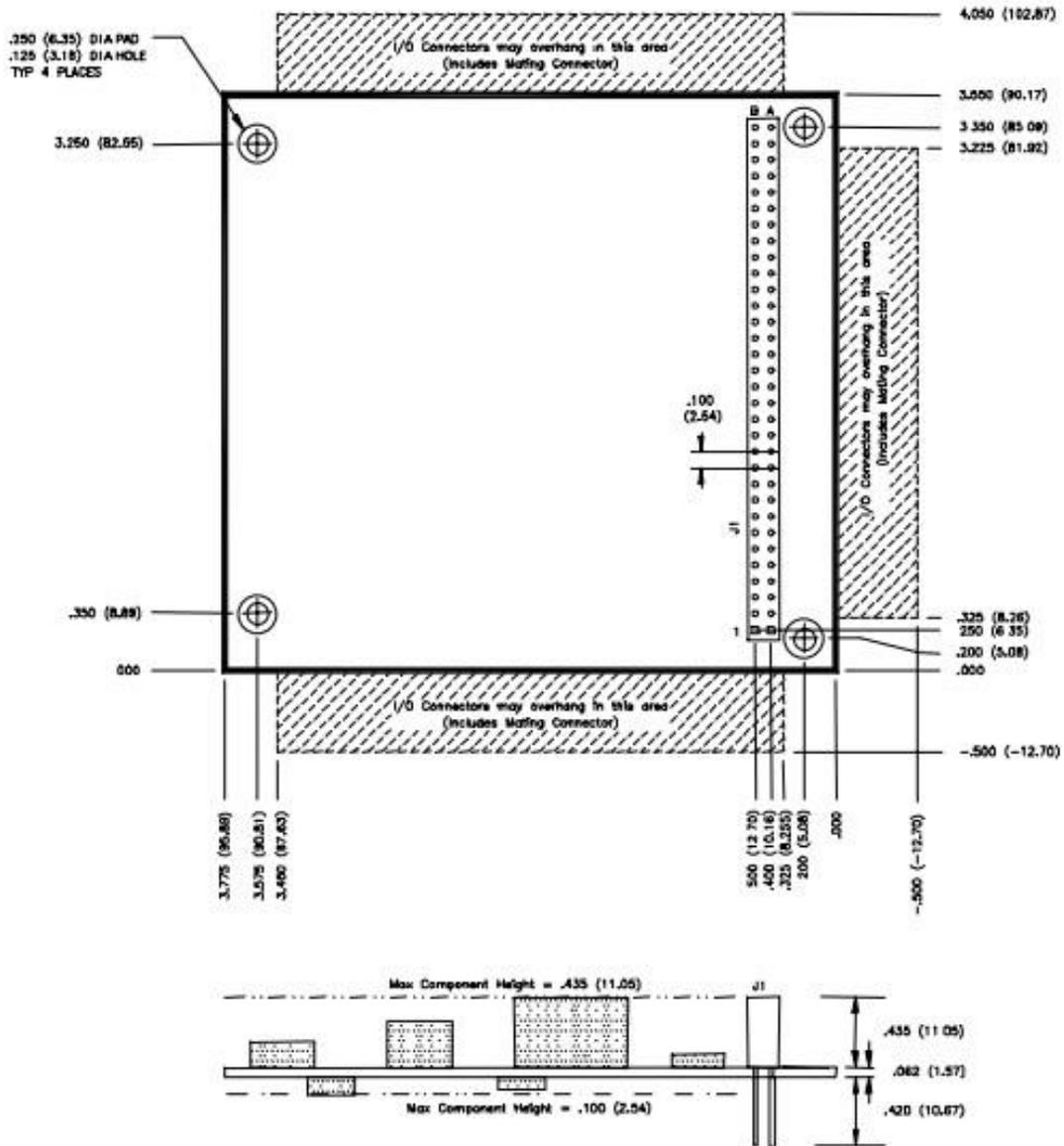


Figura 4.1 - Diagrama dimensional de tarjeta en formato PC/104. [6]

Algunos beneficios en el uso de este estándar son:

- **Apilable** – El diseño y ubicación de los buses permite conectar los módulos como bloques, comúnmente incluyendo un módulo de computadora a bordo, un módulo de alimentación, así como uno o varios módulos periféricos como pueden ser recolección, almacenamiento o transferencia de datos.
- **Reforzado** – Este formato de integración es caracterizado por ser estructuralmente resistente, su conexión entre buses y soportes en cada esquina de las tarjetas asegura una flexión mínima en escenarios con vibración alta.

- **Compacto** – Los módulos PC/104 ocupan un espacio reducido comparado a otros tipos de conexión gracias a su interconexión por medio del bus apilable.
- **Interoperable** – Este estándar está diseñado para que los módulos trabajen de manera conjunta, el usuario puede adaptar un sistema para una aplicación específica utilizando diferentes módulos y proveedores.

Las tarjetas en este estándar pueden hacer uso de diferentes combinaciones de conectores en cada uno de los módulos que conforman un sistema con este estándar, una comparación de estos se muestra en la Figura 4.2.



Figura 4.2 - Tipos de conectores usados dentro del estándar PC/104. [7]

En la Figura 4.3 se presenta: (a) la vista lateral de la conexión entre tarjetas dentro del estándar PC/104, la cual muestra una distancia entre tarjetas de 15.24 mm utilizando separadores metálicos y/o plásticos, mostrados en (b), los cuales además de proveer estabilidad estructural al conjunto de tarjetas, son utilizados para asegurar la conectividad entre las mismas. Estos tienen una altura de 15.24 mm y un ancho de 6.35 mm.

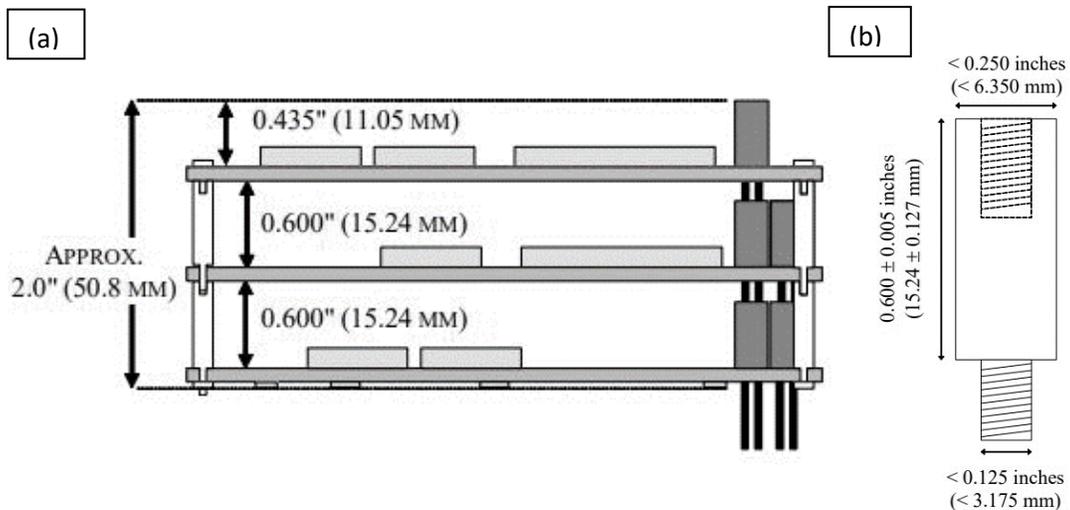


Figura 4.3 - Vista lateral de conexión entre tarjetas (a) y dimensiones del separador a utilizar (b). [6]

4.3 Módulos del sistema SADM 1.2

Los elementos del sistema SADM 1.2 están distribuidos en 3 tarjetas PCB dependiendo de la función que desempeñan dentro del mismo y se encuentran distribuidas de la siguiente manera:

- **Tarjeta OBC** – En esta se encuentra la computadora de vuelo, además de 3 sensores de temperatura, la unidad de medición inercial IMU y la tarjeta de almacenamiento uSD.
- **Tarjeta de Sensores y Periféricos** – Contiene el conector de GPS, así como uno para el RTD (ambos dispuestos fuera del sistema) junto con un acondicionador de señal, magnetómetro, sensor de presión y un conector disponible para el puerto UART 2. Adicionalmente en esta PCB se encuentra un área de pruebas y conectores externos para uso general.
- **Tarjeta de Alimentación Eléctrica** – Esta tarjeta contiene el banco de baterías, así como un interruptor general de encendido.

A continuación, se describe la selección, ubicación y orientación de los elementos utilizados en el sistema SADM 1.2, así como el desarrollo de las tarjetas PCB correspondientes, las cuales fueron diseñadas utilizando el software Altium Designer 15.

4.4 Tarjeta OBC

Esta tarjeta tiene como elemento principal una plataforma de desarrollo basada en un microcontrolador, la cual funge como la computadora a bordo del sistema, adicionalmente se incluyen conexiones a 3 sensores de temperatura analógicos, una tarjeta de almacenamiento de datos, una unidad de medición inercial (IMU) triaxial y acceso al puerto de comunicación UART para configurar la tarjeta de desarrollo, la selección y descripción de las características de estos elementos se describe a continuación.

4.4.1 Computadora a bordo

La computadora a bordo es esencial para el funcionamiento de SADM 1.2 ya que es la encargada llevar a cabo la lectura de los datos obtenidos por los sensores, así como su procesamiento y posterior almacenamiento, además de la sincronización de intervalos de lectura y escritura de tareas asignadas, la distribución de energía a los elementos periféricos y la interpretación de los datos obtenidos por el receptor GPS.

Tomando en consideración parámetros necesarios como el tipo de interfaces a utilizar, el número de periféricos disponibles, memoria RAM, velocidad operativa, costo, disponibilidad en el mercado, así como las condiciones atmosféricas a las cuales estará sujeto, se opta por el uso de la tarjeta comercial **ChipKit uC32** de la compañía **Digilent**, basada en el microcontrolador **PIC32MX340F512**, el cual cuenta con las siguientes características [8]:

- Núcleo de 32 bit a 80MHz,
- Compatible con el factor de forma Arduino,
- 512K de memoria programable flash, 32K de memoria de datos RAM,
- 43 pines de entrada/salida, de los cuales 12 pueden ser utilizados como entradas analógicas o como entradas y salidas digitales,
- 2x puertos UART, SPI, I²C, así como salidas PWM,
- Temperatura de operación de -40 a 105 °C,
- Voltaje de operación de 3.3V con una corriente nominal de 75mA.

Alimentación

La tarjeta de desarrollo está diseñada para poder ser energizada vía USB o por una fuente externa. La sección de poder de esta tarjeta cuenta con dos reguladores de voltaje, el primero para obtener 5V a 1A a partir del voltaje de entrada de 7V a 15V y a su vez, del segundo regulador obtener 3.3V con un amperaje máximo de 500mA. Estos voltajes son necesarios para cubrir los requerimientos de energía del microcontrolador, los sensores, memoria SD y el receptor GPS. En la Tabla 4.1 se muestran sus terminales asociadas al bus PC/104.

Valor	Terminales ChipKit	Pin PC/104
Voltaje entrada	V+	B20
Tierra Física	GND	A4
Voltaje 3.3V	3V3	B2
Voltaje 5.0 V	5V0	A2

Tabla 4.1 – Terminales de alimentación en Chipkit uC32.

Ambos reguladores cuentan con una protección ante sobrecalentamiento y corto circuito para prevenir daño en presencia de corrientes altas. El diagrama de conexión correspondiente a la sección de alimentación de la plataforma se muestra a continuación en la Figura 4.4:

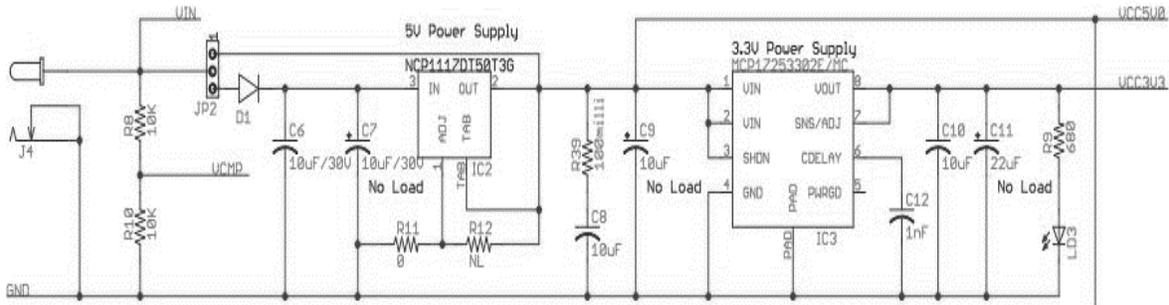


Figura 4.4 - Diagrama de conexión del circuito de regulación del uC32. [9]

Comunicaciones Periféricas

- **UART 1** – Puerto serial asíncrono utilizado para comunicarse vía USB al entorno de programación en la computadora y así poder cargar el firmware con las instrucciones necesarias.
- **UART 2** – Puerto serial asíncrono utilizado para la comunicación con el módulo GPS.
- **SPI** – Puerto síncrono en el cual se realiza la comunicación con dispositivos integrados como la tarjeta de almacenamiento y el circuito de acondicionamiento del RTD.
- **I²C** – Con este protocolo se comunican sensores periféricos al uC32 como el magnetómetro y la unidad de medición inercial.
- **I/O** – Entradas y salidas, analógicas y digitales.

En la Tabla 4.2 se representan las terminales de conexión asociadas a los diferentes tipos de protocolos de comunicación, así como entradas/salidas en la plataforma uC32.

Tipo	Terminales Chipkit uC32
UART 1	0 (Rx) / 1 (Tx)
UART 2	39 (Rx) / 40 (Tx)
SPI	10 / 11 / 12 / 13
I²C	A4 (SCL) / A5 (SDA)
Digital I/O	0 - 41
Analógico I/O	A0 – A11

Tabla 4.2 - Terminales de protocolos de comunicación en ChipKit uC32.

Conexiones de Entrada/Salida

La tarjeta uC32 cuenta con 43 pines de entrada/salida (I/O) con un consumo máximo de corriente de 18mA en todos los pines digitales, aunque para mantener el voltaje de salida en rango estos son restringidos a 12mA, mientras que la corriente máxima obtenida a través de todos los pines de I/O de forma simultánea es de 200mA. El voltaje máximo que puede ser aplicado a los pines I/O es de 5.5V.

A continuación, en la Tabla 4.3 se enlistan los conectores utilizados en la tarjeta OBC y su conexión con la plataforma Chipkit uC32.

Tarjeta PCB	ChipKit uC32
J2	Alimentación (3V3, 5V0, GND, VIN)
J3	I/O analógicas (A0 - A11)
J4	I/O digitales (0-7) (26-31)
J5	I/O digitales (8-13) (34-41)
J6	Puertos SCL - SDA
KEY A/B	Pines de acceso a UART 1

Tabla 4.3 - Direcciones asociadas a los conectores en Tarjeta OBC.

4.4.2 Sensores de temperatura LM135

Tomando en cuenta parámetros tales como rangos de medición de temperatura, linealidad de operación y disponibilidad en el mercado, se opta por utilizar sensores basados en semiconductores para su uso en la tarjeta OBC. Dentro de esos sensores se encuentra la familia LMx35 de la marca **STMicroelectronics** y a continuación se presentan sus características principales en la Tabla 4.4.

Parámetro	LM135	LM235	LM335
Corriente (mA)		$I_R = 15$	$I_F = 10$
Temperatura de operación (°C)	-55 a +150	-40 a +125	-40 a +100

Tabla 4.4 - Características de sensores LMx35. [10]

Como se observa en la tabla anterior, el sensor **LM135** es el más indicado para cubrir el rango de temperaturas requeridas. Estos sensores cuentan con una salida lineal proporcional a la temperatura absoluta con un error típico de menos de 1°C en un rango de 100°C. Para su aplicación en el sistema SADM 1.2 se utiliza el empaque TO-92.

Con referencia en la hoja de datos de este sensor [10], en el LM135 la salida es calibrada a un voltaje de 10mV/°K, con corrientes de operación de 450uA a 5mA, por lo cual, tomando como referencia temperaturas máximas esperadas de -55°C (218.15°K) a +45°C (318.15°K), se puede calcular una salida de voltaje aproximada utilizando las siguientes ecuaciones:

$$V_{out} = \frac{T_{max} \times V_{cal}}{1^{\circ}K} = \frac{318.15^{\circ}K \times 0.01 V}{1^{\circ}K} = 3.181 V \dots\dots\dots(\text{Ecuación 1})$$

$$V_{out} = \frac{T_{min} \times V_{cal}}{1^{\circ}K} = \frac{218.15^{\circ}K \times 0.01 V}{1^{\circ}K} = 2.181 V \dots\dots\dots(\text{Ecuación 2})$$

Donde:

V_{out} – Voltaje de salida esperado [V]

T_{max} – Temperatura máxima [°K]

T_{min} – Temperatura mínima [°K]

V_{cal} – Voltaje de calibración (10mV/°K)

Así pues, para poder determinar el valor de la resistencia limitadora de corriente R1 mostrada en el arreglo de la Figura 4.5 se utiliza la siguiente ecuación:

$$R1 = \frac{V_{cc}-V_{max}}{i_{min}} = \frac{3.3V-3.18V}{450^{-6}A} = 266.6 \Omega \dots\dots\dots(\text{Ecuación 3})$$

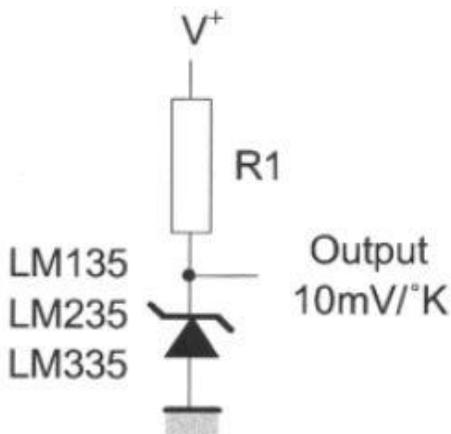


Figura 4.5 - Diagrama de arreglo para LM135. [10]

El valor comercial utilizado para la resistencia es de 330Ω . Uno de estos sensores es montado directamente en la tarjeta para poder obtener la temperatura al interior del sistema, mientras que los dos restantes se colocan en la estructura y su conexión se realiza mediante terminales de tornillo de 3.5mm. Estos sensores son alimentados con 3.3V utilizando las resistencias R1 – R3 de 330Ω como limitadores de corriente y conectados a entradas analógicas del Chipkit uC32.

La dirección de los pines utilizados por estos sensores respecto al bus PC/104 se muestra a continuación en la Tabla 4.5. El diagrama de conexión de los 3 sensores LM135 en la tarjeta OBC se muestra en la Figura 4.6, siendo el sensor LM135_2 el que se encuentra montado directamente sobre la tarjeta PCB.

Nombre	Dirección en PC/104	Dirección uC32
LM135_0	A30	A0
LM135_1	B30	A1
LM135_2	A29	A2

Tabla 4.5 - Direcciones asociadas a PC/104 de los pines analógicos en sensores LM135.

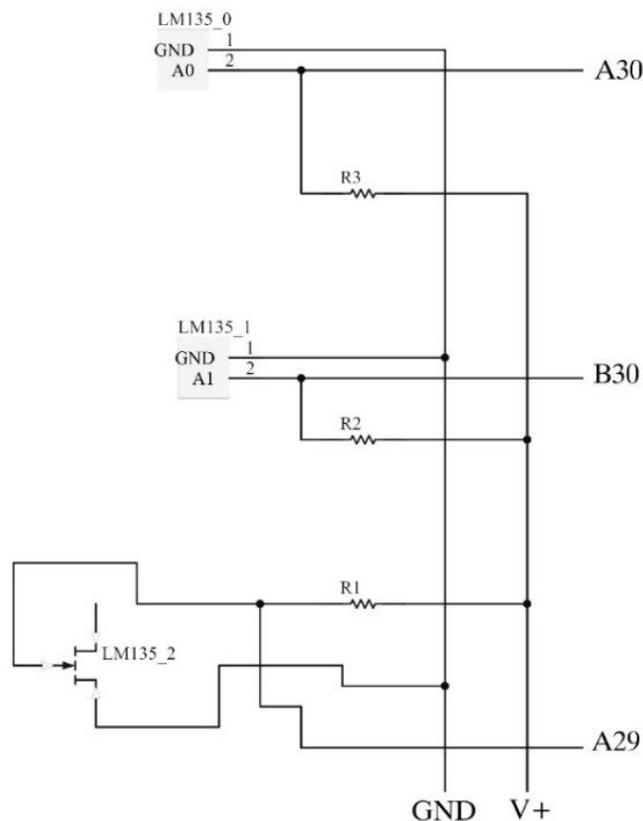


Figura 4.6 – Diagrama de conexión de sensores LM135 en la tarjeta OBC.

4.4.3 Unidad de medición inercial (IMU)

Para realizar la adquisición de datos inerciales tales como aceleración, velocidad angular y campo magnético se selecciona una Unidad de Medición Inercial (IMU) la cual contiene estos sensores en un mismo empaque.

Considerando parámetros como rangos de medición de aceleración, campo magnético, y velocidad angular, además de la temperatura de operación, costo y disponibilidad se elige el modelo **LSM9DS1** de la compañía **STMicroelectronics** integrado en un módulo desarrollado por la compañía **Sparkfun**, En la Figura 4.7 se muestra el diagrama de conexión de este módulo. Algunas características principales del dispositivo son [11]:

- Aceleración lineal con rangos de +-2 hasta +-16 g,
- Campo magnético con rangos de +-4 hasta +-16 gauss,
- Velocidad angular con rangos de +-245 hasta +-2000 dps,
- Salida de 16 bit,
- Voltaje de alimentación de 1.9V a 3.6V,
- Comunicación vía I2C / SPI,
- Funciones de posición y detección de movimiento,
- Temperatura de funcionamiento de -40 a +85 °C.

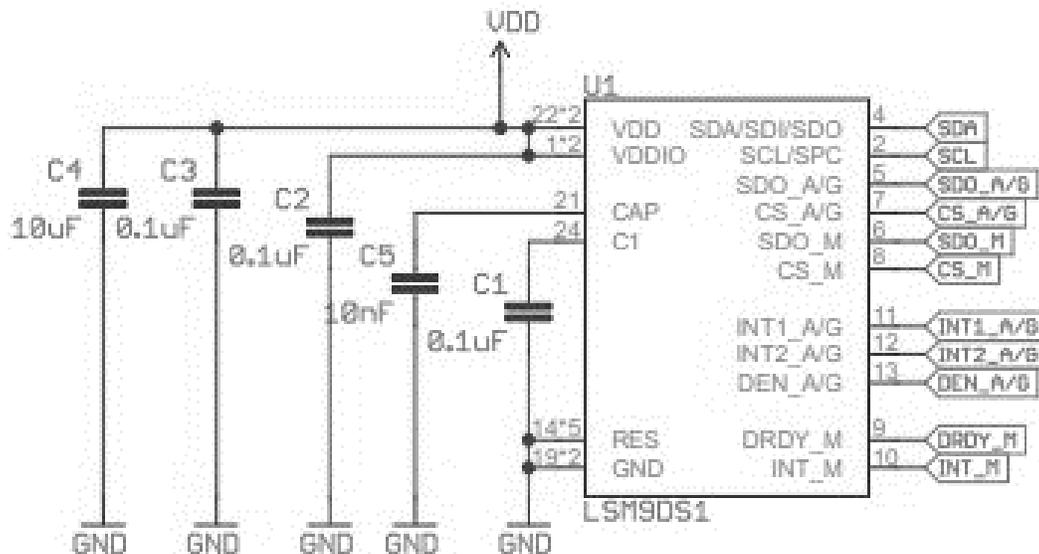


Figura 4.7 – Diagrama de conexión del módulo LSM9DS1. [12]

En la Figura 4.8 se muestran los ejes de referencia en a) aceleración, b) velocidad angular y c) campo magnético correspondientes al LSM9DS1.

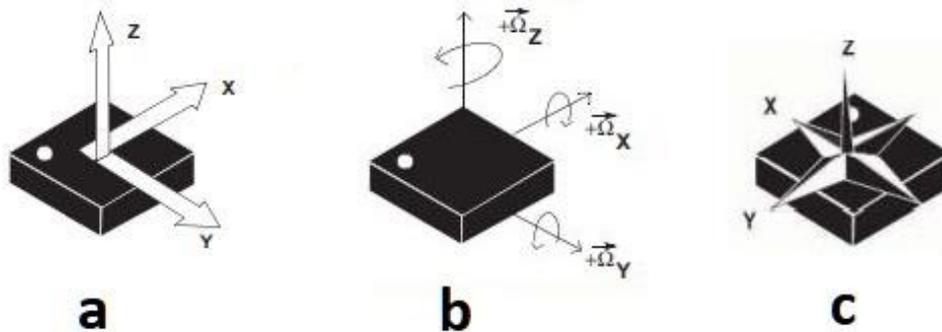


Figura 4.8 - Ejes de referencia para LSM9DS1. [12]

El módulo LSM9DS1 se encuentra a un costado de la tarjeta PCB fijado con tornillos plásticos. La orientación respecto a los ejes coordenados se muestra en la Figura 4.11. La comunicación se realiza mediante el protocolo I²C y es alimentado por 3.3V, en la Tabla 4.6 se muestra la relación de pines de la IMU con respecto al bus PC/104.

Pin LSM9DS1	Bus PC/104	Descripción
GND	A23	Tierra Común
VDD	A22	3.3V Alimentación
SDA	A3	Pin datos I ² C
SCL	B3	Pin reloj I ² C

Tabla 4.6 - Direcciones asociadas a bus PC/104 respecto a pines de la IMU.

4.4.4 Tarjeta de memoria uSD

La tarjeta de memoria a utilizar es del tipo uSD debido a su tamaño reducido, fácil accesibilidad, capacidad de almacenamiento, bajo costo y disponibilidad, esta es colocada en un conector **WR-CRD** tipo “push & push” de la marca **Würth Electronic**, el cual soporta hasta 10,000 ciclos y temperaturas de -25⁰C a +85⁰C [13]. Este es instalado directamente sobre la tarjeta PCB para evitar cualquier posible falso contacto durante el vuelo debido a las posibles vibraciones presentadas, la Figura 4.9 muestra un diagrama dimensional de este conector.

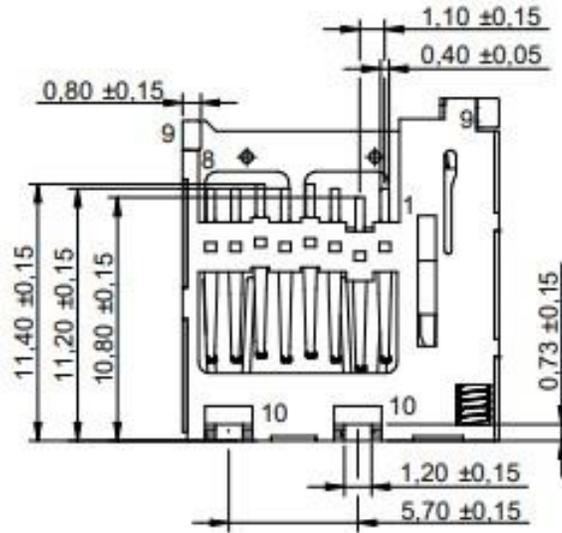


Figura 4.9 – Diagrama dimensional en mm del conector Würth WR-CRD. [14]

Para la tarjeta uSD se cuenta con 8 pines de conexión, de los cuales se utilizan las direcciones del protocolo de comunicación SPI y un voltaje de 3.3V de alimentación, en la Figura 4.10 se muestra el diagrama de conexión de este en la tarjeta PCB, mientras que la dirección de los pines respecto al bus PC/104 se muestra en la Tabla 4.7.

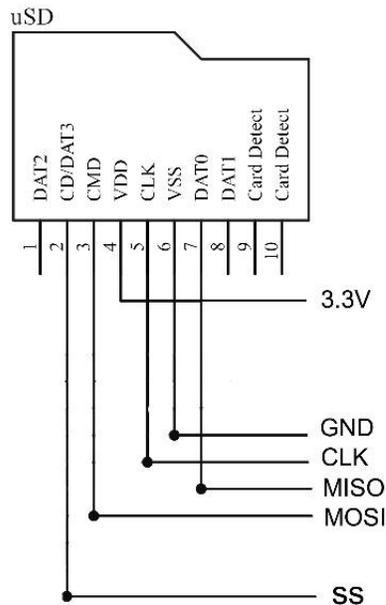


Figura 4.10 – Diagrama de conexión de la tarjeta uSD en la tarjeta OBC.

Pin uSD	Bus PC/104	Descripción
DAT2	N/C	Sin conexión
CD/DAT3	A6	SS - SPI
CMD	B6	MOSI - SPI
VDD	B2	3.3 V Alimentación
CLK	B5	CLK - SPI
VSS	A4	Tierra común
DAT0	A5	MISO - SPI
DAT1	N/C	Sin conexión

Tabla 4.7 - Dirección de pines de la tarjeta uSD respecto al bus PC/104.

4.4.5 Tarjeta PCB

Como se muestra en la Figura 4.11, la tarjeta PCB contiene como elemento central la computadora a bordo Chipkit uC32 (mostrada en amarillo) la cual se conecta mediante los conectores J2 a J6 y es alimentada mediante el conector J-AL, el puerto de comunicación UART-1 se conecta a las terminales KEY A y a su vez al conector KEY B (en turquesa), los cuales se disponen para tener fácil acceso a este puerto.

En rojo se muestra la unidad de medición inercial LSM9DS1, en azul el conector de la tarjeta uSD y en verde las conexiones para los sensores de temperatura LM135. El diagrama esquemático de la tarjeta OBC se puede consultar en el **Apéndice A**.

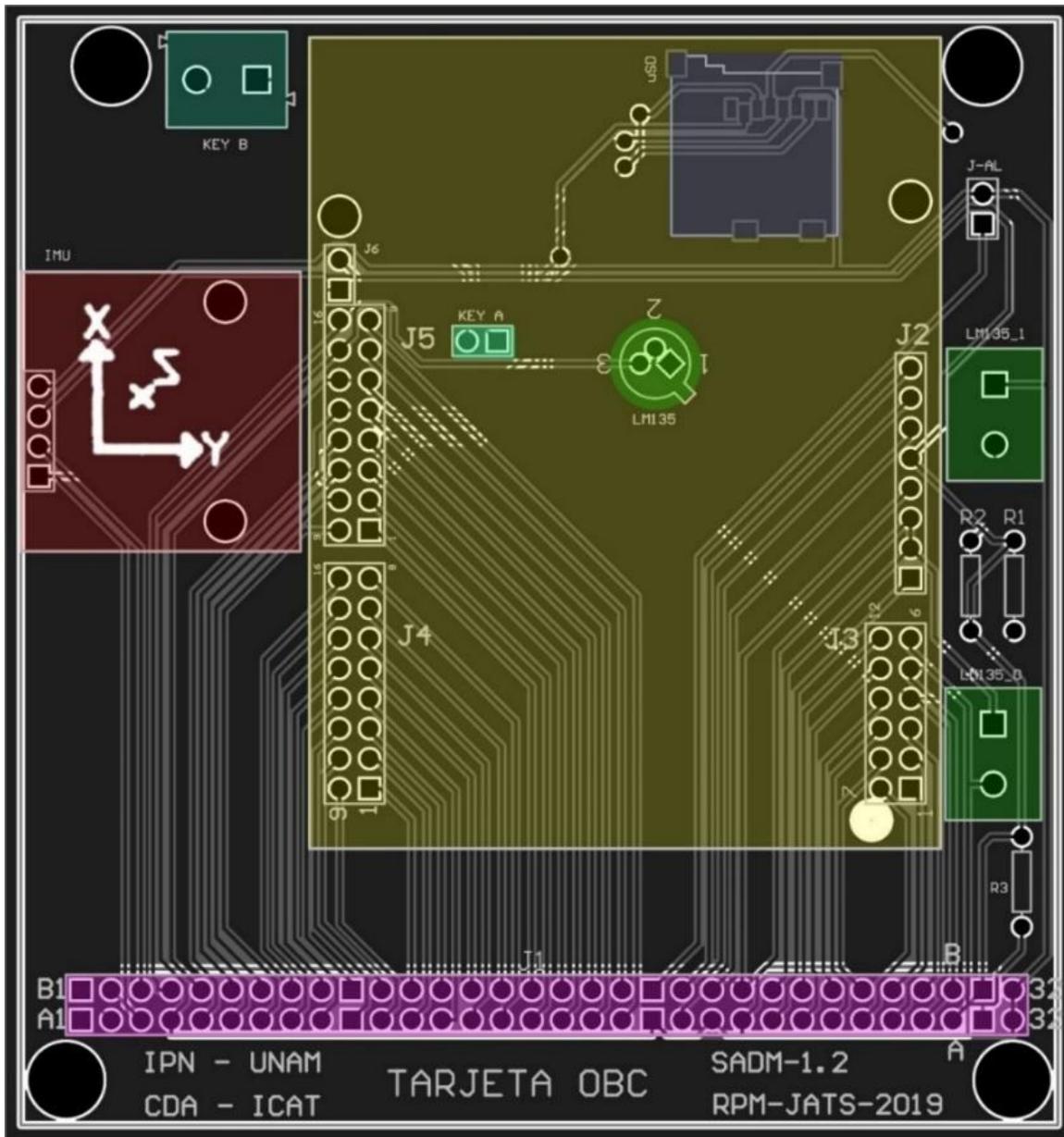


Figura 4.11 – Distribución de elementos en tarjeta OBC.

4.5 Tarjeta de sensores y periféricos

Esta tarjeta PCB está integrada por un sensor de campo magnético triaxial, un sensor de temperatura RTD conectado al exterior, en conjunto con una etapa de acondicionamiento para poder convertir su señal analógica a digital, así como el módulo GPS y una conexión externa para tener acceso al puerto de comunicación UART-2.

Además de los sensores, en la tarjeta PCB se incluye un área de conexiones de uso general distribuida en 102 conectores, así como pines de comunicación y alimentación disponibles para poder acoplar elementos externos y así tener flexibilidad de uso en diversos vuelos de prueba, dentro de esta sección se incorpora el sensor de presión atmosférica.

4.5.1 Magnetómetro

Para la selección del sensor de campo magnético terrestre se toman en cuenta características como rango y sensibilidad de medición, disponibilidad y rangos de operación, así pues, se elige el magnetómetro **MAG3110** de **Xtrinsic**, el cual cuenta con una capacidad de medición de $\pm 1000\mu\text{T}$, sensibilidad de $0.10\mu\text{T}$, un ciclo de salida de datos de 80Hz (12.5ms), temperatura de operación de -40 a $+85\text{ }^\circ\text{C}$ y es compatible con la interfaz I^2C [15]. En la Figura 4.12 se muestra la designación de pines y la orientación del chip respecto a los ejes coordenados.



Figura 4.12 – Pines y orientación del MAG3110. [15]

El circuito correspondiente al magnetómetro MAG3110 se encuentra montado directamente en la PCB mediante elementos de montaje superficial (SMD) incluidos capacitores cerámicos de desacople C4 – C8 y las resistencias limitadoras de corriente R5 y R6 para las señales del protocolo de comunicación I^2C . El diagrama de conexión de este circuito se muestra en la Figura 4.13, mientras que en la Tabla 4.8 se enlista la relación de los pines de conexión con el bus PC/104.

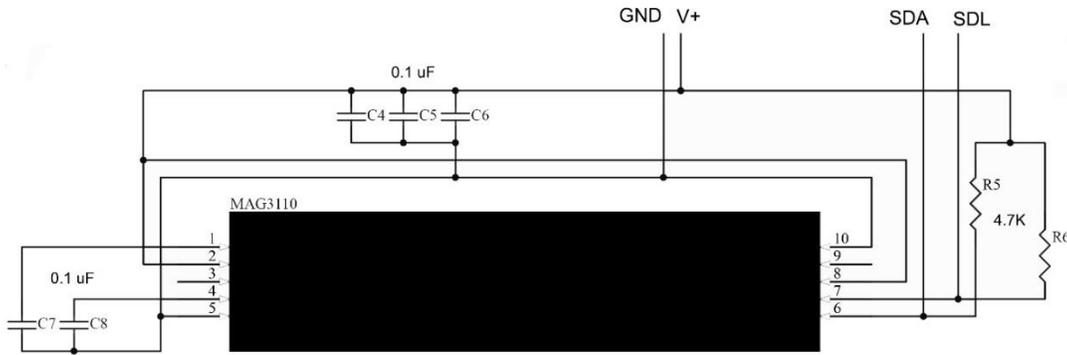


Figura 4.13 - Diagrama de conexión del circuito correspondiente al magnetómetro MAG3110.

Pin	Nombre	Bus PC/104	Descripción
1	Cap-A	NC	Capacitor 100nF
2	VDD	B2	Voltaje 3.3V
3	NC	NC	No conectado
4	Cap-R	NC	Capacitor 100nF
5	GND	A4	Tierra
6	SDA	B3	I2C Serial Data
7	SCL	A3	I2C Serial Clock
8	VDDIO	B2	Voltaje 3.3V
9	INT 1	NC	No conectado
10	GND	A4	Tierra

Tabla 4.8 - Pines de MAG3110 asociados a bus PC/104.

4.5.2 Sensor de presión atmosférica

Tomando en cuenta los parámetros antes mencionados de presión atmosférica y temperatura esperados durante el vuelo, así como la disponibilidad y costo se elige el módulo integrado **MPL3115A2** de la marca **Sparkfun**, el cual realiza lecturas directas compensadas de presión (Pa) y altitud (m) de 20 bit, con rango de 20 kPa a 110kPa, una resolución mínima de 0.25Pa, un convertidor ADC de 24 bit, una temperatura de trabajo de -40°C a +85°C, voltaje de operación de 1.95V a 3.6V e interfaz de comunicación vía I²C [16]. A continuación, en la Figura 4.14 se muestra el diagrama de conexión del módulo.

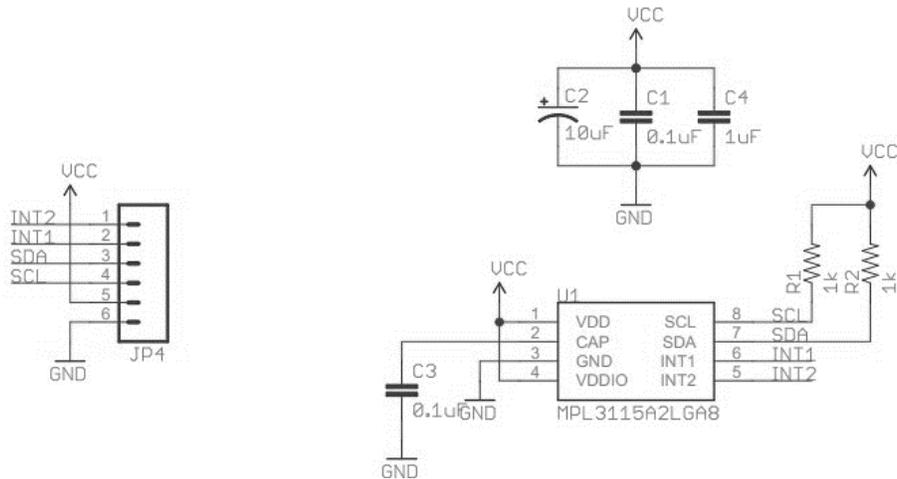


Figura 4.14 – Diagrama de conexión del módulo MPL3115A2. [17]

4.5.3 Módulo GPS

Algunas de las características de selección para este módulo incluyen la sensibilidad de rastreo, bajo nivel de consumo, número de canales, altitud máxima, así como su disponibilidad en el mercado y costo, por lo cual se utiliza es el **GP-735** de la marca **ADH Technology**, el cual es un módulo compacto (en la Figura 4.15 se muestran las dimensiones del mismo) y con las siguientes características principales [18]:

- Antena integrada con conector para uso de antena externa,
- Comunicación vía interfaz UART,
- Sensibilidad de rastreo de hasta -162dBm y adquisición de -148dBm,
- Bajo consumo de energía con 37mA nominal,
- 56 canales, frecuencia L1 de 1Hz hasta 10Hz,
- Altitud máxima de 50,000m,
- Temperatura de operación de -40 hasta +85 °C.

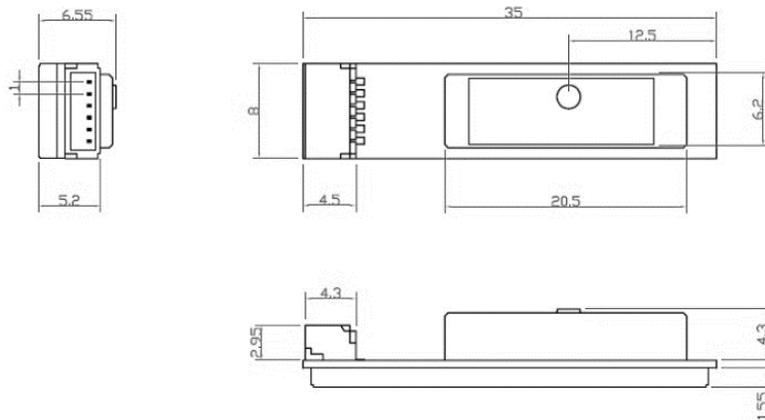


Figura 4.15 – Diagrama dimensional en mm del módulo GP-735. [18]

El módulo **GP-735** se comunica con el sistema mediante un conector de 4 pines, utilizando un voltaje de alimentación de 3.3V y comunicación asíncrona mediante el uso del puerto UART-2. Adicionalmente se incluye un conector en la tarjeta para poder tener fácil acceso a los pines de conexión de este puerto. Las conexiones del módulo asociadas al bus PC/104 se muestran a continuación en la Tabla 4.9.

Pin (GP-735)	PC/104	I/O
1 (GND)	A4	Entrada
2 (VCC)	B2	Entrada
3 (TX)	A18	Salida
4 (RX)	B19	Entrada

Tabla 4.9 - Pines de GP-735 asociados a bus PC/104.

4.5.4 Sensor de temperatura RTD

Este tipo de sensores son utilizados debido a su alta linealidad, así como el rango de temperaturas que soportan, entre los diferentes tipos de materiales utilizados se encuentran platino, cobre y níquel. En la Figura 4.16 se muestra una gráfica de resistencia contra temperatura para los diferentes materiales antes mencionados, donde el platino presenta una mejor respuesta en linealidad respecto al incremento de resistencia respecto a la temperatura.

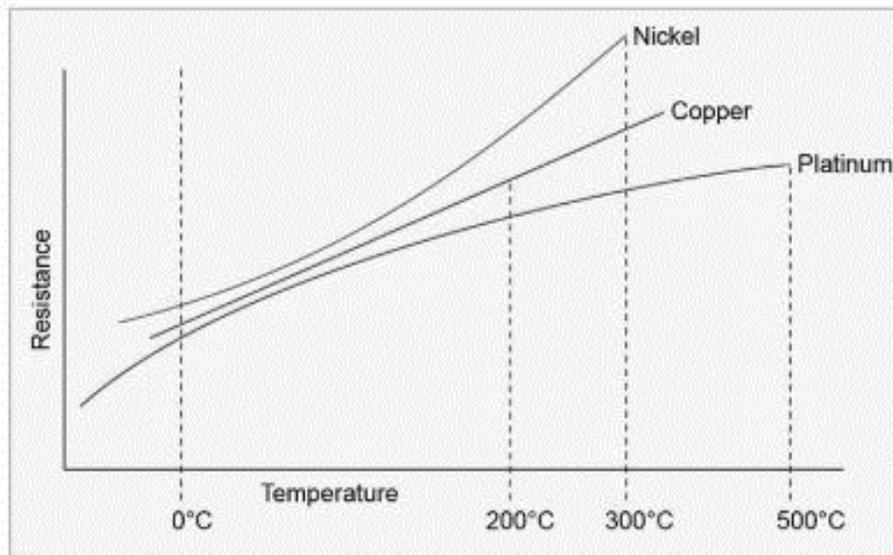


Figura 4.16 – Gráfica de resistencia contra temperatura de diferentes materiales utilizados en RTD. [19]

Así pues, se opta por utilizar el RTD de platino **PT100** de la marca **Omega**, con una resistividad conocida de 100Ω a 0°C , acorde a el estándar establecido por el Instituto Alemán de Normalización (DIN), el cual especifica un coeficiente de temperatura de $0.00385 \Omega/\Omega/^\circ\text{C}$ en el tipo de tolerancia DIN Clase A, con una variación de $\pm 0.06\%$ Ω a 0°C [20]. En la Figura 4.17 se muestra una gráfica de precisión contra temperatura según los diferentes tipos de clases.

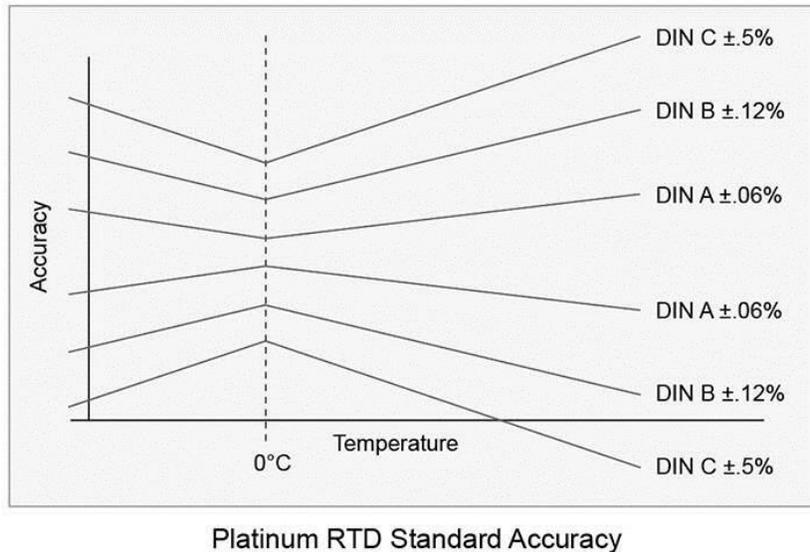


Figura 4.17 – Gráfica de precisión contra temperatura según las clases DIN. [19]

4.5.4.1 Acondicionamiento de señal

La señal de salida del RTD debe ser acondicionada antes de ser procesada por la computadora a bordo, por ello se requiere de un convertidor de señal analógica a digital. Para esto se elige al convertidor **MAX31865** de la empresa **Maxim Integrated**, el cual tiene como características principales [21]:

- Manejo de RTDs con resistencias desde 100Ω a $1\text{k}\Omega$ a 0°C ,
- Compatible con sensores de 2 a 4 conectores,
- Interface de comunicación SPI,
- Resolución de 15 bit de conversión analógica – digital,
- Tiempo de conversión máximo de 21ms,
- Rango de temperatura de operación de -65°C a 150°C .

Este circuito es montado directamente sobre la tarjeta con elementos SMD. Como se muestra en el diagrama de conexión de la Figura 4.18, el circuito consta de las resistencias R2, R3 y R4 como limitadores de corriente, la resistencia de referencia R1 y los capacitores cerámicos de desacople C1 – C3.

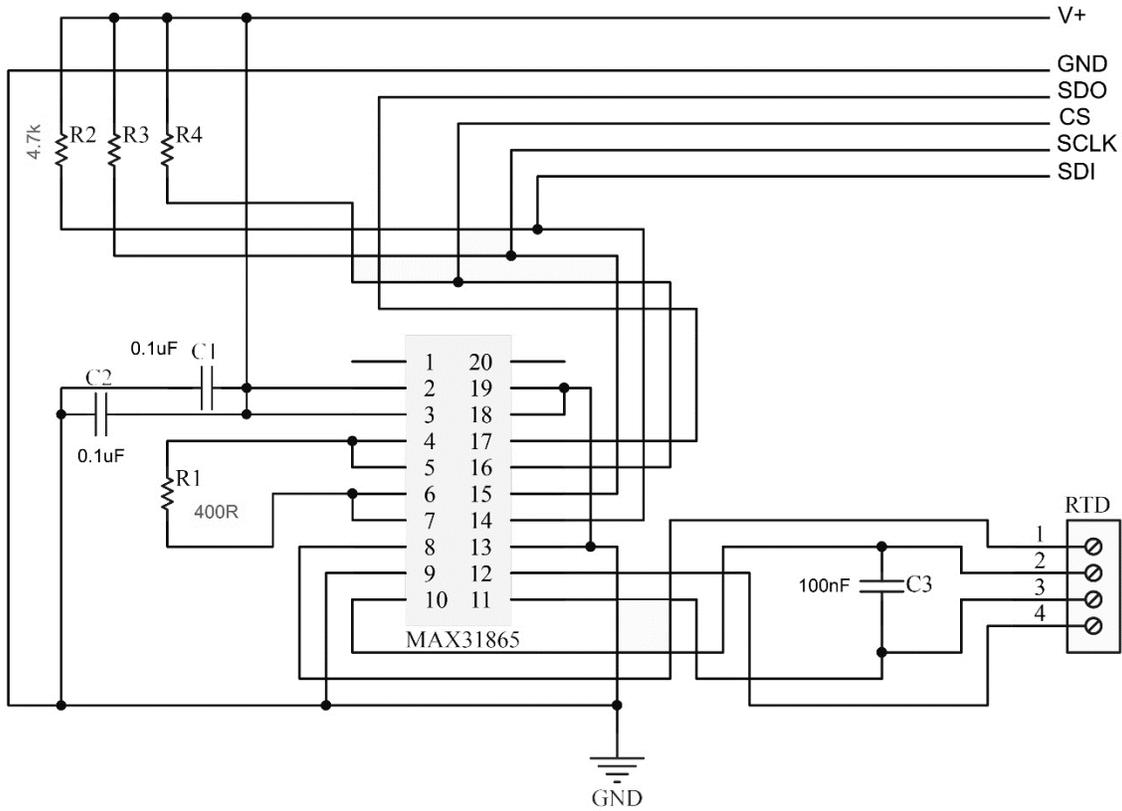


Figura 4.18 - Diagrama de conexión del circuito MAX31865 en conjunto con RTD.

Las direcciones de los pines del MAX31865 en relación con el bus PC/104 se muestran a continuación en la Tabla 4.10.

MAX31865	Bus PC/104	Descripción
1 (N/C)	N/C	Sin conexión
2 (DVDD)	B2	Voltaje de alimentación digital
3 (VDD)	B2	Voltaje de alimentación analógico
4 (BIAS)	--	Voltaje de referencia (a R1)
5 (REFIN+)	--	R1
6 (REFIN-)	--	R1
7 (ISENSOR)	--	R1
8 (FORCE+)	--	PIN 1 RTD
9 (FORCE2)	A4	Tierra
10 (RTDIN+)	--	PIN 2 RTD
11 (RTDIN-)	--	PIN 3 RTD
12 (FORCE-)	--	PIN 12 RTD
13 (GND2)	A4	Tierra
14 (SDI)	B6	Serial Data Input
15 (SCLK)	B5	Serial Clock
16 (CS)	B7	Chip Select
17 (SDO)	A5	Serial Data Output
18 (DGND)	A4	Tierra
19 (GND)	A4	Tierra
20 (N/C)	N/C	Sin conexión

Tabla 4.10 - Pines de MAX31865 asociados al bus PC/104.

4.5.5 Tarjeta PCB

La Figura 4.19 muestra la tarjeta PCB con el acomodo y orientación de los elementos descritos previamente. En turquesa se muestra el magnetómetro MAG3110 marcado con los ejes de orientación, en naranja el acondicionador MAX31865, en rojo el conector dedicado al módulo GPS, así como pines de conexión para acceso al puerto UART 2 en amarillo, en magenta el sensor de presión MPL3115 y en rosa el conector para el sensor RTD.

Los pines de conexión disponibles para el área de uso general (mostrada en azul) incluyen conexiones a los protocolos de comunicación I²C y SPI, así como acceso a entradas analógicas y alimentación eléctrica, en la Tabla 4.11 se describen las direcciones de estos pines respecto al bus PC/104. El diagrama esquemático completo de esta tarjeta es mostrado en el **Apéndice B**.

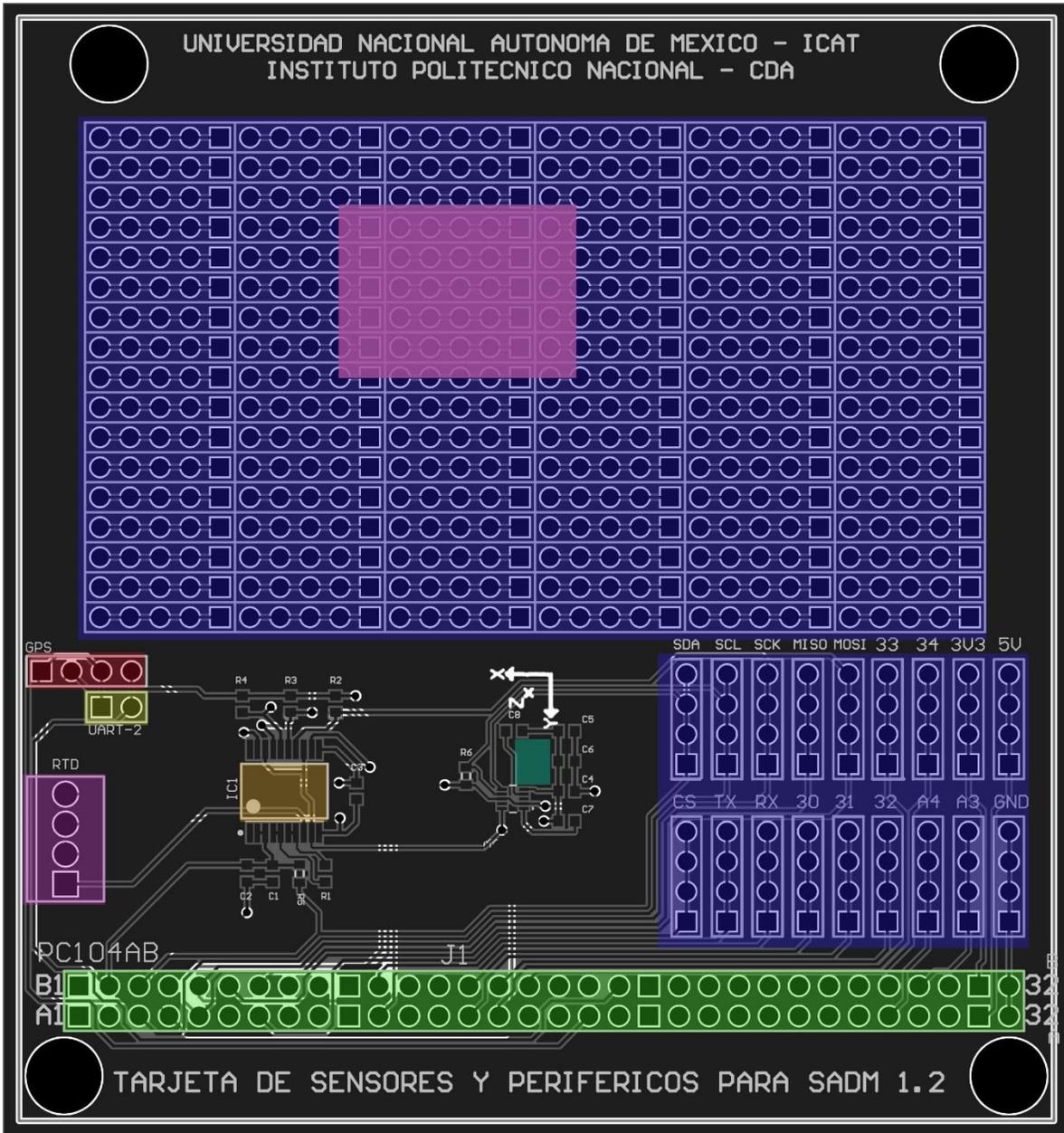


Figura 4.19 - Tarjeta PCB de sensores y periféricos para SADM 1.2.

Pin	Dirección PC/104
SDA	B3
SCL	A3
SCK	B5
MISO	A5
MOSI	B6
33	A15
34	B16
3V3	B31
5V0	A31
CS	A7
TX	B11
RX	A11
30	B14
31	A14
32	B15
A4	A28
A3	B29
GND	A32

Tabla 4.11 - Dirección de pines de uso general respecto al bus PC/104.

4.6 Tarjeta de alimentación eléctrica

Esta tarjeta contiene el banco de alimentación que provee de energía eléctrica al sistema y se conforma por un arreglo en serie de 6 baterías AA dispuestas en una base de plástico montada en la tarjeta PCB mediante 2 sujetadores plásticos. En la gráfica de la Figura 4.20 se encuentra una comparación de una batería de litio contra una alcalina en términos de descarga continua (mA) contra capacidad (mAh).

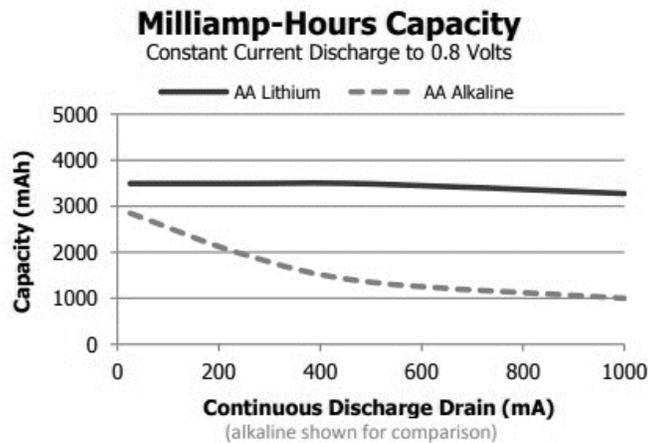


Figura 4.20 – Gráfica de capacidad mAh en baterías de litio y tipo alcalina. [22]

Al obtener una mayor capacidad de descarga respecto a la batería alcalina, además de tener una temperatura de operación aceptable dentro de los rangos requeridos es que se elige el uso de baterías de litio **Ultimate Lithium** de la marca **Energizer**, las cuales cuentan con las siguientes características [22]:

- Voltaje nominal de 1.5V,
- Temperatura de operación de -40°C a +60°C,
- Peso de 15g,
- Descarga máxima de 2.5 A continuos.

Para poder obtener un voltaje de entrada $V+$ suficiente para energizar la plataforma se usan 6 baterías en un arreglo serie, para lo cual se utiliza una base plástica como la mostrada en la Figura 4.21. Adicionalmente se añade un interruptor general de un polo - un tiro, SPST (Single Pole Single Throw, por sus siglas en inglés).



Figura 4.21 - Base plástica para el arreglo de baterías AA.

4.6.1 Tarjeta PCB

La ubicación y orientación del banco de baterías en la tarjeta PCB se muestra en la Figura 4.22 en color rojo, con 4 barrenos dispuestos a los costados para los sujetadores plásticos, la conexión de las terminales en H1 se muestra en azul, las terminales para el interruptor general SW se muestran en verde y el bus PC/104 en amarillo.

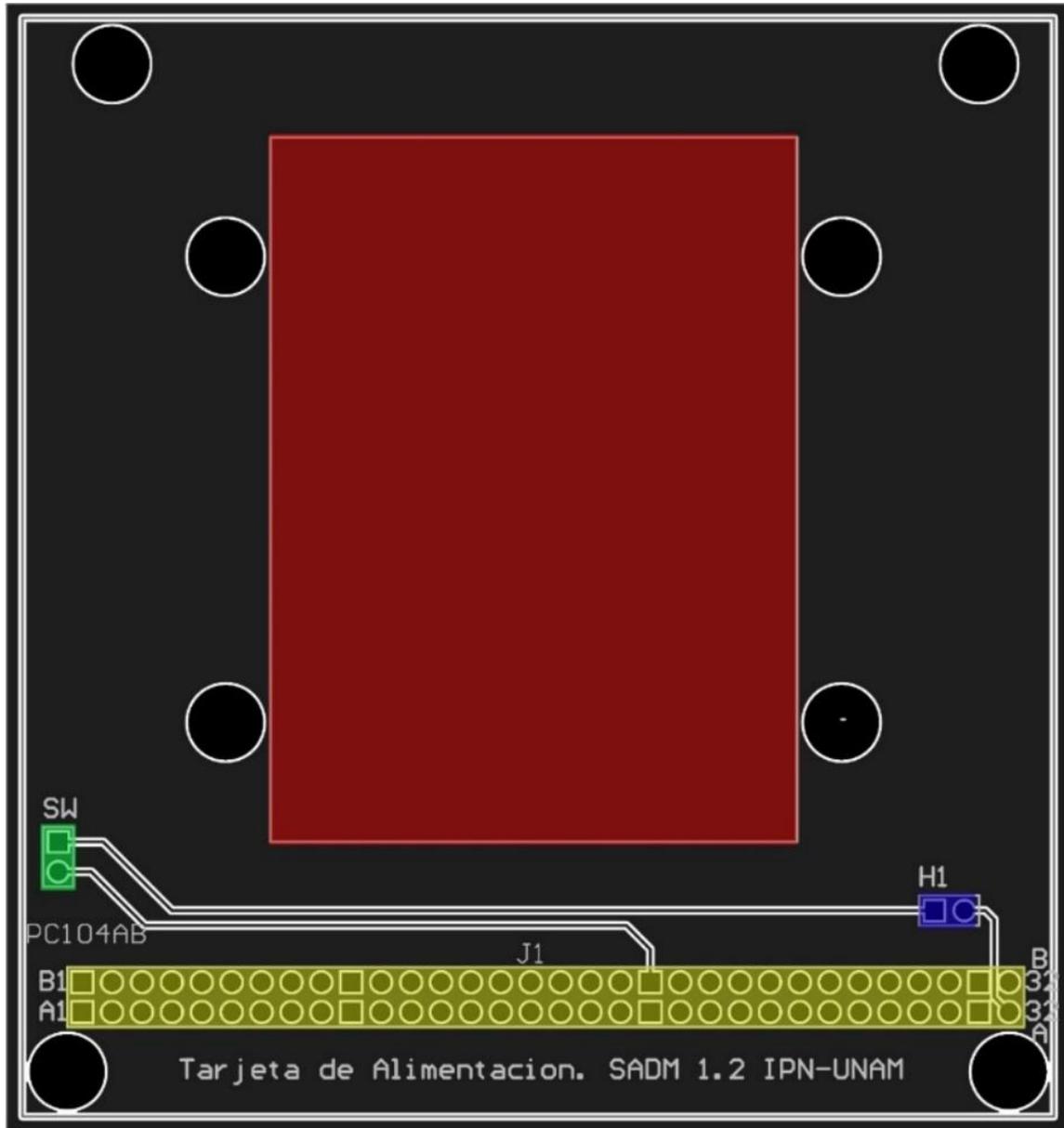


Figura 4.22 - Distribución de los elementos que constituyen la tarjeta de alimentación.

4.7 Integración del hardware

Las tarjetas que constituyen al sistema son conectadas entre sí mediante el bus PC/104, a través del cual se realiza el suministro de energía y comunicaciones, son apiladas utilizando separadores como soporte estructural. Este arreglo es suspendido mediante resortes metálicos a la estructura de aluminio del módulo que hospedará al sistema durante el vuelo. En la Figura 4.23 se muestra un esquema de la ubicación de los elementos del sistema, distribuidos en la estructura.

Algunos de los elementos del sistema se encuentran ubicados en diferentes puntos de la estructura dependiendo su función. En un costado es montado un interruptor de palanca mediante el cual se energiza al sistema, mientras que en la parte superior de la estructura se encuentra el módulo GPS con el fin de ampliar la exposición de enlace en su antena, además se encuentra uno de los sensores LM135 para poder obtener registro de la temperatura al interior del módulo.

El sensor RTD se encuentra ubicado al exterior de la plataforma con el objetivo de obtener mediciones de los cambios de temperatura ambiental durante el vuelo. Estos elementos externos son conectados mediante bornes de tornillo ubicados en las tarjetas PCB.

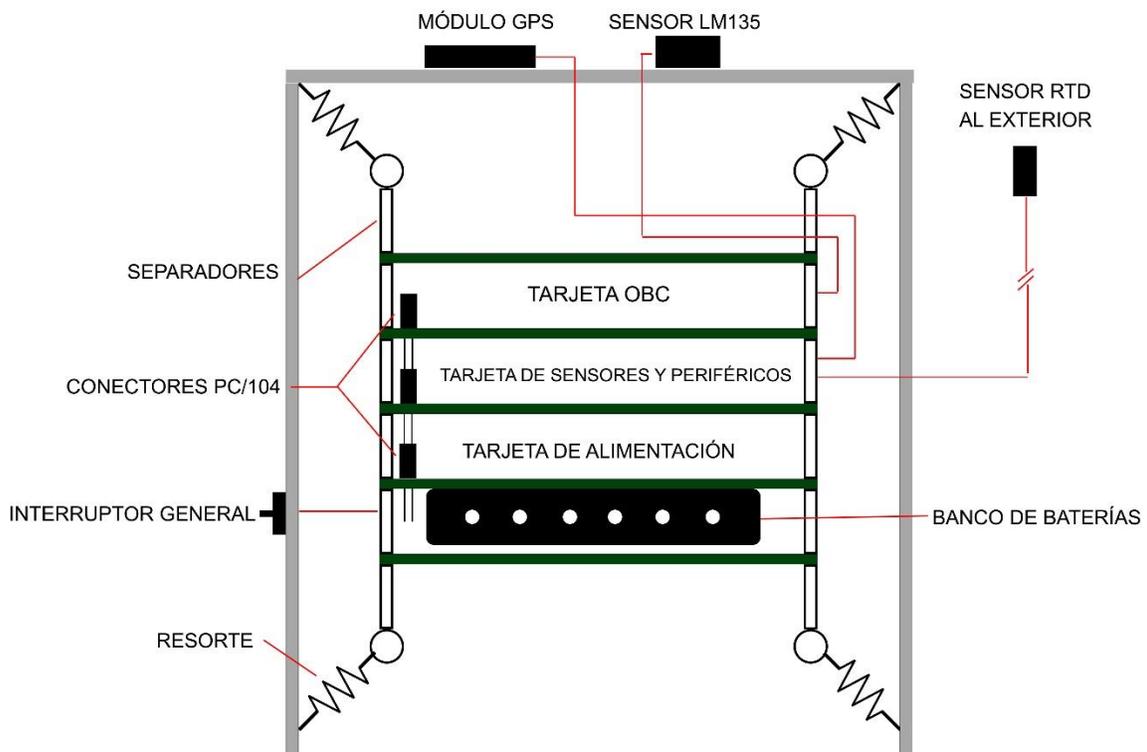


Figura 4.23 – Posicionamiento de los elementos del sistema SADM 1.2 al llevar a cabo la integración del hardware.

4.8 Integración del firmware

El conjunto de instrucciones necesarias para poder llevar a cabo las tareas requeridas en el sistema SADM es desarrollado a través del entorno de programación MPIDE (Multi Platform Integrated Development Environment, por sus siglas en inglés) el cual es una extensión del entorno de desarrollo propio de la plataforma comercial de código abierto Arduino, lo cual facilita el uso de diversas librerías al ser compatibles en ambas plataformas.

La estructura del programa de control a bordo está basada en el uso del administrador de tareas propio de la plataforma ChipKit, a continuación, en la Figura 4.24 se muestra un diagrama del proceso llevado a cabo por el firmware.

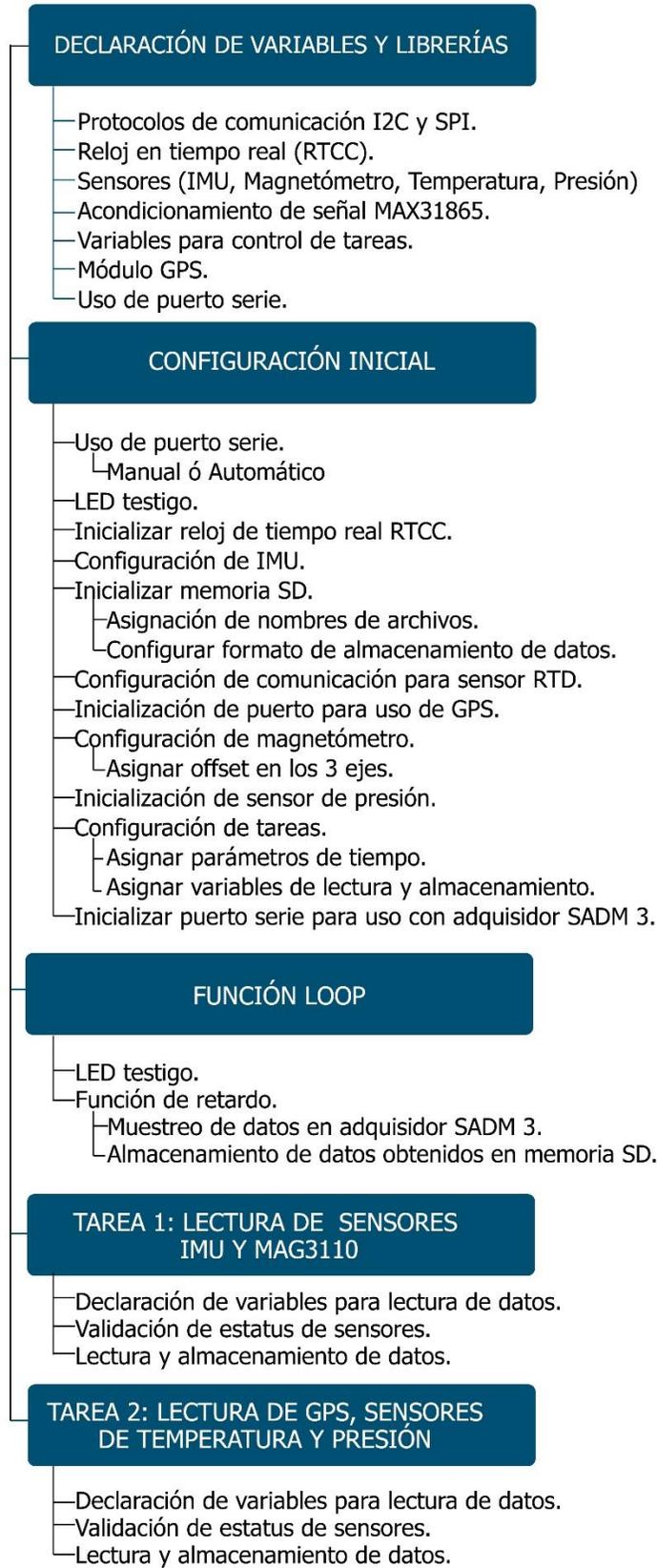


Figura 4.24 – Diagrama de distribución de firmware para el sistema SADM 1.2.

El código fuente utilizado en el sistema SADM 1.2 durante el vuelo CSM-2018-A se encarga de llevar a cabo la adquisición de datos de los sensores a bordo LM135, RTD100, LM9DS1, MAG3110, MPL3115A2 y el receptor GPS GP-735, así como los datos obtenidos por parte de un adquisidor externo denominado SADM 3, dependiendo de los diferentes tiempos de muestreo asociados a cada uno, todo esto basado en un esquema de intervalos predefinidos mediante el uso de un reloj de tiempo real (RTCC), almacenando la información obtenida en cada lectura en una memoria SD.

4.8.1 Declaración de variables y librerías

Al inicializar el programa se llevan a cabo las definiciones de las variables y librerías necesarias para el funcionamiento del mismo. En este apartado se define el uso de un LED (light-emitting diode, por sus siglas en inglés) testigo integrado en la tarjeta Chipkit, se declaran las variables asociadas a los sensores de temperatura LM135 (**T1**, **T2** y **T3**), el sensor RTD (**rtd0**) y el sensor de presión (**Patm**), además de la librería y variables para el uso del reloj en tiempo real RTCC.

También en este apartado se declara el uso de las librerías para los protocolos de comunicación (**Wire** y **SPI**) utilizados por los periféricos en el sistema, así como las definiciones iniciales de estos; en el caso de la IMU se incluyen las direcciones de lectura (**0x6B**) para el acelerómetro y giróscopo y (**0x1E**) para el magnetómetro según la hoja de datos del sensor LSM9DS1 [23], además de la declinación magnética correspondiente a la ciudad de León, Guanajuato de 5.37° [24] lugar donde se lleva a cabo el vuelo CSM-2018-A.

```
#include <Wire.h>
#include <SPI.h>
#include <SparkFunLSM9DS1.h> // ***** Definiciones para el uso de la IMU LSM9DS1
LSM9DS1 imu;
#define addressAyG 0x6B //1101011b, direccion I2C 7bit Acelerometro+Giroscopio LMS9DS1
#define addressMag 0x1E //0011110b, direccion I2C 7bit Magnetometro LMS9DS1
#define DECLINATION 5.37 // Declinacion Leon
```

Posteriormente se declara el uso de la librería para la memoria SD, donde se asigna el pin 10 (**A6**) para su uso en el protocolo de comunicación SPI y se asignan los nombres de los archivos para almacenamiento correspondientes a sensores (**nArch**), el receptor GPS (**nArchGPS**) y los datos obtenidos por el adquisidor SADM 3 (**nArchS3**).

```

#include <SD.h> // ***** Definiciones para el uso de la memoria SD *****
#define CS_SD 10 // Pin SS por default
File archSens; // Manejador de archivo para sensores
char nArch[14]; // Nombre del archivo para datos de los sensores
File archGPS; // Manejador de archivo para GPS
char nArchGPS[14]; // Nombre del archivo para datos del GPS
File archS3; // Manejador de archivo para almacenamiento de SADM3
char nArchS3[14]; // Nombre del archivo para almacenamiento de SADM3

```

seguido de las librerías para el uso del RTD mediante el acondicionador de señal MAX31865 donde se define el valor de la resistencia de referencia **Rref = 400 Ω** y el pin (**9**) para su uso con el protocolo de comunicación SPI. Posteriormente se declara el uso de librerías para el receptor GPS GP-735 y el magnetómetro MAG3110.

Después de esto se encuentran las definiciones de variables para el control de las tareas que se llevarán a cabo, estas se dividen en dos respecto a las velocidades de lectura de los periféricos asignados, siendo el sensor de campo magnético y la unidad de medición inercial los que requieren una alta tasa de muestreo (**fSensor_id**), mientras que la lectura de los sensores de temperatura, presión y los datos del GPS requieren una tasa de muestreo baja (**fGPS_id**).

Por último, se realizan las definiciones para la comunicación con el puerto serie del adquirente de datos externo SADM 3 asignando los pines RX= 36 (**B17**) y TX= 38 (**B18**) así como la librería para el uso del sensor de presión MPL3115A2.

```

int fSensor_id; // Variables para el control de la tarea de sensores (IMU, MAG)
int fGPS_id; // Variables para el control de la tarea del GPS y Temp
unsigned long fSens_var; // Variable de paso para la función de los sensores
unsigned long fGPS_var; // Variable de paso para la función del GPS

#include <SoftwareSerial.h> // Definiciones para el uso del puerto serie para comunicación SADM3
SoftwareSerial SerialS3(36, 38); // RX=36(B17), TX=38(B18)

```

4.8.2 Configuración inicial

En esta función se establecen las condiciones iniciales de los elementos involucrados en el programa. Para el puerto serie se establece una velocidad de transmisión de **115,200** bits por segundo y la opción de configurar los datos iniciales de manera manual por el usuario o de manera autónoma si no existe respuesta después de 10 segundos.

Después se inicializa el reloj de tiempo real en donde, si la configuración inicial fue dada de manera manual, el usuario introduce los datos de fecha y hora actual en formato **AA-MM-DD y HH-MM-SS** respectivamente. En caso de que la configuración inicial sea autónoma, el sistema asigna valores establecidos para la fecha y hora estimada del vuelo CSM-2018-A (**21/04/18 – 9:00**).

```

    {
        Serial.println("> Introduce fecha:   (formato: AA MM DD)");
        while (!Serial.available()) {}
        fa=Serial.parseInt();
        fm=Serial.parseInt();
        fd=Serial.parseInt();
    } while (fa<0 || fa>99 || fm<1 || fm>12 || fd<1 || fd>31);
Serial.println("");
do      // Definición de hora actual
    {
        Serial.println("> Introduce hora:   (formato: hh mm ss)");
        while (!Serial.available()) {}
        hh=Serial.parseInt();
        hm=Serial.parseInt();
        hs=Serial.parseInt();
    } while (hh<0 || hh>23 || hm<0 || hm>59 || hs<0 || hs>59);
rv.setValidity(RTCC_VAL_MAN); // fecha/hora inicializada por configuracion manual
}
else
    {
        fa=18;
        fm=04;
        fd=21;
        hh=9;
        hm=0;
        hs=0;
        rv.setValidity(RTCC_VAL_NOT); // fecha/hora inicial fija
    }
}

```

Posteriormente se realiza la configuración de los periféricos iniciando con la unidad de medición inercial IMU, donde se incluye la asignación del protocolo I2C y las direcciones para el uso del magnetómetro (**addressMag**) así como el giróscopo y acelerómetro (**addressAyG**).

En la inicialización de la tarjeta de memoria SD se lleva a cabo una validación de acceso a la misma y, si el usuario ingresó datos de forma manual, se incluyen estos a los archivos que almacenarán los datos de alta frecuencia (**nArch**), baja frecuencia (**nArchGPS**) y aquellos obtenidos por el adquirente externo SADM 3 (**nArchS3**), en cambio si la configuración inicial se realizó de manera autónoma, se asignan valores fijos a estos archivos.

```

if (ptoSerie) {
    sprintf ( nArch,"D%02d%02d%02d.txt", // Formato de nombres de archivo con fecha
            rv.year(),
            rv.month(),
            rv.day() );
    sprintf ( nArchGPS,"G%02d%02d%02d.txt",
            rv.year(),
            rv.month(),
            rv.day() );
    sprintf ( nArchS3,"S%02d%02d%02d.txt",
            rv.year(),
            rv.month(),
            rv.day() );
}
else {
    sprintf ( nArch,"Datos.txt"); // Nombres de archivo fijo
    sprintf ( nArchGPS,"GPS.txt");
    sprintf ( nArchS3,"SADM3.txt");
}

```

Después se crea el archivo para el almacenamiento de los datos obtenidos por los sensores (**archSens**), posteriormente se crea el archivo correspondiente a los datos de GPS, temperatura y presión (**archGPS**) con un acomodo de datos determinado y por último se crea el archivo correspondiente a los datos recibidos por parte del adquirente externo SADM 3 (**archS3**), incluyendo mensajes de validación de configuración o error en los mismos.

```

archGPS = SD.open(nArchGPS, FILE_WRITE); // Crea archivo para datos de GPS, T y P
if (archGPS) {
    Serial.print("Archivo de datos del GPS configurado: ");
    Serial.println(nArchGPS);
    archGPS.print("\nToma de datos iniciada: ");
    archGPS.println(fecha(1));
    archGPS.println("Sats HDOP Latitude Longitude Fix Date Time Date Alt Chars Sentences Checksum Hora");
    archGPS.println(" (deg) (deg) Age Age (m) RX RX Fail Sistema");
    archGPS.println("-----|-----");
    archGPS.close();
} else
    Serial.println("*** Error al crear archivo de datos de GPS ***");

```

Para la configuración inicial del sensor RTD se establece una conexión a 2 hilos (**2wire**), para la comunicación del puerto serie con el GPS se establece una velocidad de **9,600** bits por segundo, mientras que para el magnetómetro MAG3110 se asignan los valores de offset para su calibración, obtenidos utilizando el método descrito en la guía proporcionada por Sparkfun [25].

```

if (!mag.initialize())
{
    Serial.println("*** Error al configurar Magnetometro ***");
    MAGPres = false;
}
if (MAGPres) {
    mag.setOffset(MAG3110_X_AXIS, 640); // 2: 640
    mag.setOffset(MAG3110_Y_AXIS, -465); // 2: -465
    mag.setOffset(MAG3110_Z_AXIS, 15); // 2: 15
    mag.start(); //Pone al sensor en modo activo
    Serial.println("Magnetometro configurado.");
}

```

Posteriormente se inicia la configuración del sensor de presión, en donde se indica el modo de lectura (**setModeBarometer**) en el rango de **20 a 110 kPa**, la tasa de muestreo (**setOversampleRate(7)**) a **128** y el permitir las banderas de eventos de temperatura y presión (**enableEventFlags**).

```
SPresB.begin();
if (SPBPres) {
  SPresB.setModeBarometer(); // Measure pressure in Pascals from 20 to 110 kPa
  SPresB.setOversampleRate(7); // Set Oversample to the recommended 128
  SPresB.enableEventFlags(); // Enable all three pressure and temp event flags
  SPresB.readPressure();
  Serial.println("Barometro configurado.");
}
```

Para las configuraciones iniciales requeridas por el administrador de tareas, se delimitan los parámetros necesarios para estas, donde la primera corresponde a la lectura de los sensores con una velocidad de muestreo baja, en este caso se asigna un tiempo entre lecturas de **30,000 ms** junto con una confirmación mostrada en consola, se asigna la variable (**fGPS_id**) a esta función.

Para la segunda tarea se realiza la lectura de los sensores con un intervalo de **100ms** seguido de una confirmación mostrada en consola y se asocia a esta función el nombre (**fSensor_id**). Por último, se realiza la configuración de comunicación con el adquirente de datos externo mediante el puerto serial (**SerialS3**) a una velocidad de muestreo de **9600** bits por segundo.

```
fGPS_id = createTask(fGPS, 30000, TASK_ENABLE, &fGPS_var); // Lectura de GPS
if (fGPS_id != -1)
  Serial.print("Tarea - Lectura de GPS: OK ");
Serial.println(fGPS_id);
fSensor_id = createTask(fSensores, 100, TASK_ENABLE, &fSens_var); // Lectura de sensores
if (fSensor_id != -1)
  Serial.print("Tarea - Lectura de Sensores: OK ");
Serial.println(fSensor_id);
```

4.8.3 Función loop

Esta función se repite cíclicamente durante la duración del vuelo y en esta se mantiene un LED testigo encendido entre intervalos de espera de **250ms** y **750ms**, utilizados por la función de retardo (**SerialDelay**), en los cuales se realiza una lectura de datos disponibles en puerto serie del adquirente de datos externo SADM 3, al verificar una cadena de datos disponibles para almacenar, se lleva a cabo la escritura en la tarjeta de memoria SD, mediante la función **AlmacenaS3**.

4.8.4 Tarea 1: Lecturas en alta frecuencia

La primera tarea a desarrollar inicia con la declaración de variables para la adquisición en tres ejes del acelerómetro (**accX, accY, accZ**), magnetómetro (**magX, magY, magZ**) y giróscopo (**girX, girY, girZ**) de la unidad de medición inercial IMU, así como las variables en tres ejes del magnetómetro MAG3110 (**Xmag, Ymag, Zmag**), además de la adición de la función **millis**, la cual realiza una cuenta en milisegundos desde que el programa es iniciado, esto para tener una referencia de tiempo adicional del evento de escritura de los datos.

```
void fSensores(int id, void * tptr) {
    float accX, accY, accZ; // Acelerometro IMU 3-axis data
    float magX, magY, magZ; // Magnetometro IMU 3-axis data
    float girX, girY, girZ; // Giroscopio IMU 3-axis data
    char datos[50]; // Cadena para formar resultados
    int Xmag, Ymag, Zmag; // Magnetometro MAG3110
    unsigned long miliseg;

    Serial.write("-");
    miliseg = millis();
}
```

Posteriormente se verifica el estatus de configuración de la IMU (**IMUPres**) y se realiza la lectura de datos en tres ejes de aceleración (**accX, accY, accZ**), aceleración inercial (**girX, girY, girZ**) y de campo magnético (**magX, magY, magZ**).

Después se lleva a cabo la verificación de estatus del magnetómetro MAG3110 (**MAGPres**), se realiza la lectura de los datos en tres ejes (**Xmag, Ymag, Zmag**) y a su vez se realiza un ajuste al valor obtenido, ya que este es un valor positivo en el rango de **0 a 65535** correspondiente a los **16 bit** de lectura del sensor, por lo cual para poder obtener la dirección del campo magnético de las lecturas se incluye la siguiente condición, donde:

$$\begin{aligned} \text{Si } Xmag &\geq 32768 \\ Xmag &= Xmag - 65535 \end{aligned}$$

Aplicado para las lecturas en los tres ejes. En caso de que estos sensores no se inicialicen de forma correcta, los valores serán dados en 0.

```

if (MAGPres) { // Si inicializo Magnetometro toma lecturas
  if(mag.dataReady()) {
    mag.readMag(&Xmag, &Ymag, &Zmag);
    if (Xmag >= 32768)
      Xmag=Xmag-65535;
    if (Ymag >= 32768)
      Ymag=Ymag-65535;
    if (Zmag >= 32768)
      Zmag=Zmag-65535;
  }
  else {
    Xmag=0;
    Ymag=0;
    Zmag=0;
  }
}
}

```

Por último, una vez obtenidos los registros de lectura, se realiza la escritura de los resultados, para esto se utiliza el archivo (**archSens**) en el cual se incluyen los datos de la IMU, el magnetómetro y la función **millis**, acompañados por la fecha establecida en la configuración inicial. Si el archivo no se abre de manera correcta, solo se muestran los valores de los sensores en la consola del puerto serie.

```

archSens = SD.open(nArch, FILE_WRITE); // Escritura de resultados a archivo
if (archSens) {
  archSens.print(fecha(0));
  archSens.print("|");
  if (IMUPres) { // Si lee IMU escribe
    Serial.println(fecha(0));
    sprintf (datos, "A|%7.4f|%7.4f|%7.4f|", accX, accY, accZ);
    Serial.print(datos);
    archSens.print(datos);
    sprintf (datos, "M|%7.4f|%7.4f|%7.4f|", magX, magY, magZ);
    Serial.print(datos);
    archSens.print(datos);
    sprintf (datos, "G|%7.2f|%7.2f|%7.2f|", girX, girY, girZ);
    Serial.print(datos);
    archSens.print(datos);
  }
  archSens.print(datos);
  }
  if (MAGPres) { // Si lee Magnetometro escribe
    sprintf (datos, "B|%6d|%6d|%6d|", Xmag, Ymag, Zmag);
    Serial.print(datos);
    archSens.print(datos);
  }
  }
  sprintf (datos, "t|%ld|", millis());
  Serial.println(datos);
  archSens.println(datos);
  archSens.close();
}

```

4.8.5 Tarea 2: Lecturas en baja frecuencia

En esta función se lleva a cabo la lectura y registro del GPS, los sensores de temperatura LM135, RTD y el sensor de presión. Se inicia con la declaración de las variables para la lectura del GPS (**fGPS**) y se integra al igual que en la primera tarea la función **millis** para obtener un conteo en el registro.

Después se realiza la lectura de temperaturas de los sensores LM135 mediante los pines analógicos **A0, A1 y A2**, obteniendo una lectura de **0 a 1023** respecto a la resolución de 10 bit del convertidor, por lo cual para obtener la temperatura en °C se utiliza la fórmula:

$$T_{Ax} = \frac{Ax*330.0}{1024} - 273.15 \dots \dots \dots (\text{Ecuación 4})$$

así mismo se realiza la lectura y conversión de datos del sensor RTD y la lectura del sensor de presión.

```

miliseg = millis();

T1 = analogRead(A0) * 330.0 / 1024 - 273.15; // LM135
T2 = analogRead(A1) * 330.0 / 1024 - 273.15; // LM135
T3 = analogRead(A2) * 330.0 / 1024 - 273.15; // LM135
rtd0 = RTD_0.readRTD() / 32.0 - 256.0;
faultRTD = RTD_0.readFault();
if (faultRTD)
    sprintf (errRTD, "%2X", faultRTD);
else
    sprintf (errRTD, " ");

if (SPBPres)
    Patm = SPresB.readPressure();

```

Posteriormente se lleva a cabo la escritura de estos datos al abrir el archivo (**archGPS**), en primera instancia los datos obtenidos por el GPS, seguido por los datos de temperatura y presión, así como el registro de tiempo de la función **millis**. Si existen un error al escribir en el archivo, los valores son mostrados en la consola del puerto serie.

CAPÍTULO 5 – VUELO SUBORBITAL CSM-2018-A

El vuelo suborbital CSM-2018-A se llevó a cabo el 21 de Abril de 2018 en las instalaciones del Parque Explora en la ciudad de León, Guanajuato, en el cual se incluyeron además de los sistemas SADM 1.2 y SADM 3, experimentos de la Facultad de Ingeniería de la UNAM y de la Universidad Autónoma de Nuevo León. El lanzamiento, rastreo y recuperación de la plataforma CSM fue coordinado por la empresa Remtronic Comunicaciones.

En la Figura 5.1 se muestra un diagrama con las fases de preparación del sistema SADM 1.2 para el vuelo, las cuales se describen a continuación.



Figura 5.1 – Diagrama de desarrollo de vuelo CSM-2018-A.

5.1 Preparación en laboratorio

La integración del sistema SADM 1.2 previa al vuelo CSM-2018-A se llevó a cabo en las instalaciones del Instituto de Ciencias Aplicadas y Tecnología (ICAT) de la UNAM (Figura 5.2). Aquí se realizó la instalación de los componentes en las tarjetas PCB, así como las conexiones con los elementos externos. Una vez instalados se realizaron pruebas de funcionamiento del sistema en el laboratorio, como se muestra en la Figura 5.3.



Figura 5.2 – Trabajos de ensamble de SADM 1.2 en las instalaciones del ICAT.

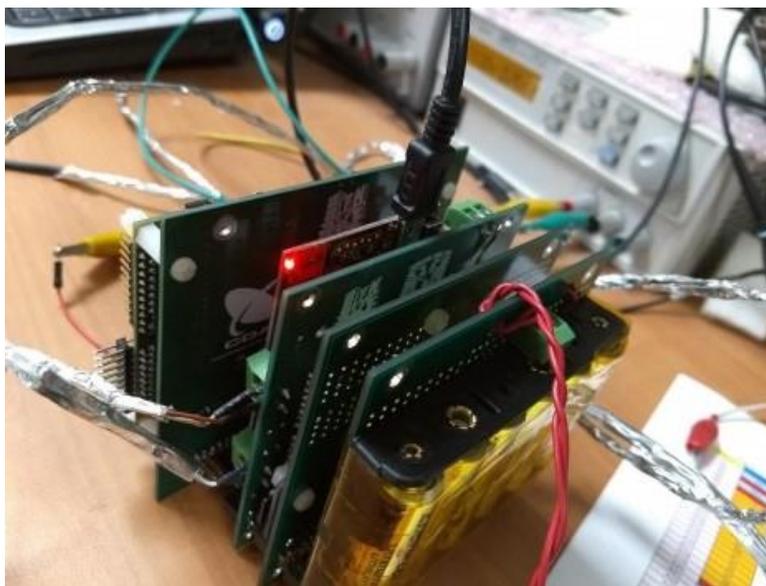


Figura 5.3 – Pruebas de funcionamiento de SADM 1.2 en laboratorio.

Posteriormente se integró el sistema SADM 1.2 junto con el adquisidor externo SADM 3 mediante el uso del bus PC104, el sistema completo se muestra en la Figura 5.4. Al pesar este arreglo, como se muestra en la Figura 5.5, la instrumentación completa obtuvo un peso de **413.5 g** y una altura de **140 mm**.

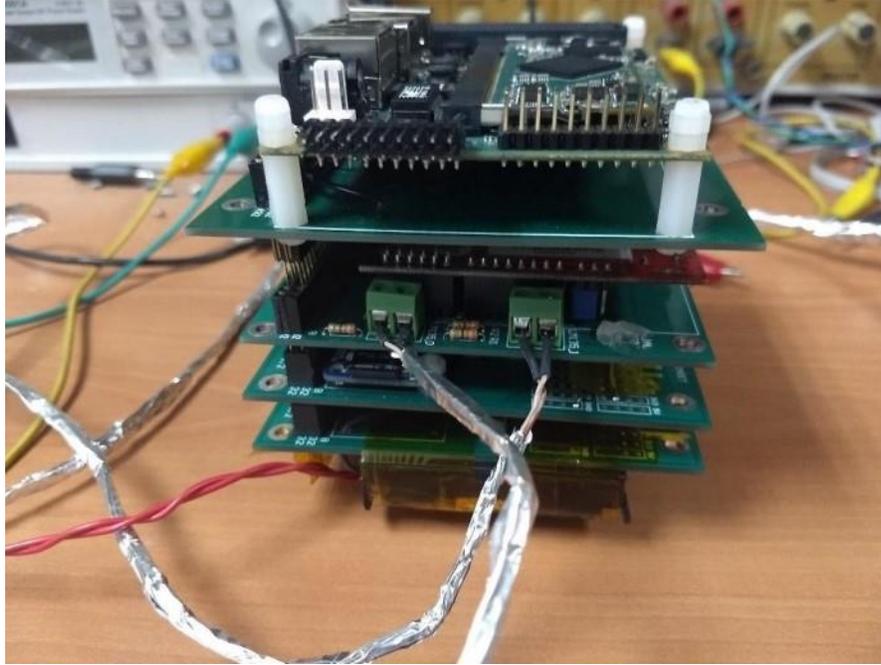


Figura 5.4 – Integración de los sistemas SADM 1.2 y SADM 3.



Figura 5.5 – Pesaje de la instrumentación final (SADM 1.2 y SADM 3).

5.2 Integración del sistema SADM 1.2 en plataforma CSM

La integración de la plataforma CSM previa al vuelo CSM-2018-A se llevó a cabo el 20 de abril de 2018 en instalaciones cercanas al punto de lanzamiento, inicializando con la instalación del banco de baterías a utilizar para el vuelo, asegurando este arreglo con sujetadores plásticos y cinta térmica, como se muestra en la Figura 5.6.



Figura 5.6 – Instalación de baterías en SADM 1.2.

Posteriormente se realizó la instalación de separadores plásticos entre las tarjetas que constituyen al sistema para después colocar varillas metálicas a través de estos, las cuales funcionan como soporte estructural y punto de sujeción mecánica con la plataforma CSM.

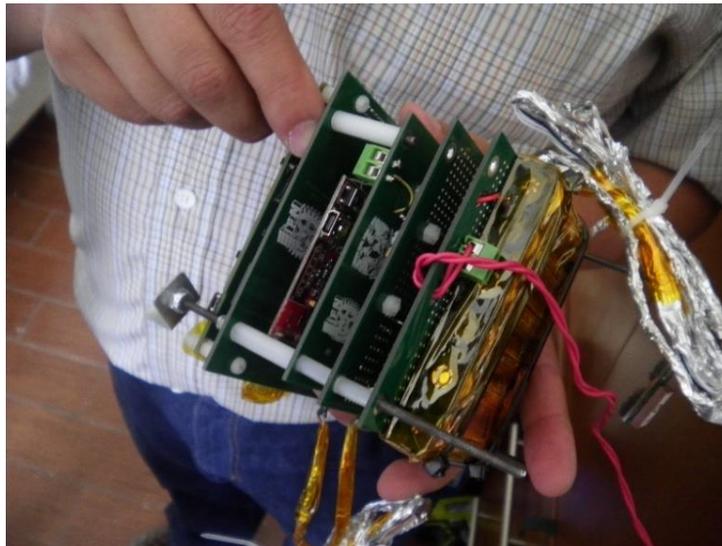


Figura 5.7 – Instalación de varillas de sujeción y separadores plásticos.

Después de esto, el arreglo de tarjetas fue integrado con los demás experimentos que conforman la carga útil de la plataforma CSM (mostrado en la Figura 5.8), este es asegurado mediante arneses al final de cada extremo de las varillas de soporte.

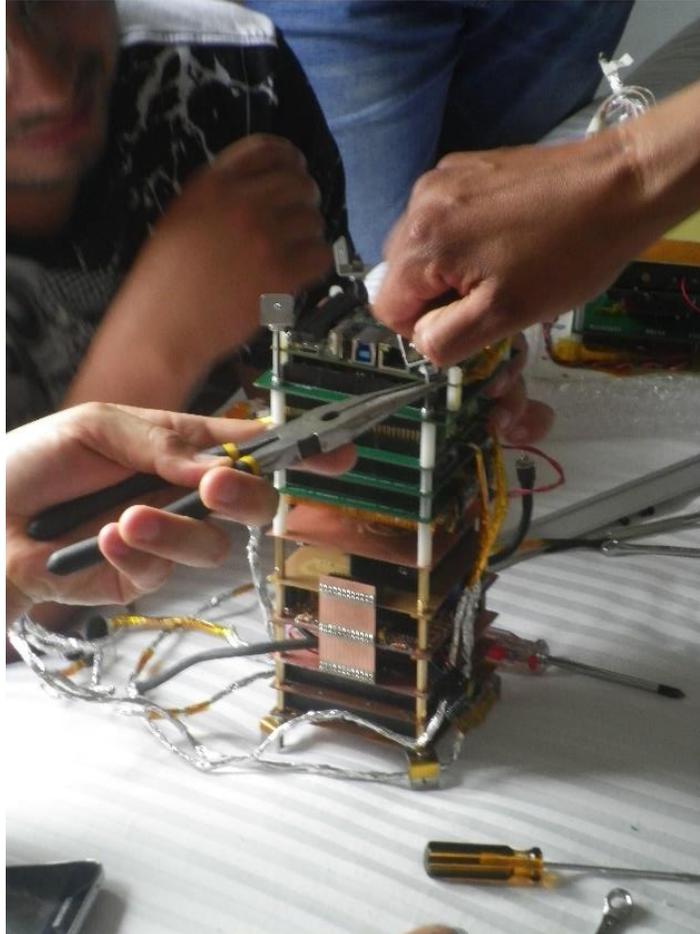


Figura 5.8 – Integración de los experimentos IPN-UNAM a bordo de CSM-2018-A.

Este arreglo fue integrado en la estructura interna de la plataforma CSM mediante resortes metálicos como se muestra en la Figura 5.9. Estos resortes son asegurados mediante el uso de tensores de sujeción colocados en la parte superior de la estructura de la plataforma CSM, con los cuales se puede ajustar la tensión aplicada a los resortes, mostrados en la Figura 5.10.



Figura 5.9 – Integración de la carga útil en plataforma CSM.

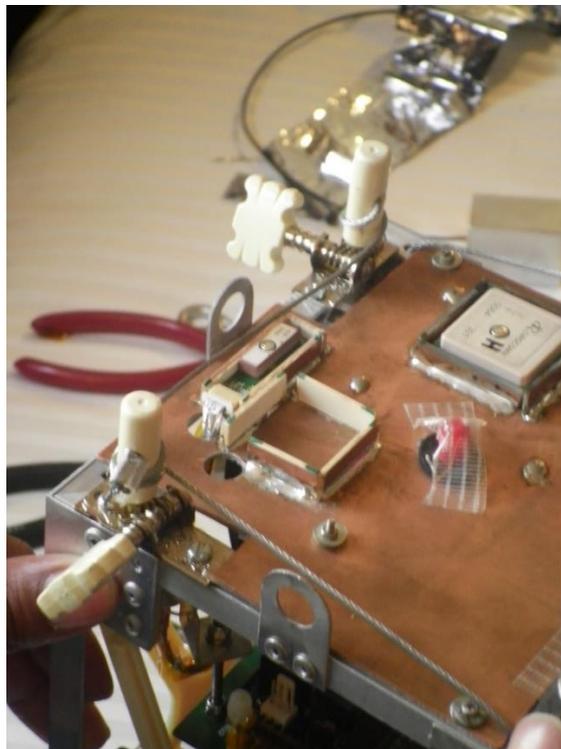


Figura 5.10 - Ajustes a tensores para sujeción del arreglo de tarjetas a bordo de CSM.

Una vez asegurados los elementos que conforman la carga útil a la estructura de la plataforma CSM, se instaló en la parte inferior de esta una base de espumados plásticos como protección exterior contra impactos al momento del aterrizaje, esta base se muestra en la Figura 5.11.



Figura 5.11 – Base de espumados plásticos para amortiguar el impacto en aterrizaje.

Adicional a esto, se instalaron al exterior de la plataforma láminas de espumado plástico recubiertas con hojas de mylar; estas tendrán la función de reducir los efectos de las bajas temperaturas sobre los sistemas electrónicos que constituyen la carga útil. Posteriormente se realizó un pesaje preliminar de la plataforma, mostrado en la Figura 5.12, esto para verificar que el conjunto de experimentos se mantuviera debajo del límite de 3kg.



Figura 5.12 – Pesaje preliminar de la plataforma CSM.

Por último, se realizó una prueba de funcionamiento de los sistemas correspondientes ya instalados en la plataforma CSM como se muestra en la Figura 5.13, verificando la correcta configuración de los sensores a bordo a través del puerto serie de la computadora.



Figura 5.13 – Prueba de funcionamiento del sistema SADM 1.2 integrado en la plataforma CSM.

5.3 Lanzamiento

La preparación en sitio de la plataforma CSM el día del lanzamiento inició con la integración de los sistemas electrónicos propios de la plataforma, los cuales tienen como tarea registrar datos para el rastreo y localización GPS en tiempo real.



Figura 5.14 – Instalación de sistemas de monitoreo propios de CSM.

Posteriormente se llevaron a cabo las pruebas y ajustes finales a la instrumentación, como se muestra en la Figura 5.15, así como la inicialización de la cámara fotográfica instalada en una de las caras de la plataforma. Una vez completado este paso, se procedió a colocar los recubrimientos térmicos en la estructura externa de la plataforma CSM, la estructura recubierta se muestra en la Figura 5.16.



Figura 5.15 – Ajustes y calibración previos al vuelo.



Figura 5.16 – Plataforma CSM cubierta con protección térmica.

Una vez integradas todas las partes que constituyen a la plataforma CSM se llevó a cabo el pesaje final de esta, para posteriormente integrar el tren de elevación junto con el paracaídas, conectados a la línea del globo sonda como se muestra en la Figura 5.17.



Figura 5.17 – Pesaje final y ensamble de la plataforma CSM con el globo sonda.

La preparación del globo sonda inició con la delimitación del área de trabajo en las instalaciones del parque Explora por parte del equipo de lanzamiento y recuperación, seguido de la instalación de mesas de trabajo, así como películas plásticas en el suelo para inicializar el llenado, mostrado en la Figura 5.18.



Figura 5.18 – Preparaciones del equipo de lanzamiento para CSM-2018-A.

Para este vuelo se utilizó un globo sonda de látex, el cual fue colocado sobre la película plástica durante el llenado, cuando se alcanzó la fuerza de elevación requerida la boquilla fue retirada y el globo procedió a ser sellado a la vez que el tren de elevación fue colocado en este. El proceso de llenado del globo sonda se muestra a continuación en las Figuras 5.19 y 5.20.



Figura 5.19 – Proceso de llenado del globo sonda.



Figura 5.20 – Proceso de llenado del globo sonda.

Una vez instalada la plataforma CSM a la guía del globo sonda se realizó una prueba de telemetría con la estación terrestre y el equipo de rastreo y recuperación para verificar el correcto funcionamiento del sistema GPS y después de una cuenta regresiva el lanzamiento de la plataforma CSM fue concretado a las 9:16 horas. En la Figura 5.21 se muestra una vista aérea del momento de lanzamiento, proporcionada por un dron.



Figura 5.21 – Vista aérea del lanzamiento de CSM-2018-A.

5.4 Rastreo y recuperación

Posterior al lanzamiento se realizó un rastreo constante de la plataforma en tiempo real mediante sistemas GPS y equipos receptores que permitieron visualizar en un mapa satelital parámetros como posición, altura, velocidad y dirección del globo en vuelo.

Para el rastreo y recuperación de la plataforma se contó con dos grupos de rescate en vehículos todo terreno además de una estación fija de control, mostrada en la Figura 5.22, los cuales se mantuvieron en constante contacto mediante equipos de radiocomunicación para poder coordinar la ruta de aterrizaje y proceder a la recuperación de la plataforma, una vez que esta tocó tierra después de la ruptura del globo.

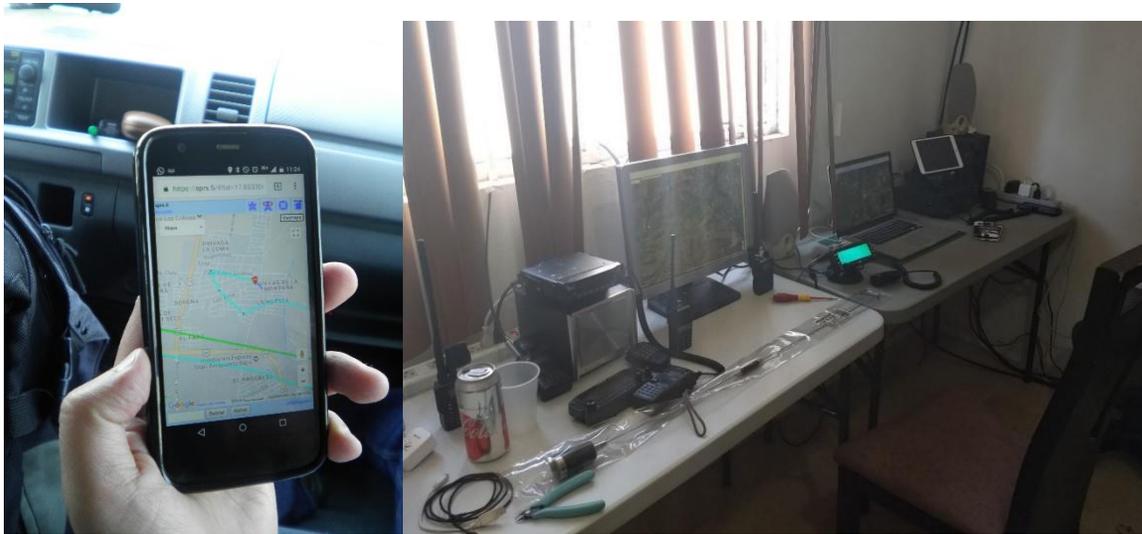


Figura 5.22 – Monitoreo de trayectoria de vuelo en tiempo real en vehículo y estación fija de control.

La Figura 5.23 muestra la trayectoria de vuelo en mapa satelital, inicializando en las instalaciones del parque Explora en León y finalizando a su aterrizaje en campo abierto a las afueras de Silao, Guanajuato, con una distancia aproximada de 40 km.

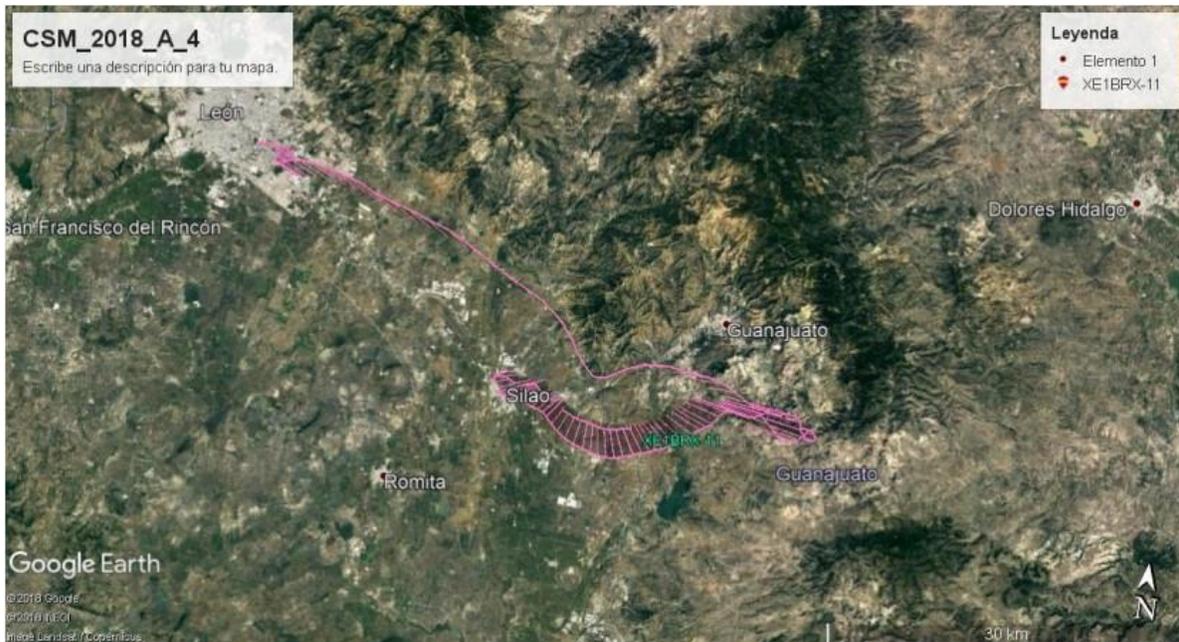


Figura 5.23 – Trayectoria del vuelo CSM-2018-A mostrada en mapa satelital.

Después de monitorear los datos de telemetría en tiempo real se determinó el lugar de aterrizaje de la plataforma y se procedió a la recuperación y aseguramiento de la misma por parte del grupo de rescate. En la Figura 5.24 se puede observar el punto exacto de localización de la misma.



Figura 5.24 – Zona de aterrizaje de la plataforma CSM a las afueras de Silao.

Una vez asegurada la plataforma se trasladó esta a las instalaciones de la estación fija de control, donde se realizó la apertura de la estructura externa de la plataforma CSM (mostrado en la Figura 5.25) para llevar a cabo una revisión del estado de la instrumentación a bordo, así como la posterior recuperación de los elementos que constituyen al sistema SADM 1.2.



Figura 5.25 – Recuperación de plataforma CSM y carga útil.

CAPÍTULO 6 – RESULTADOS Y CONCLUSIONES

6.1 Resultados del vuelo CSM-2018-A

Con un lanzamiento exitoso a las 9:16 horas, la plataforma CSM se mantuvo en vuelo durante un periodo de 2 horas y 2 minutos, presentándose a las 11:18 horas la ruptura del globo a una altura máxima de 32.2 km, iniciando así un descenso de 25 minutos de duración, concretando el aterrizaje a las 11:43 horas para una posterior recuperación de la plataforma a las 12:03 horas.

A continuación, se muestran imágenes de la cámara 360⁰ montada en la estructura CSM: en el momento de lanzamiento en la Figura 6.1 y durante el ascenso en las Figuras 6.2 y 6.3.



Figura 6.1 – Momento del lanzamiento visto desde la cámara 360⁰ a bordo.



Figura 6.2 – Vista del vuelo CSM-2018-A a través de la cámara 360° a bordo.



Figura 6.3 – Vista del vuelo CSM 2018-A a través de la cámara 360° a bordo.

6.1.1 Datos obtenidos durante el vuelo

Una vez recuperada la tarjeta de memoria del sistema, se pudieron extraer los datos registrados durante el vuelo por los diferentes sensores a bordo. La inicialización de toma de datos se registró minutos antes del lanzamiento, a las 08:36 horas y finalizó a las 13:59 horas al momento de la inspección de la plataforma en las instalaciones de control, completando el sistema 5 horas 25 minutos de operación continua. A continuación, se realiza una descripción de los datos obtenidos.

Temperaturas

En la gráfica de la Figura 6.4 se muestran las temperaturas obtenidas por los tres sensores LM135 y el sensor RTD con respecto al tiempo. En esta se puede visualizar el cambio de temperaturas tanto al interior como al exterior de la plataforma CSM en diferentes momentos durante el vuelo.

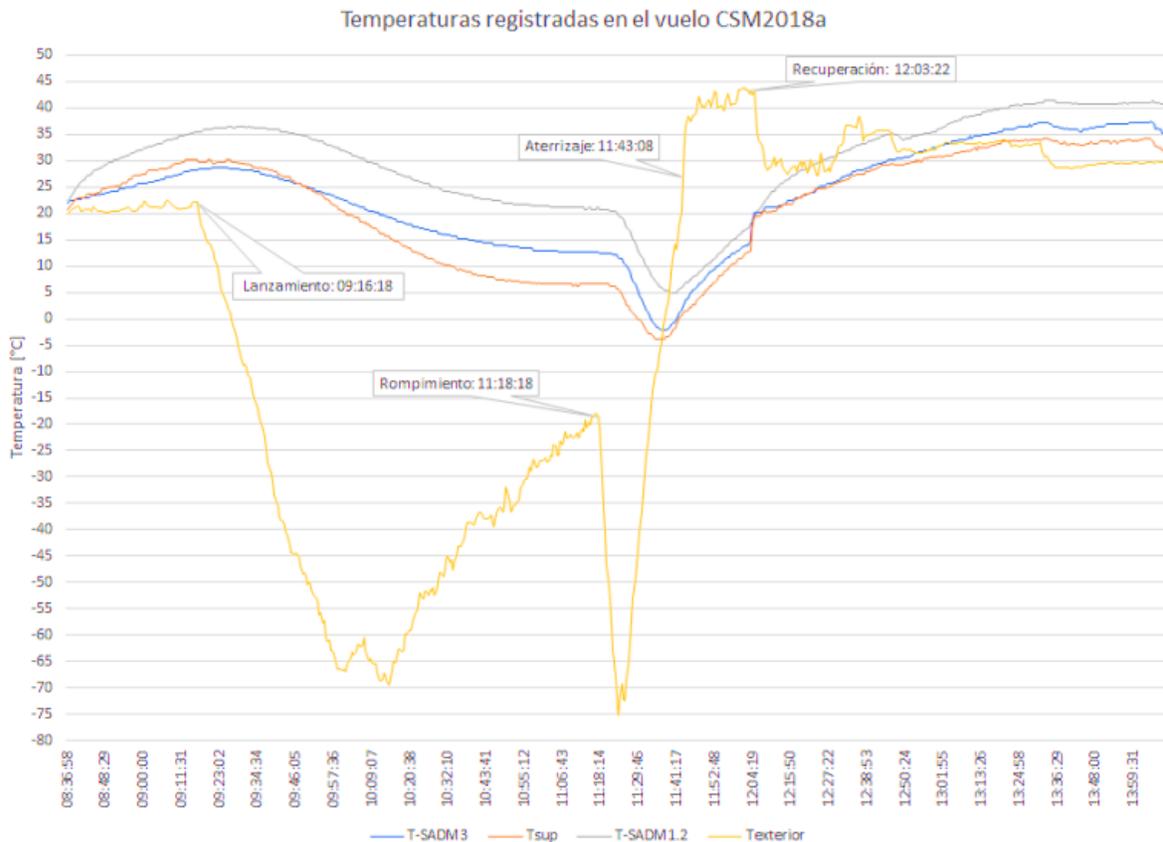


Figura 6.4 – Gráfica de temperaturas contra tiempo con datos obtenidos por los sensores LM135 y RTD.

Al momento del despegue se presentaron temperaturas del rango de 20°C al exterior y de 25°C en la electrónica que conforma la carga útil al interior de la plataforma. Durante el ascenso se registraron temperaturas exteriores de hasta -70°C, mientras que al interior la temperatura registrada fue de 6°C.

Poco después del rompimiento del globo, y durante la caída de la plataforma, es que se alcanzaron temperaturas de hasta -75°C al exterior -5°C al interior, incrementando gradualmente hasta registrar, en el momento del aterrizaje, una temperatura exterior de 28°C e interior de 5°C, siendo el recubrimiento térmico de la estructura un factor principal en la diferencia de temperaturas durante el vuelo.

La relación de los cambios de temperatura respecto a la altitud durante el vuelo se muestra a continuación en la gráfica de la Figura 6.5, en donde se visualizan los datos de la temperatura exterior obtenidos por el sensor RTD respecto a la altitud, obtenidos a partir de las lecturas propias de la plataforma CSM, la altitud máxima estimada fue de 32,206.5 m sobre el nivel del mar.

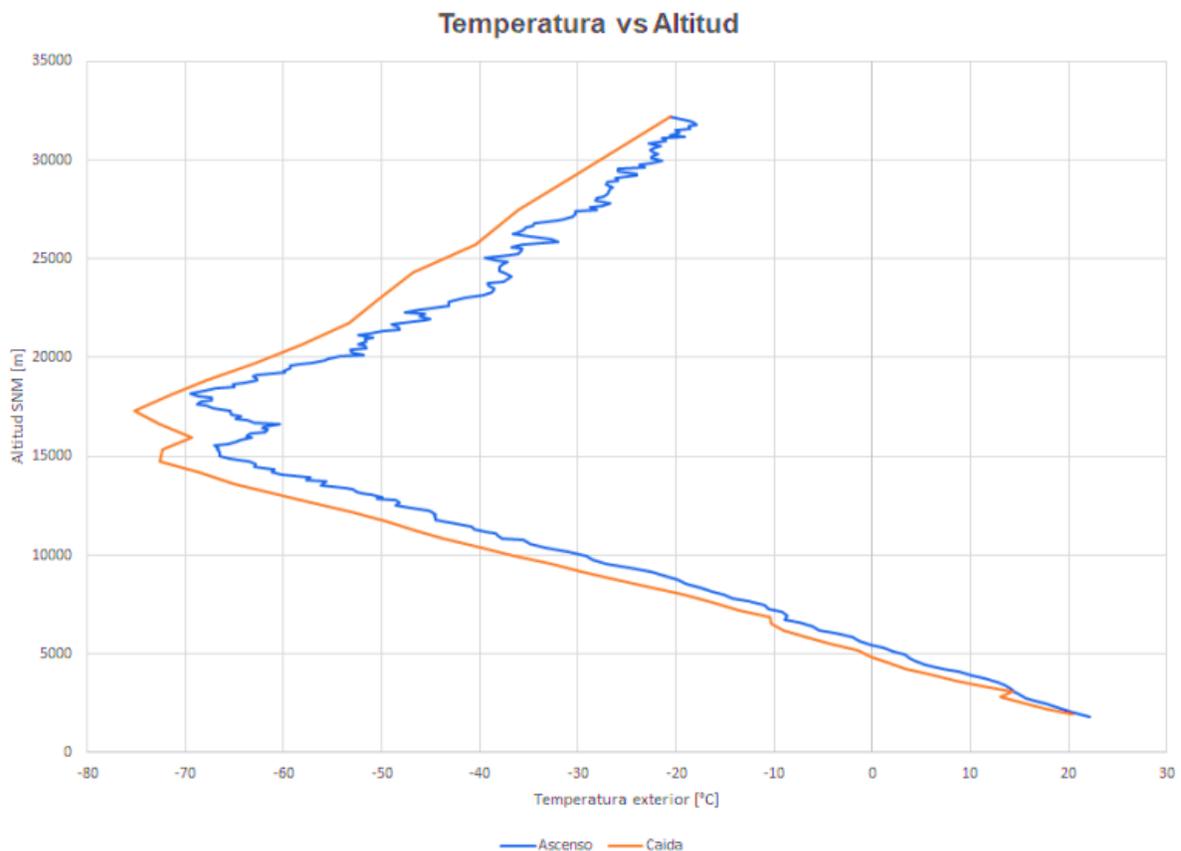


Figura 6.5 – Gráfica de altitud en ascenso y descenso contra temperatura al exterior de la plataforma CSM con datos obtenidos por el sensor RTD.

Presión atmosférica

En la gráfica de la Figura 6.6 se muestran los cambios de presión atmosférica obtenidos por el sensor de presión MPL3115A2 respecto al tiempo, registrando un decremento de la presión posterior al lanzamiento (9:16 horas) de manera gradual durante el ascenso, hasta alcanzar 1096.5 Pa como presión mínima al momento de la ruptura del globo (11:18 horas), incrementando de nuevo con el descenso de la plataforma hasta finalizar a una presión cercana a la inicial al momento de aterrizaje (11:43 horas).

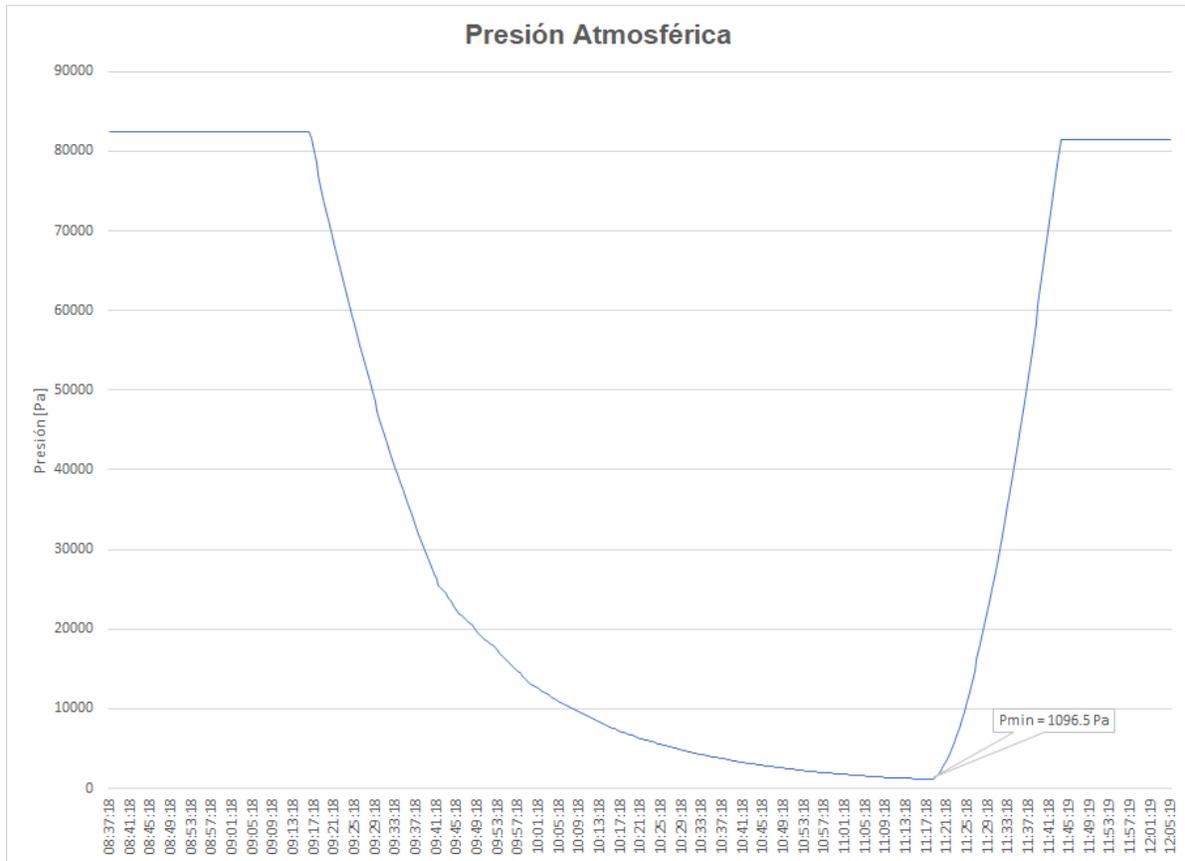


Figura 6.6 – Gráfica de presión contra tiempo con datos obtenidos por el sensor MPL3115A2.

Aceleración

Las fuerzas de aceleración triaxiales experimentadas por la plataforma CSM durante la totalidad del vuelo fueron registradas por el acelerómetro del sensor IMU y se muestran, contra parámetros de tiempo y altitud, en la gráfica de la Figura 6.7. En esta se pueden distinguir los cambios de aceleración durante el despegue, ascenso, rompimiento, aterrizaje y recuperación de la plataforma al compararlos con la altitud sobrepuesta en la gráfica.

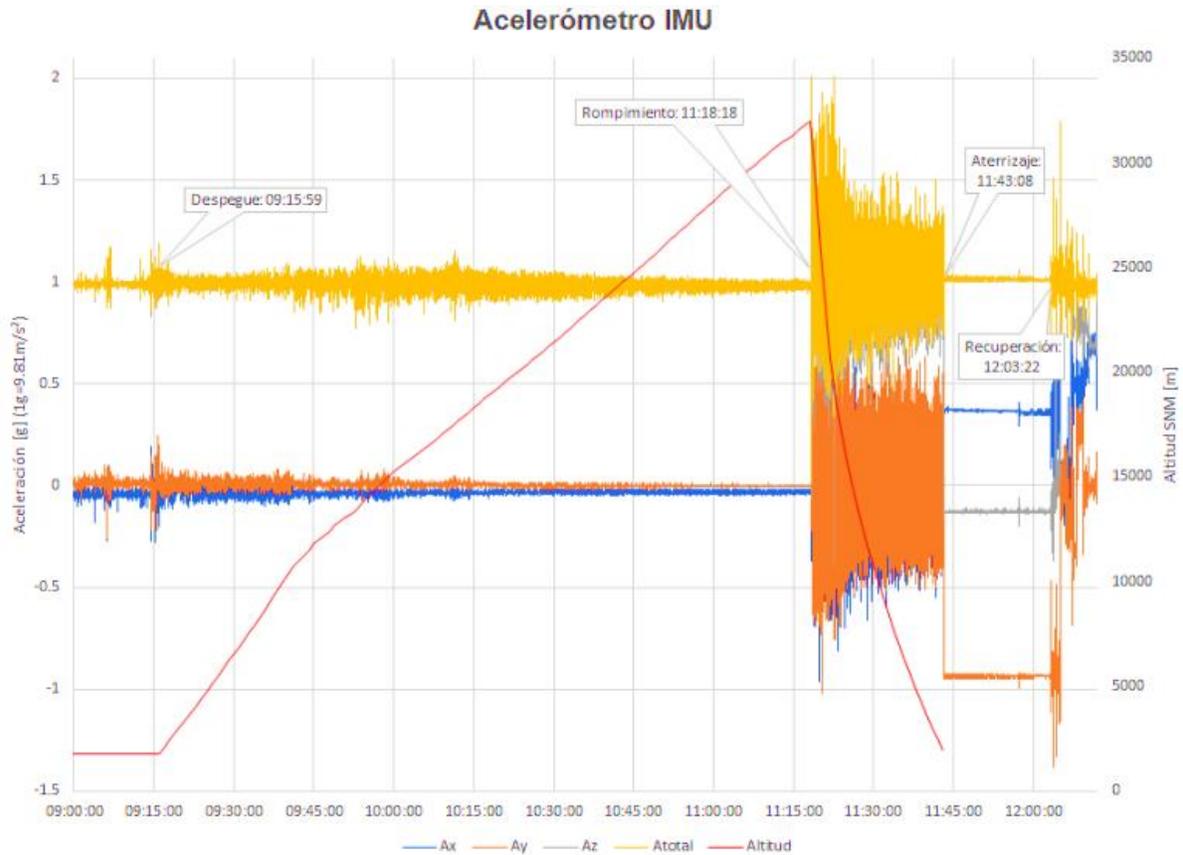


Figura 6.7 – Gráfica de aceleración en tres ejes y altitud contra tiempo tomada a partir de los datos del sensor IMU.

Al momento del despegue se registró una aceleración total máxima de 1.2g, mientras que al presentarse la ruptura del globo sonda, la aceleración total experimentada por la plataforma fue de +2g, al alcanzar el rango máximo establecido, disminuyendo brevemente en el periodo de caída libre hasta presentarse el despliegue de paracaídas; durante el periodo de descenso se registraron aceleraciones del rango de 1.5g.

Gráficas de acercamiento a los momentos de despegue y rompimiento del globo sonda se muestran a continuación en las gráficas de las Figuras 6.8 y 6.9 respectivamente.

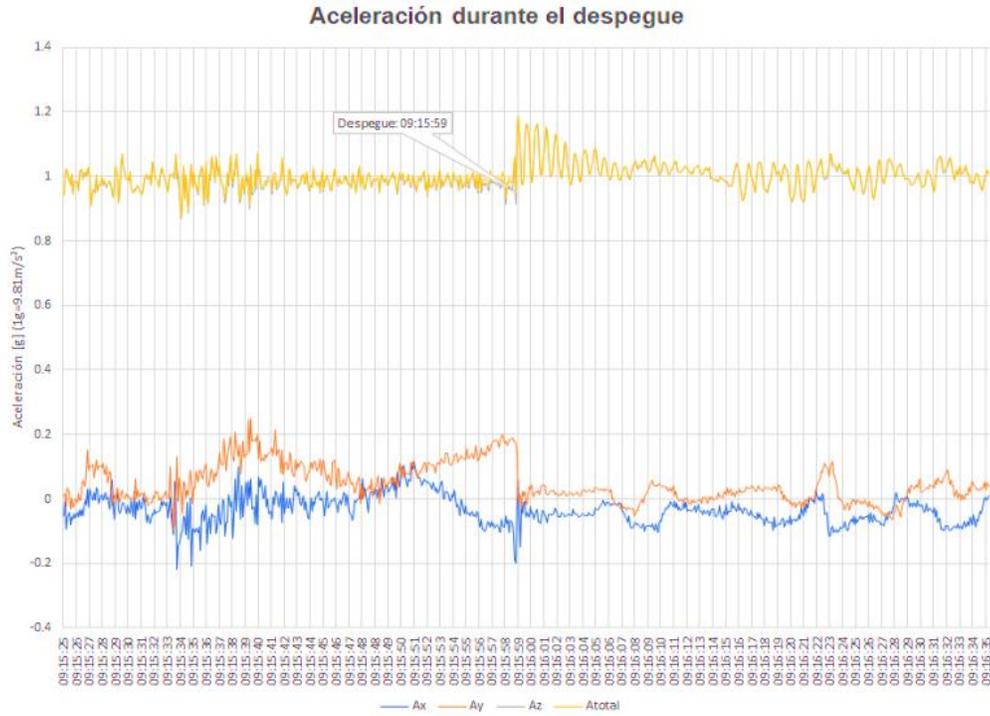


Figura 6.8 – Gráfica de aceleración en tres ejes contra tiempo durante el despegue de la plataforma CSM.

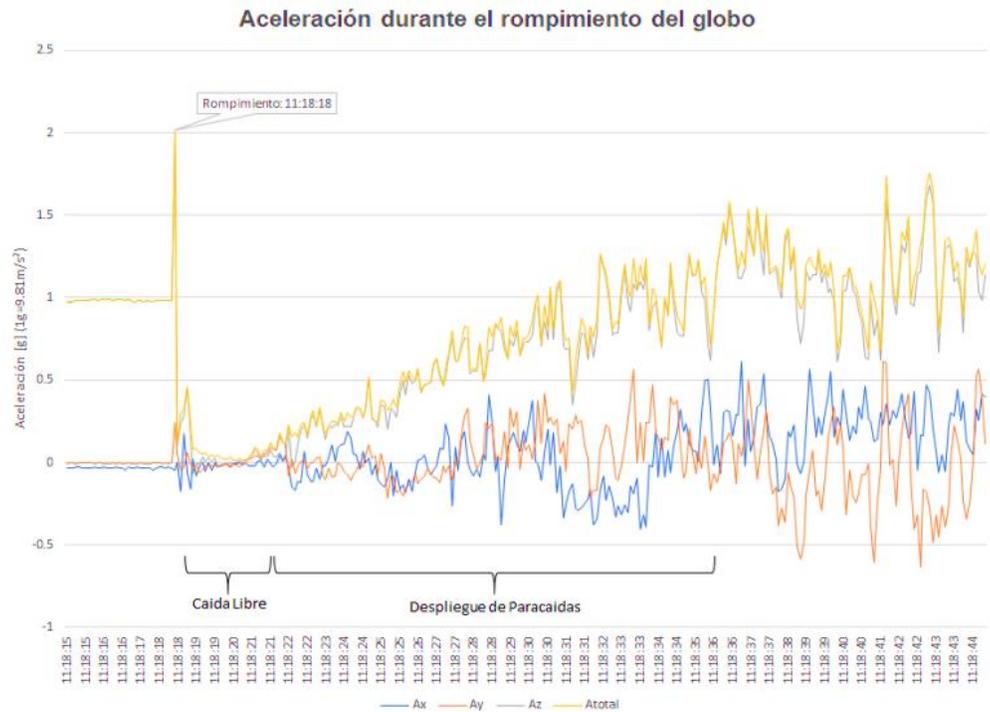


Figura 6.9 – Gráfica de aceleración en tres ejes contra tiempo al momento del rompimiento del globo sonda.

Velocidad angular

Los datos de velocidad angular en tres ejes, obtenidos por el giróscopo del sensor IMU, se muestran contra tiempo y altitud en la gráfica de la Figura 6.10.

Aquí se observó que durante el vuelo la velocidad angular del eje Z es la que mostró los cambios de mayor magnitud debido a la rotación presentada por el anclaje de la plataforma respecto al globo sonda, presentando velocidades angulares máximas del rango de $\pm 120^\circ/\text{s}$ durante la etapa de lanzamiento y un valor máximo al ascenso de $150^\circ/\text{s}$ a una altitud de 15 km. A partir del rompimiento del globo sonda a 32 km y hasta el aterrizaje, fueron registradas velocidades angulares máximas de $\pm 250^\circ/\text{s}$ en el eje Z, alcanzando el límite de rango de medición establecido en el sensor.

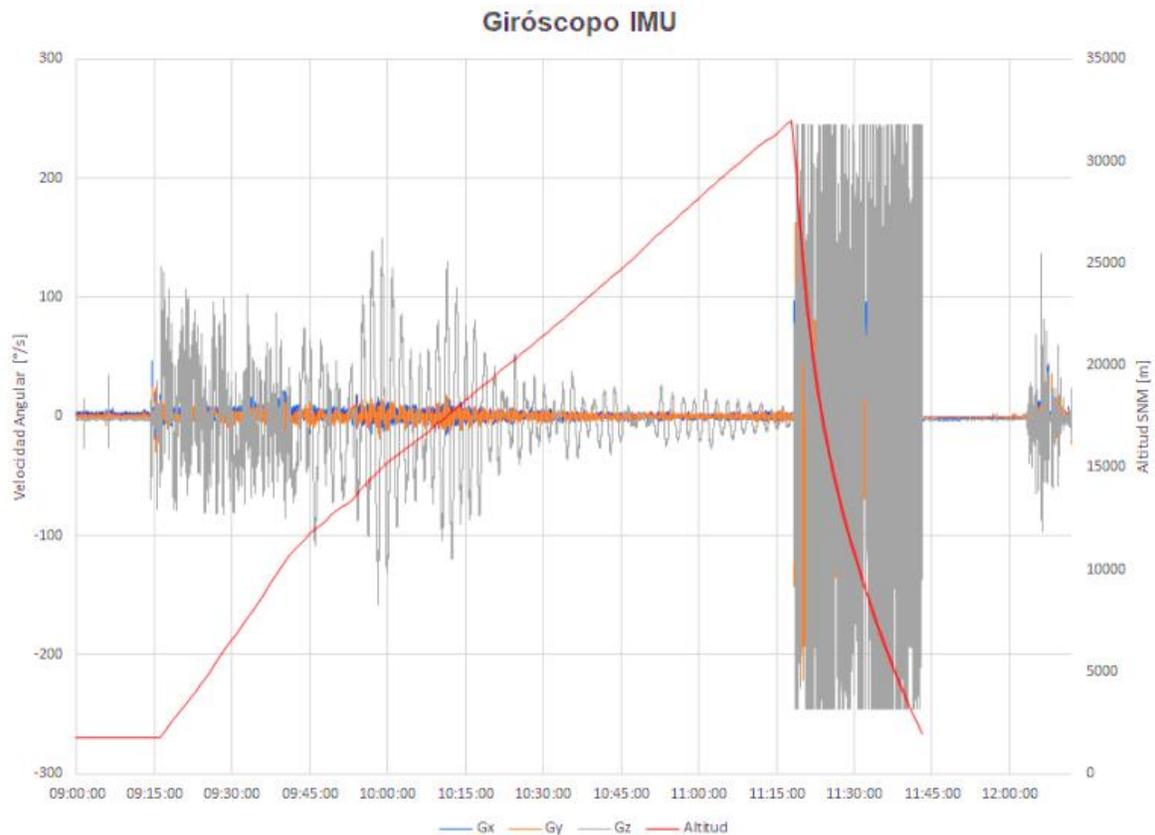


Figura 6.10 – Gráfica de velocidad angular en tres ejes y altitud contra tiempo, con datos obtenidos por el sensor IMU.

Durante el vuelo, la plataforma CSM experimentó aceleraciones y velocidades angulares de magnitudes considerables, especialmente en los periodos de ruptura y descenso, es aquí donde los elementos sujeción y amortiguamiento de la carga útil respecto a la estructura interna de la plataforma CSM evitaron que los elementos integrados en las tarjetas PCB sufrieran daños o falsos contactos en la totalidad del vuelo, a continuación en la Figura 6.11 se muestra una gráfica de las fuerzas de aceleración inercial durante el despegue.

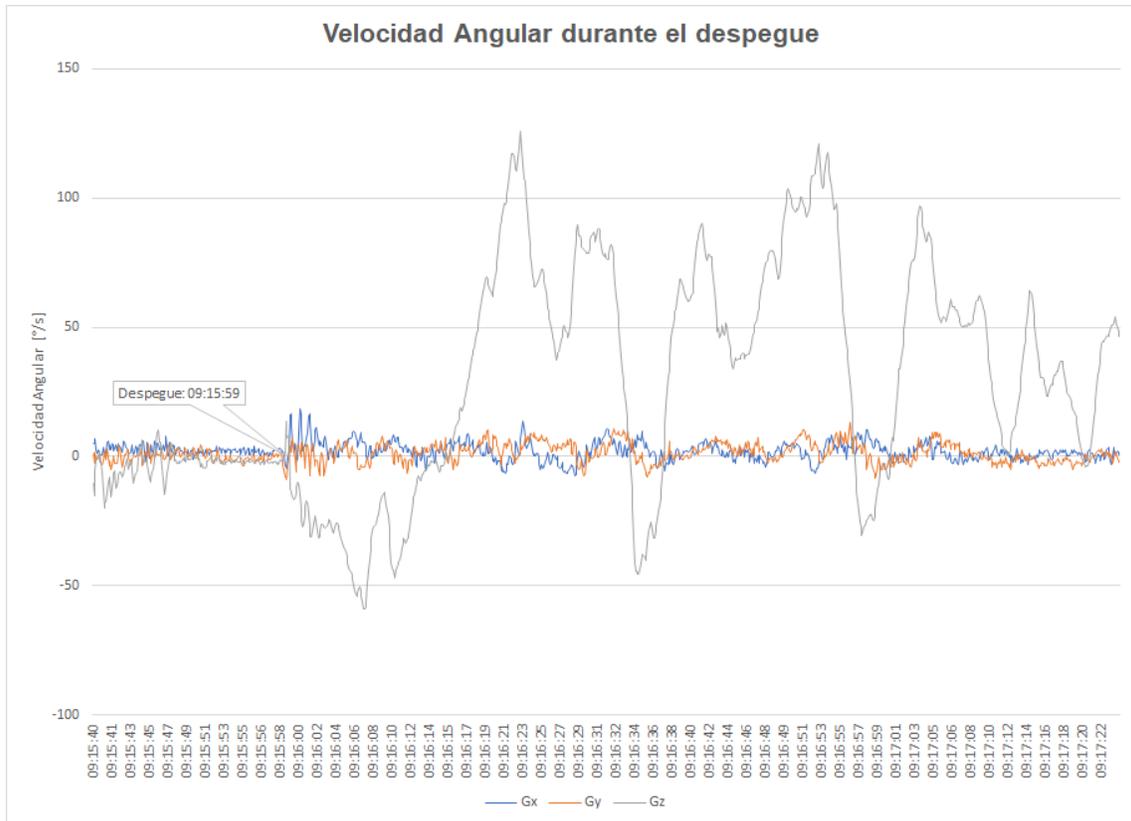


Figura 6.11 – Gráfica de velocidad angular en tres ejes durante el despegue, obtenida a partir de los datos del sensor IMU.

Campo magnético

Los datos de campo magnético triaxial a los que estuvo sometida la plataforma CSM durante el vuelo fueron registrados por dos sensores del sistema SADM 1.2, el MAG3110 y el magnetómetro propio de la IMU, una comparación de los valores iniciales de ambos sensores sin calibrar y una vez calibrados, se muestran en las gráficas de la Figura 6.12.

Así pues, durante el despegue y ascenso se obtuvieron, por parte del magnetómetro de la IMU, valores totales de campo magnético del rango de 0.38 *gauss*, mientras que durante el descenso se alcanzaron valores totales del rango de 0.45 *gauss*, comparados con los datos obtenidos por el sensor MAG3110 en los mismos eventos, en los cuales se obtuvieron valores de 0.4 *gauss* y 0.5 *gauss*.

Las gráficas calibradas de campo magnético de los sensores IMU y MAG3110 se muestran a continuación en las gráficas de las Figuras 6.13 y 6.14 respectivamente.

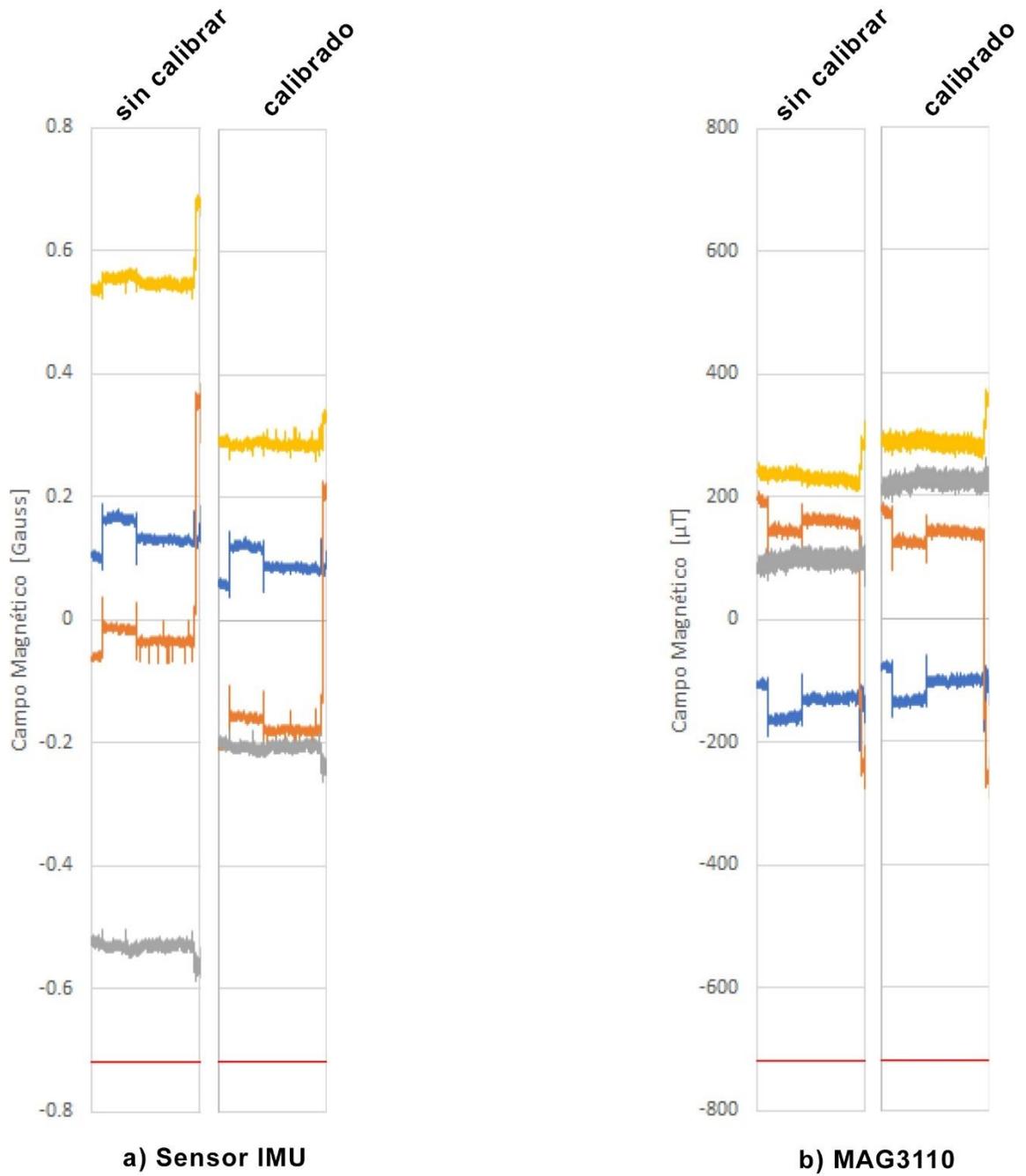


Figura 6.12 – Gráficas de comparación de datos de campo magnético no calibrado y calibrado en sensores a) IMU y b) MAG3110.

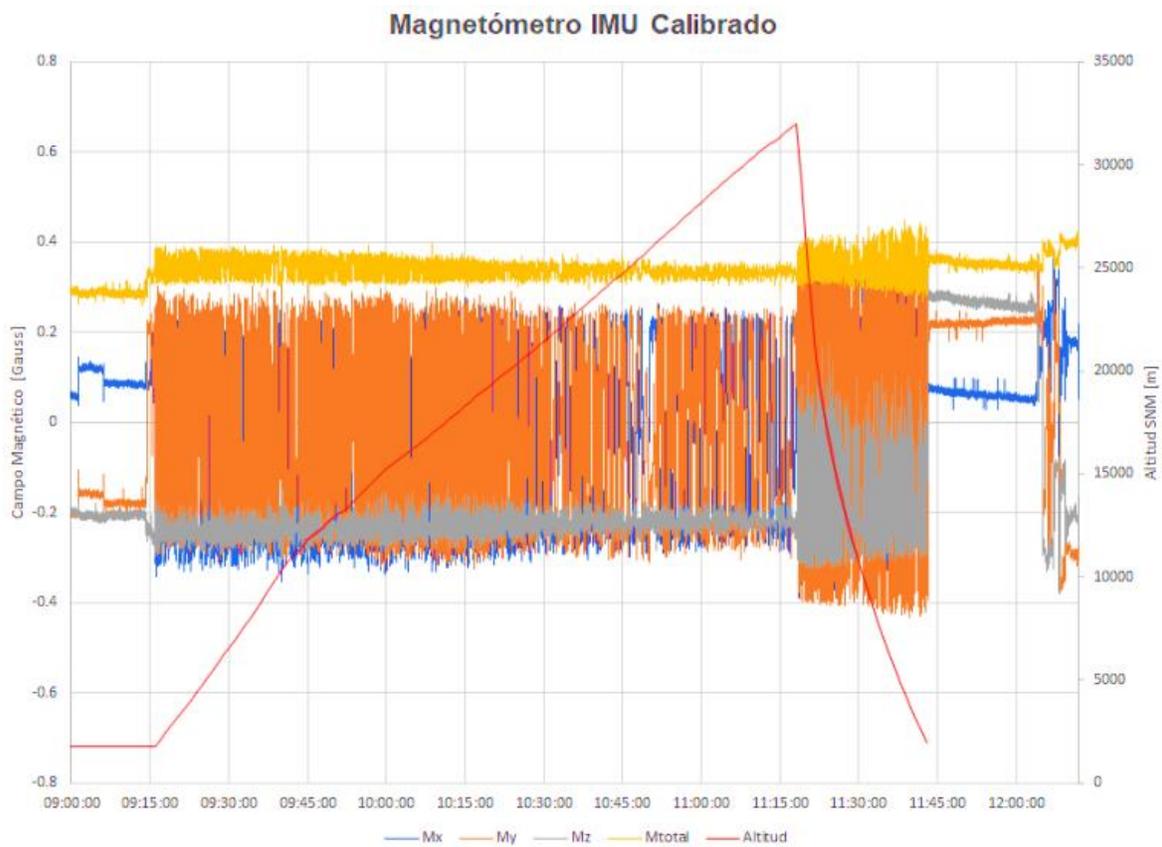


Figura 6.13 – Gráfica de campo magnético en tres ejes y altitud contra tiempo, con datos obtenidos por el sensor IMU una vez calibrados.

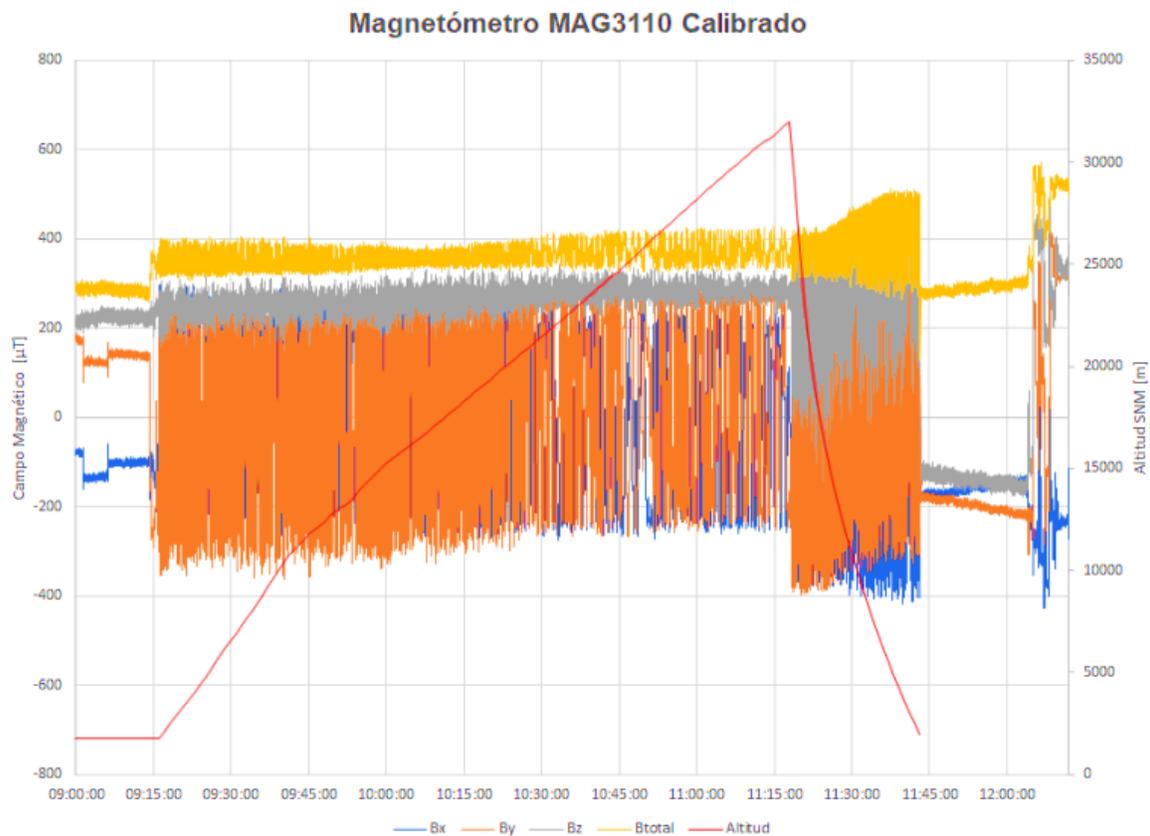


Figura 6.14 – Gráfica de campo magnético en tres ejes y altitud contra tiempo, con datos obtenidos por el sensor MAG3110 calibrado.

Velocidad

Los datos de velocidad registrados durante el vuelo, respecto al tiempo y altitud, se muestran en la gráfica de la Figura 6.15, determinados a partir de los datos obtenidos por el sensor MPL3115A2. Una vez lanzada, la plataforma CSM registró una velocidad máxima de 25 km/h durante los primeros 10 km en su ascenso, presentando después breves cambios de velocidad hasta una altura de 15 km, manteniendo una velocidad promedio de 10km/h durante el resto del ascenso.

Después de la ruptura del globo sonda y durante el periodo de caída libre, la plataforma experimentó velocidades máximas pre eliminales de hasta 208 km/h al momento de la apertura del paracaídas, reduciendo significativamente esta velocidad durante el descenso para realizar un aterrizaje a una velocidad aproximada de 30 km/h.

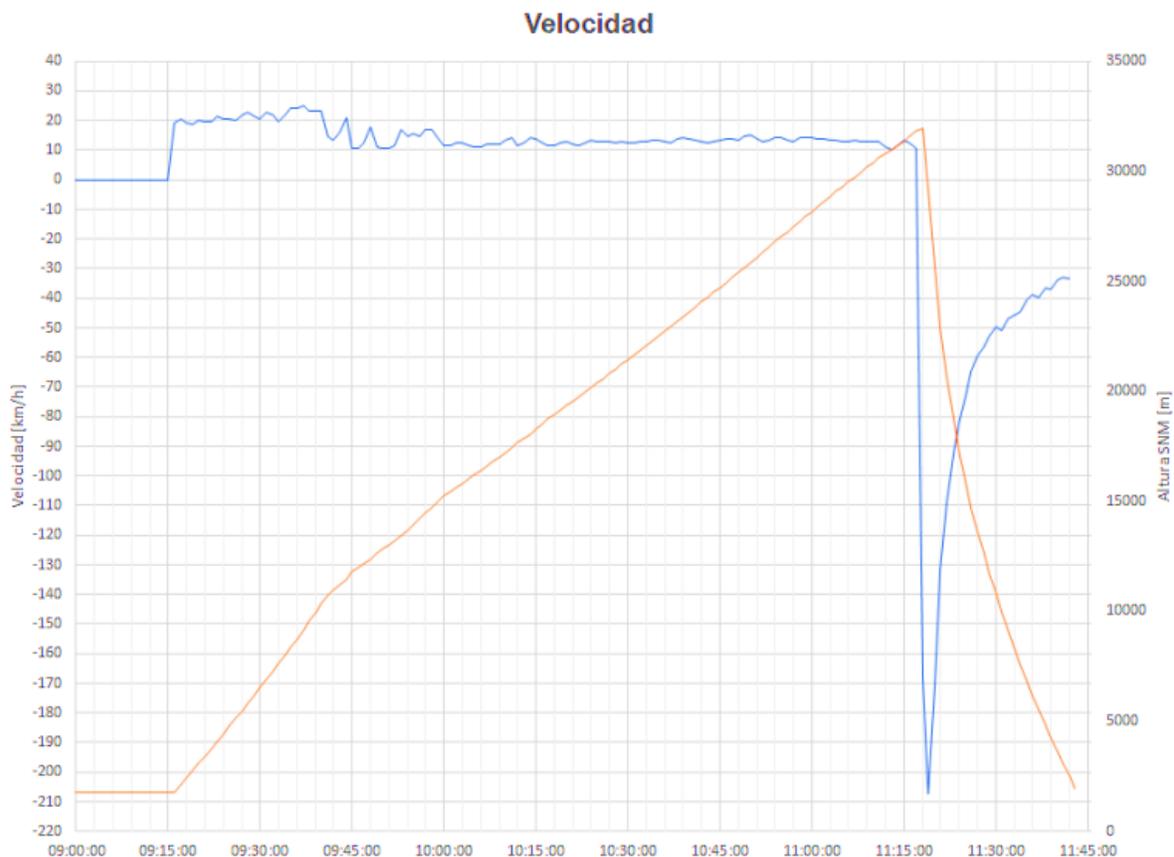
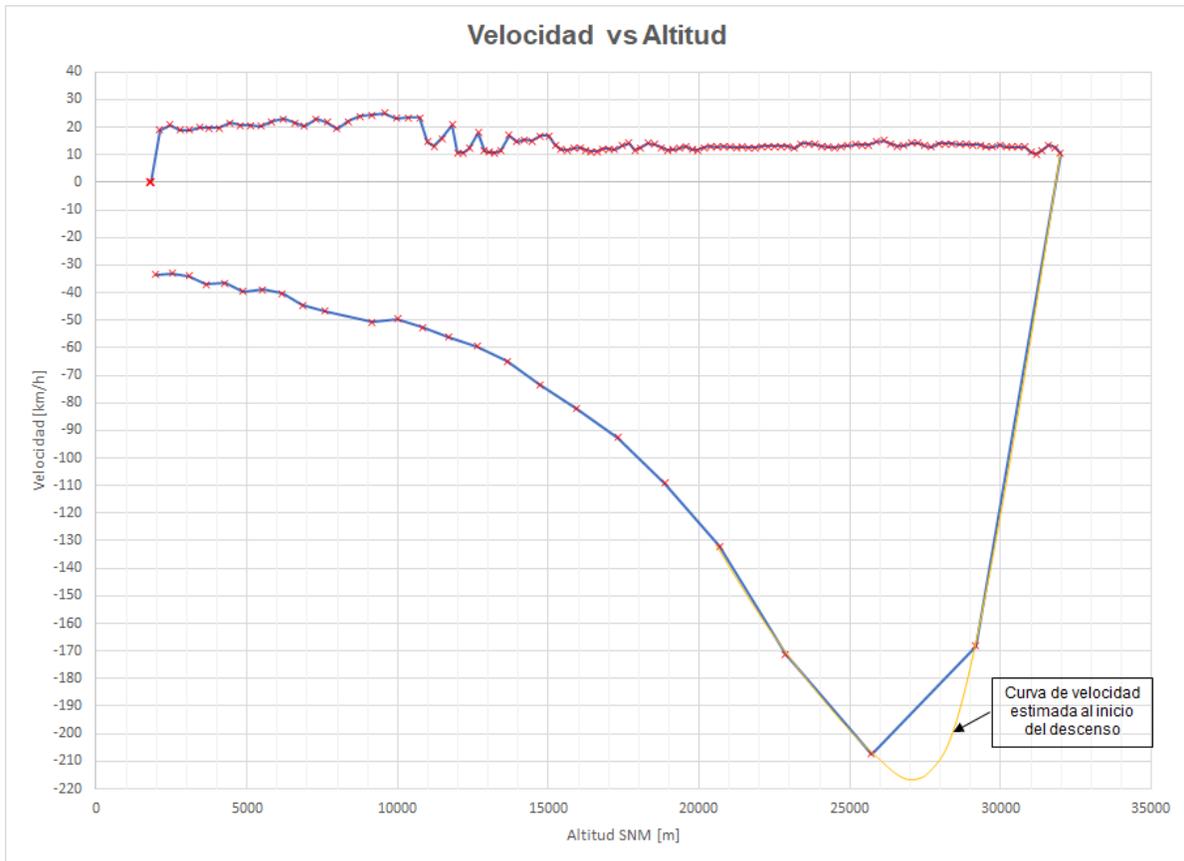


Figura 6.15 – Gráfica de velocidad y altitud contra tiempo con datos obtenidos por la instrumentación de la plataforma CSM.

A través de los datos de altitud obtenidos respecto a los intervalos de tiempo establecidos por el sistema SADM 1.2 es que se obtienen los datos de velocidad puntual mostrados en la gráfica de la Figura 6.16, en donde se incluye una curva estimada entre los dos periodos de lectura del sistema, obteniendo una velocidad de 218 km/h como valor estimado máximo al momento de la ruptura del globo sonda.



6.2 Conclusiones

Al llevarse a cabo de manera satisfactoria el lanzamiento y la posterior recuperación de la plataforma tecnológica CSM, se considera como exitosa la misión CSM-2018-A, y al verificar la adquisición de datos de temperatura, presión atmosférica, campo magnético y aceleración inercial es que se valida de forma operativa al sistema SADM 1.2.

Los elementos de sujeción utilizados como parte de la estructura de soporte de la instrumentación del sistema SADM 1.2, presentaron un desempeño satisfactorio en la instalación mecánica de este a la estructura de carga útil de la plataforma CSM, así también el formato de forma PC/104, implementado en los elementos propios del sistema, permitió la correcta compatibilidad con los demás elementos que conformaron el conjunto de módulos experimentales a bordo, por lo cual, mediante su implementación, se coadyuva al desarrollo de sistemas de instrumentación estandarizados para su uso en satélites pequeños tales como TEPEU-1.

A su vez, la estructura de soporte interna a la cual se integraron los elementos de la carga útil mediante tensores, obtuvo un desempeño satisfactorio, al soportar las aceleraciones inerciales presentadas en diversos puntos durante el vuelo, especialmente durante el descenso y aterrizaje, conservándose la integridad mecánica y eléctrica del sistema al momento de verificar la operatividad de los componentes durante su extracción de la plataforma, posterior a su recuperación.

El diseño de las tarjetas PCB correspondientes a la computadora a bordo, módulo de sensores y periféricos y suministro de energía eléctrica permitieron el correcto funcionamiento de los elementos integrados a estas, por lo cual se toma como satisfactorio su desarrollo y ensamble.

Mediante los datos obtenidos de presión, campo magnético, temperatura, velocidad y aceleración inercial durante la totalidad del vuelo por los sensores MPL3115A2, MAG3110, LM135, PT100 y LSM9DS1 respectivamente, se obtuvieron gráficas de los comportamientos de las magnitudes registradas durante las diferentes etapas del vuelo CSM-2018-A, siendo validado así el funcionamiento operativo de los elementos de instrumentación.

Así también, al visualizar una tendencia razonable en el comportamiento de las magnitudes finales de campo magnético se puede verificar la calibración realizada en sitio antes del lanzamiento, gracias a los datos de offset obtenidos en los sensores MAG3110 y LSM9DS1.

Una vez extraídos los datos almacenados en la tarjeta de memoria, estos mostraron la correcta ejecución de las tareas asignadas desde la puesta en marcha del sistema, lo cual, valida la integración del firmware utilizado. Al verificar en los registros la correcta inicialización y toma de datos de los diferentes sensores, en los intervalos de tiempo establecidos, la tarjeta ChipKit uC32 como computadora a bordo presentó un desempeño satisfactorio.

Así pues, con la validación operativa del sistema de adquisición SADM 1.2 mediante el vuelo CSM-2018-A, se complementa el desarrollo de instrumentación experimental espacial al integrar un banco de pruebas para ensayos en ambiente de espacio cercano y en baja altitud para dar continuidad al esquema de diseño para TEPEU-1, así como en otros módulos experimentales. Este trabajo representa un primer paso en la obtención de experiencia necesaria para la creación de instrumentación espacial compatible con estándares de sistemas espaciales.

Como resultado del desarrollo de este proyecto, se fortalece la colaboración interinstitucional al poder involucrar de manera conjunta diferentes instituciones educativas nacionales para la realización del vuelo CSM-2018-A.

Por último, posterior a este vuelo, algunos de los elementos del sistema SADM 1.2 han formado parte de las primeras misiones suborbitales del IPN coordinadas por la NASA (FY19-FTS y FY21-FTS) en los módulos experimentales EMIDSS-1 y 2 en 2019 y 2021.

6.2.1 Recomendaciones

- Los conectores utilizados para comunicar las tarjetas PCB entre sí presentaron cierta resistencia mecánica al ser desconectados, provocando que en algunas ocasiones ciertos pines se doblaran, así pues, estos conectores pueden ser sustituidos por otros con pines reforzados para futuros vuelos.
- En cuanto al material térmico utilizado en la plataforma, el uso de placas de unicelel presentó algunos problemas al momento de su corte y maniobrabilidad en su instalación en las caras de la plataforma CSM, por lo cual se recomienda considerar un material aislante con mejores características mecánicas y térmicas. También considerar las conexiones exteriores de ciertos elementos tales como sensores, antenas o cámaras, para identificar posibles puntos que pudieran representar interrupciones de la protección térmica de los elementos internos.
- Los elementos tensores del mecanismo utilizado para sujetar al conjunto de tarjetas a la estructura de la plataforma CSM, presentaron una curvatura considerable una vez instaladas, por lo tanto, una recomendación es llevar a cabo un análisis de las fuerzas de tensión aplicadas en este punto y realizar un diseño de este mecanismo enfocado en la aplicación específica en la plataforma CSM, ya que los utilizados para este vuelo fueron de uso general.
- La sujeción mecánica del conjunto de baterías en la tarjeta de alimentación puede ser mejorada utilizando una base diseñada especialmente para su uso en la tarjeta PCB, añadiendo puntos de sujeción a esta para así poder utilizar tornillos plásticos, además de considerar la protección de terminales expuestas y su posición respecto a otros elementos. También es posible añadir módulos de monitoreo de corriente y voltaje de las baterías en futuras versiones para así obtener información del desempeño de la energía utilizada.
- Los rangos de medición establecidos para el vuelo de los parámetros de aceleración inercial y velocidad angular del sensor LSM9DS1 fueron sobrepasados por los valores obtenidos, por lo que se recomienda considerar un rango mayor en la configuración inicial de estos sensores o sustituir la unidad para próximos vuelos.
- Los datos de posicionamiento GPS no pudieron ser obtenidos debido a que el receptor GP-735 no pudo establecer comunicación con los satélites mínimos necesarios con la antena integrada en este, por lo cual se recomienda cambiar a una antena de mayor ganancia y preferentemente colocarla al exterior.

BIBLIOGRAFÍA

Capítulo 3

- [1] PC104 Specification. What is PC/104? Recuperado de: <https://pc104.org/>
- [2] Stratasys. ULTEM 1010 Resin. Recuperado de: https://www.stratasys.com/-/media/files/material-spec-sheets/mds_fdm_ultem-1010-resin_0920a.pdf
- [3] High Altitude Science. Near Space Parachute Info. Recuperado de: <https://www.highaltitudescience.com/>

Capítulo 4

- [4] International Organization for Standardization, Standard Atmosphere, ISO 2533:1975, 1975.
- [5] PC104 Specification. What is PC/104? Recuperado de: <https://pc104.org/>
- [6] PC/104 Specification. Version 2.6. Octubre de 2008. Recuperado de: https://pc104.org/wp-content/uploads/2015/02/PC104_Spec_v2_6.pdf
- [7] PC/104 Bus Structures. Recuperado de: <https://www.rtd.com/PC104/>
- [8] Digilent. uC32 Board Reference Manual. Junio 2017. Recuperado de: https://digilent.com/reference/_media/reference/microprocessor/uc32/uc32_rm.pdf
- [9] Digilent. Chipkit uC32 Reference Design. Julio 2014. Recuperado de: https://digilent.com/reference/_media/reference/microprocessor/uc32/chipkit_uc32_sch.pdf
- [10] Texas Instrument. LMx35 Precision Temperature Sensors Datasheet. Febrero 2015. pp 4. Recuperado de: <http://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm235a.pdf>
- [11] ST Electronics. LSM9DS1 Datasheet. Noviembre 2014. Recuperado de: https://cdn.sparkfun.com/assets/learn_tutorials/3/7/3/LSM9DS1_Datasheet.pdf
- [12] Sparkfun. LSM9DS1 Breakout Schematic. Mayo 2015. Recuperado de: https://cdn.sparkfun.com/assets/learn_tutorials/3/7/3/SparkFun-LSM9DS1-Breakout-schematic.pdf
- [13] Würth Electronics. WR-CRD Micro SD Card Connector Properties. Recuperado de: https://www.we-online.com/catalog/en/CRD_SD_MICRO_PUSH_AND_PULL_8_PINS
- [14] Würth Electronics. WR-CRD Micro SD Card Connector Datasheet. Recuperado de: <https://www.we-online.com/catalog/datasheet/693071010811.pdf>
- [15] NXP. Xtrinsic MAG3110 Datasheet. Febrero 2013. Recuperado de: <https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MAG3110.pdf>
- [16] NXP. MPL3115A2 Datasheet. Abril 2018. Recuperado de: <https://www.nxp.com/docs/en/data-sheet/MPL3115A2.pdf>
- [17] Sparkfun. MLP3115A2 breakout. Enero 2013. Recuperado de: https://cdn.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Pressure/MPL3115A2_breakout.pdf
- [18] ADH Technology. GP-735 Datasheet. Junio 2014. Recuperado de: <https://cdn.sparkfun.com/datasheets/GPS/GP-735T-150203.pdf>

- [19] TE Connectivity. Understanding RTDs. Recuperado de: <https://www.te.com/global-en/industries/sensor-solutions/insights/understanding-rtds.html>
- [20] Measurement and control. Electrical temperature sensors; references-tables for nickel resistors for resistance thermometers. DIN 43760, 1987 Edition, September 1987.
- [21] Maxim Integrated. MAX31865 Datasheet. Julio 2015. Recuperado de: <https://cdn-learn.adafruit.com/assets/assets/000/037/309/original/MAX31865.pdf>
- [22] Energizer. L91 Product datasheet. Recuperado de: <https://data.energizer.com/pdfs/l91.pdf>
- [23] Sparkfun. LSM9DS1 Breakout Schematic. Mayo 2015. Recuperado de: https://cdn.sparkfun.com/assets/learn_tutorials/3/7/3/SparkFun-LSM9DS1-Breakout-schematic.pdf
- [24] Magnetic declination at your location. Recuperado de: <https://www.magnetic-declination.com/#>
- [25] Sparkfun. MAG3110 Hookup guide. Calibration. Recuperado de: <https://learn.sparkfun.com/tutorials/mag3110-magnetometer-hookup-guide->

APENDICE A: DIAGRAMA ESQUEMÁTICO DE TARJETA OBC

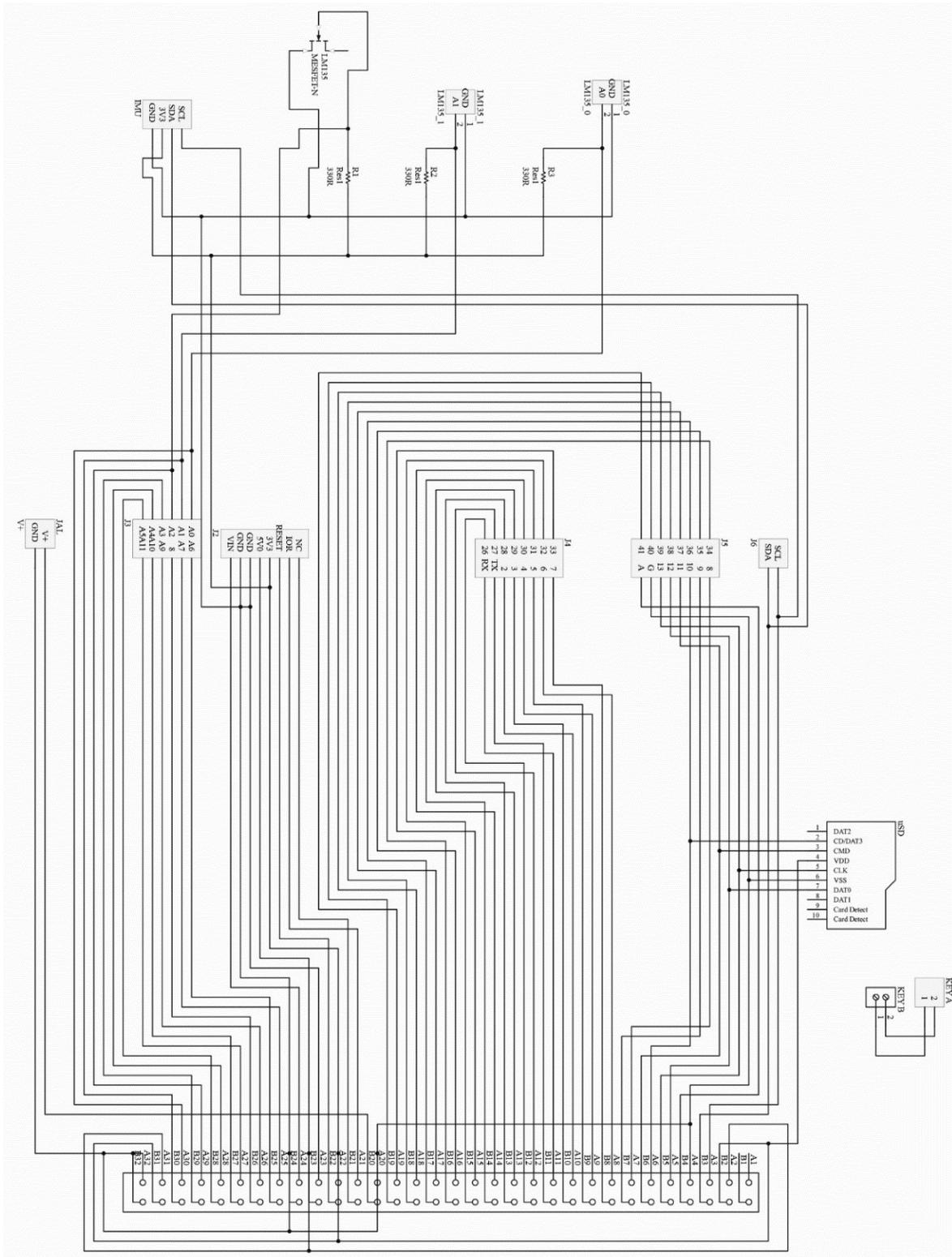


Figura A – Diagrama esquemático de tarjeta OBC.

