

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

FACULTAD DE CIENCIAS DE LA INGENIERÍA Y
TECNOLOGÍA



TESIS

**“PROPUESTA DE DISEÑO DEL HARDWARE DE UN
PICOSATÉLITE CANSAT DE CONDICIONES
AMBIENTALES Y SISTEMA COMEBACK”**

PARA OBTENER EL TÍTULO DE
INGENIERO AEROESPACIAL

PRESENTAN

JOCELYN SARAHI MENDOZA MARTÍNEZ

ASESOR

ANTONIO GÓMEZ ROA

Tijuana Baja California, Septiembre, 2019

Índice de contenidos

LISTA DE FIGURAS	3
LISTA DE TABLAS	5
AGRADECIMIENTOS	6
RESUMEN	7
JUSTIFICACIÓN	8
OBJETIVO	9
CAPITULO 1. ESTADO DEL ARTE	10
CAPITULO 2. INTRODUCCIÓN	15
1 HISTORIA DE LOS SATÉLITES	15
2 TIPOS DE SATÉLITES	17
2.1 SATÉLITES METEOROLÓGICOS	17
2.2 SATÉLITES DE COMUNICACIONES	18
2.3 SATÉLITES DE NAVEGACIÓN	19
2.4 SATÉLITES DE OBSERVACIÓN DE LA TIERRA	20
2.5 SATÉLITES ASTRONÓMICOS	20
2.6 SATÉLITES PEQUEÑOS	21
3 ESTRUCTURA DE UN SATÉLITE	22
3.1 CARGA ÚTIL	22
3.2 PLATAFORMA	23
4 CONCEPTO DEL CANSAT	29
4.1 CATEGORÍAS PARA CANSAT	30
4.2 SISTEMAS DE LANZAMIENTO	33
CAPITULO 3. PRE-FASE: ESTUDIO DEL CONCEPTO	37
5 CONCEPTUALIZACIÓN DE LA MISIÓN	37
6 SECUENCIA DE LA MISIÓN	39
7 ARQUITECTURA	40
8 REQUERIMIENTOS GENERALES	41
9 REQUERIMIENTOS POR SUBSISTEMA	42
CAPITULO 4. FASE A: DESARROLLO TECNOLÓGICO	43
10 SUBSISTEMA DE LA MISIÓN	43
10.1 CARACTERÍSTICAS	43
11 SUBSISTEMA DE COMPUTADORA	45
11.1 CONCEPTOS Y OPERACIONES	45

11.2	CARACTERÍSTICAS	46
12	SUBSISTEMA DE COMUNICACIÓN	46
12.1	CONCEPTOS Y OPERACIONES	46
12.2	CARACTERÍSTICAS	46
13	SUBSISTEMA DE ENERGÍA	47
13.1	CONCEPTOS Y OPERACIONES	47
13.2	CARACTERÍSTICAS	48
14	SUBSISTEMA COME-BACK	49
14.1	CONCEPTOS Y OPERACIONES	49
CAPITULO 5. FASE B: DISEÑO PRELIMINAR		50
15	DISEÑO DE PCB PARA EL SATÉLITE	50
15.1	SUBSISTEMA DE LA COMPUTADORA DE VUELO	50
15.2	SUBSISTEMA LA MISIÓN	50
15.3	SUBSISTEMA LA COMUNICACIÓN	52
15.4	SUBSISTEMA DE ENERGÍA	52
16	ESTRUCTURA DEL SATÉLITE CANSAT	53
16.1	DISEÑO DEL MODELO CAD DEL CANSAT	53
17	DESARROLLO DEL SOFTWARE	56
18	ESTACIÓN TERRENA	60
19	SISTEMA DE DESCENSO	63
19.1	AERODINÁMICA DE UN PARACAÍDAS	64
19.2	DISEÑO DEL PARACAÍDAS	68
CAPITULO 6. FASE C: DISEÑO FINAL Y FABRICACIÓN		73
20	CONSTRUCCIÓN DEL PBC	73
21	CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA	75
22	CONSTRUCCIÓN DEL PARACAÍDAS	75
CAPITULO 7. FASE D: ENSAMBLE Y PRUEBAS		78
23	ENSAMBLE E INTEGRACIÓN	78
24	PRUEBAS DE INTEGRACIÓN	79
24.1	Prueba de comunicación	79
24.2	Prueba de vibración	80
24.3	Prueba de fuerza centrífuga	81
24.4	Prueba de impacto	81
25	PRUEBAS EN ANSYS	82
CAPITULO 8. FASE E: RESULTADOS		87
CAPITULO 9.FASE F: CIERRE Y CONCLUSIONES		91
26	CONCLUSIONES	91
APÉNDICE A		96

Lista de Figuras

1	Conceptos del profesor Robbert Twiggs [3] y [4]	10
2	Resultados obtenidos en ARLISS, ilustrando la distancia de separación obtenida cada año. [11]	12
3	Imagen tomada por satélite meteorológico.[21]	18
4	Tipos de satélites de comunicación. [22]	19
5	Funcionamiento de satélites de navegación.	20
6	Imagen de satélite de observación de la Tierra.[20]	20
7	Imágenes obtenidas por un satélite astronómico.[25]	21
8	Anatomía de un satélite, representando sus subsistemas.	22
9	Subsistema de energía con paneles solares.[35]	26
10	Condiciones en el ambiente térmico espacial.[36]	28
11	Concepto del CanSat, los subsistemas de un satélite real dentro de una lata común.[29]	29
12	Descenso de un CanSat.[8]	30
13	Ejemplos de prototipos tipo Telemetría.[11]	30
14	Proceso de prueba de la telemetría de un CanSat.[54]	31
15	Ejemplos de prototipos Comeback.[11]	31
16	Proceso de prueba de un CanSat tipo Comeback.[54]	32
17	Ejemplos de prototipos CanSat-Flyback.[54]	33
18	Proceso de prueba de un CanSat tipo Comeback.[54]	33
19	Cohete utilizado en las competencia ARLISS 2018	33
20	Dron utilizado para en el 1er concurso nacional mexicano, 2015[55]	36
21	Sistema de ingeniería NPR 7120.5, empleado en este trabajo.[30]	37
22	Secuencia de la misión general.	39
23	Arquitectura del CanSat representada en un Modelo V	41
24	Sensores de Presión y Temperatura Atmosférica propuestos.	44
25	Propuestas de sensor GPS.	45
26	Propuestas del sensor de magnetómetro. [52] [44]	45
27	Propuestas para comunicación inalámbrica.	47
28	Esquemático presentando las conexiones del Arduino-Micro.	50
29	Esquemático presentando las conexiones del módulo GY-801.	51
30	Esquemático presentando las conexiones del módulo GPS.	51
31	Esquemático presentando las conexiones del controlador del motor L293D.	52
32	Esquemático presentando las conexiones del módulo Xbee	52
33	Esquemático presentando el subsistema de energía.	53
34	Requerimiento de tamaño del modelo CAD-CanSat.	54
35	Cumplimiento del requerimiento del peso.	54
36	Requerimiento de accesibilidad.	55
37	Tapa para el requerimiento de protección y seguridad de los componentes internos.	55
38	Llantas para el requerimiento de movimiento.	56
39	Ensamble del diseño final de la estructura del CanSat.	56
40	Secuencia de operación del software en la misión.	57

41	Diagrama de flujo del software en la misión.	57
42	Diagrama de flujo del sistema ComeBack.	58
43	GY801, mostrando sus ejes.	58
44	Diagrama de cuerpo libre para ejemplificar rotación en los 3 ejes	59
45	Telepuerto de SATMEX, México.	61
46	Centro de control satelital del SATMEX.	61
47	Diagrama de la estación terrena.	62
48	Diagrama por bloques de la interfaz de la estación terrena.	63
49	Diseño de la interfaz de la estación terrena.	63
50	Ejemplo de paracaídas con un sistema CanSat	64
51	Fuerzas actuantes en un paracaídas.	65
52	Paracaídas estable en descenso no acelerado.	66
53	Gráfico para la obtención de C_D apartir de la velocidad del descenso.[56]	70
54	Formas que adquiere el paracaídas cuando se infla.	71
55	Octágono inscrito en un círculo. Forma deseada del paracaídas	71
56	Placa con los componentes que integran el PCB en el software Eagle-Autodesk.	73
57	Diseño del PCB en el software Eagle-Autodesk.	74
58	Vistas del PCB en el software Eagle-Autodesk.	74
59	Diseño del preliminar PCB manufacturado.	74
60	Manufactura del modelo 3D de la estructura del CanSat.	75
61	Patrón del triangulo diseñado para formar el paracaídas.	76
62	Octágono confeccionado para un paracaídas.	76
63	Ganchos para sostener las cuerdas del paracaídas.	77
64	Paracaídas terminado.	77
65	Manufactura del modelo 3D de la estructura del CanSat.	78
66	CanSat vista lateral.	79
67	Prueba de comunicación.	80
68	Prueba de vibración al sistema integrado.	80
69	Prueba de fuerza centrífuga en el sistema integrado.	81
70	Prueba de impacto directo en el sistema integrado.	81
71	Mallado de la geometría de la estructura del CanSat.	84
72	Fuerzas y restricciones aplicadas a la estructura del CanSat.	85
73	Resultados del análisis de deformación.	85
74	Resultados del análisis de esfuerzos.	86
75	Resultados del análisis del factor de seguridad.	86
76	Programa MagMaster utilizado	87
77	MagMaster despues de obtener las matrices requeridas.	88
78	Intefaz en la adquisicion de datos, temperatura, presión y altura.	88
79	Gráfica de temperatura en Matlab.	89
80	Gráfica de presión en Matlab.	89
81	Grafica de altitud en Matlab.	90

Lista de Tablas

1	ARLIS 1999-2017	11
2	Representantes en la Competencia ESA, 2010-2018 [10]	13
3	Subclasificación de satélites pequeños. [26]	21
4	Sensores del subsistema de control y orientación.[10]	25
5	Órbitas correspondientes al tipo de misión.[5]	28
6	Uso de cohetes en competencias CanSat.	34
7	Uso de globos en competencias CanSat.	35
8	Uso de drones en competencias CanSat.	36
9	Determinación de la misión.	38
10	Ciclo de vida de la misión. Sub-misiones por etapa.	40
11	Requerimientos generales del sistema CanSat.[55] [31]	41
12	Requerimientos generales por subsistema.	42
13	Elección del sensor de presión del aire.[39] [40]	43
14	Elección del sensor de temperatura [39] [40]	44
15	Elección del sensor de GPS. [41] [42]	44
16	Elección del sensor de magnetómetro.[43]	45
17	Elección del microcontrolador.[47]	46
18	Microcontrolador propuesto.	46
19	Propósito de subsistema de comunicación.[48] [49]	46
20	Elección de la cámara de vídeo.	46
21	Propósito de los componentes del subsistema de energía.	48
22	Elección de batería.	48
23	Propósito de los componentes del subsistema Come-back	49
24	Elección del motor con caja de engranes.	49
25	Elección de Controlador de Motores.	49
26	Comportamiento de un paracaídas para un CanSat.	65
27	Características del filamento PLA-Ultimaker.[60]	82
28	Propiedades mecánicas del filamento PLA-Ultimaker.[60]	82

Agradecimientos

A mi familia y profesores por su apoyo y animo durante la elaboración de este trabajo.
Con mi mayor gratitud a todos ellos.

Resumen

En este trabajo investigativo se indago sobre los satélites educativos con el fin de proponer un diseño propio de hardware de un picosatélite CanSat de condiciones ambientales y sistema Comeback. El cual consiste en un modelo que permita realizar una simulación de una misión espacial, al estudiar la metodología para sistemas de ingeniería y desarrollar un prototipo que sea capaz de capturar los datos climatológicos del ambiente, entre los que se encuentran variables como temperatura, altitud y presión atmosférica, al momento que es capaz de volver a su punto de salida, demostrando que es prototipo capaz de competir como un sistema cansat tipo comeback.

Para lograr el cometido se siguió la metodología para sistemas de ingeniería NPR 7120.5, para programas de vuelo espacial y gestión de proyectos de la NASA, con el cual se estudio el concepto del proyecto, se abordó el desarrollo tecnológico, originando un diseño preliminar para generar un diseño final y fabricación, continuando con ensamble y pruebas, para terminar con resultados, mantenimiento y conclusiones.

A través de todas estas fases, se estableció la misión general y submisiones por sistemas, así como las secuencias de operación de cada una de ellas. Posteriormente se investigó los componentes con las características más óptimas comparándolos con sus competidores, con el propósito de diseñar el PCB del picosatélite y definir sus subsistemas. Continuando con la propuesta de la estructura y mecanismos de movimientos. Complementándolo con desarrollo del software de vuelo y estación terrena. Además de calcular las medidas del dispositivo de descenso apropiado para este CanSat.

Por lo que finalmente se logró obtener un modelo tanto estructuralmente como electrónicamente equipado para desarrollar diversas aplicaciones de software que le permitirán operar como un modelo CanSat tipo ComeBack, transportable en cualquiera de los lanzadores propuestos y utilizable en diferentes terrenos de operaciones, debido a su resistencia y fiabilidad.

Justificación

Desde el inicio de la carrera espacial en 1957 con el Sputnik 1, el desarrollo de sistemas espaciales ha ido en incremento hasta nuestros días, donde el desarrollo e innovación en estas ciencias, permite a países ser potencias mundiales gracias a la hegemonía que les produce la cantidad y calidad de la tecnología espacial que poseen, debido a que les proporciona una preponderancia económica sobre los servicios que proveería este campo, como las telecomunicaciones, sistemas de posicionamiento, procesamiento de datos e imágenes, así como estudio y experimentación espacial.

Consecuentemente los países que no prosperan en este ámbito son dejados atrás y deben comprar los servicios a los países desarrollados, por lo que en este mundo donde solo la inversión en la implementación de nueva tecnología nos permitirá ir a la par con el resto del mundo, esto representa una problemática. Enfrentando esta situación, los mayores obstáculos resultan ser el costo de desarrollo de un sistema espacial y la capacitación del capital humano que posea los conocimientos y habilidades de este ámbito.

Para superar esta situación, una tecnología emergente de estos últimos años es la implementación de pequeños satélites del tamaño de una lata de soda, llamados CanSat para explicar y experimentar el desarrollo de las fases que llevan a cabo para crear una misión espacial. Este tipo de satélites actualmente están tomando un rol importante para la educación espacial, ya que reducen los costos comparados con los satélites de tamaño estándar.

Los CanSat representan una propuesta muy completa, tanto para países desarrollados como para países en vías de desarrollo, como México, ambos han mostrado intereses en estos pequeños satélites, ya que ofrecen tres grandes ventajas, el bajo costo de producción, el corto tiempo de desarrollo y la amplia variedad de aplicaciones que solo se limitan a la imaginación de sus usuarios, por lo que provee una excelente oportunidad práctica para que los docentes y estudiantes en la educación espacial. Debido a que básicamente es un simulador de satélite ya que proporciona los elementos operacionales básicos de una misión espacial que permite involucrarse en las áreas de diseño, desarrollo de la misión, integración de carga y lanzamiento de un satélite, subsecuentemente puede ser utilizado como una herramienta poderosa, en conjunto con dispositivos científicos para experimentos profesionales.

Objetivo

En esta investigación “Propuesta de diseño del hardware de un picosatélite cansat de condiciones ambientales y sistema comeback” se desarrolla un nuevo modelo de satélite educativo, con el objetivo de diseñar un prototipo desde cero, siguiendo la metodología para sistemas de ingeniería NPR 7120.5, dentro de la cual se buscara estudiar un concepto, realizar el desarrollo tecnológico para originar un diseño preliminar, para luego proceder a la fabricación, ensamble y pruebas; con lo que se concluirá demostrando resultados y la funcionabilidad del diseño.

Dentro del objetivo principal, el sub-objetivo es lograr un prototipo que sea capaz de cumplir la misión principal de detectar las condiciones de su entorno, bajo las variables de temperatura, presión y altura. Asi como la misión secundaria de activar su sistema Comeback mediante un sistema de actuadores y verificación de posición para seguir una ruta controlada al punto de partida.

Por lo que el objetivo se resume en diseñar un prototipo de cansat funcional que sea capaz de medir y enviar las condiciones del ambiente en tiempo real a una estación terrena, mientras regresa desde un punto a su punto de partida.

Estado del Arte

El concepto del CanSat surgió del profesor Robert J. Twiggs, asesor de la Universidad de Stanford a partir de 1994, quien trabajaba estudiando satélites pequeños académicos desde 1982, [1] él se dio cuenta de que sus alumnos necesitaban experiencia práctica para convertirse en mejores ingenieros, porque las tarifas para exceder a los modelos satelitales eran extremadamente altas, incluso para los presupuestos universitarios. Por lo tanto en 1998, cerca de 50 estudiantes pertenecientes a 12 universidades de los Estados Unidos y Japón se reunieron en el primer "Simposio de Sistemas Espaciales Universitarios" celebrado en Hawái, [2] donde el profesor Twiggs propuso la idea inicial de lo que más tarde se convertiría en los conceptos originales para CanSat, CubeSat, PocketQub y CricketSat para aprendizaje de ingeniería espacial. [3]

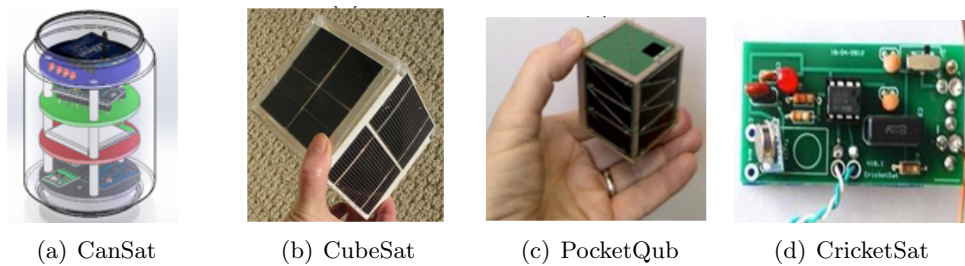


Figura 1: Conceptos del profesor Robbert Twiggs [3] y [4]

Posteriormente gracias a los esfuerzo del profesor Twiggs, comenzó el proyecto ARLISS (A Rocket Launch for International Student Satellites) como un programa cooperativo entre varias universidades de todo el mundo, inicialmente involucraba instituciones estadounidenses y japonesas, pero el desarrollo del proyecto se ha ido expandiendo hasta nuestros días. El primer evento ARLISS tomo lugar en Black Rock, Nevada y se realizó el 11 de septiembre en 1999 [5] continuando cada año sin interrupción, donde en conjunto con AeroPAC (La Asociación de Cohetería Experimental del Pacífico) se experimentó por primera vez con el lanzamiento de cargas útiles como el CanSat, del tamaño de una lata de refresco de 350 mililitros, la idea inicial, aún implementada hoy en día, era lanzar satélites tipo CanSat en un cohete, con lo cual se abriría la oportunidad a vuelos espaciales de bajo costo, alrededor de 400 dolares. [2] A continuación se muestra en la tabla (1) el alcance internacional de la competencia ARLISS en la tabla 1, donde se visualiza las nacionalidades de los participantes asistentes por año.

COMPETENCIA INTERNACIONAL ARLISS	
AÑO	CANTIDAD DE EQUIPOS PARTICIPANTES
1999	2 Japón, 2 Estados Unidos
2000	4 Japón, 2 Estados Unidos
2001	5 Japón, 2 Estados Unidos y Lockheed Martin
2002	7 Japón, 3 Estados Unidos
2003	6 Japón, 2 Estados Unidos
2004	6 Japón, 3 Estados Unidos
2005	7 Japón, 1 Estados Unidos
2006	8 Japón, 3 Estados Unidos, 1 España
2007	10 Japón, 1 Estados Unidos, 1 Corea
2008	11 Japón, 1 Estados Unidos, 1 Corea
2009	11 universidades y 1 preparatoria Japón, 5 universidades y 1 preparatoria Estados Unidos, 1 Corea
2010	15 universidades y 1 preparatoria Japón, 5 Estados Unidos, 1 Corea, 1 Noruega
2011	20 Japón, 2 Estados Unidos
2012	13 Japón, 3 Estados Unidos, 1 Corea
2013	15 Japón, 3 Estados Unidos, 1 Hawai
2014	17 Japón, 2 Estados Unidos, 1 Corea, 1 Perú
2015	17 Japón, 8 Estados Unidos, 4 Corea, 2 Egipto, 2 Perú
2016	12 Japón, 2 Estados Unidos, 2 Corea, 1 Egipto, 1 Perú
2017	14 Japón, 4 Estados Unidos, 1 Corea, 1 Egipto, 1 Perú, 1 Costa Rica

Tabla 1: Equipos representantes en ARLISS 1999-2017. [8]

Luego en el 2000, las misiones fueron incluyendo diferentes sensores y microcontroladores, conforme iba avanzando la tecnología en los sistemas micro-electromecánicos. Mas adelante en 2001 el proyecto llegó a una situación más compleja cuando se comenzó a plantear la categoría Come-Back, según la cual el satélite con un mecanismo de control debería dirigirse a un objetivo en particular sin intervención humana. En esta categoría incursionaron las instituciones japonesas pertenecientes a la Universidad de Tohoku en 2002. Debido a que en quincuagésimo sexto Congreso Astronáutico Internacional (IAC), celebrado en Fukuoka, Japón, en octubre de 2005 [2], el Consorcio Universitario de Ingeniería Espacial (UNISEC) organizó un Taller CanSat, donde los estudiantes de varios países trabajaron juntos en la configuración final y pruebas de un CanSat, con lo que al terminar del taller se realizó una demostración de un CanSat tipo Come-Back. Por lo anterior, este conocimiento se empezó a incluir en las competencias ARLISS, el cual es evaluado conforme el CanSat llega a un objetivo predeterminado, sin embargo como podemos observar en la gráfica siguiente este propósito no se logra todos los años:

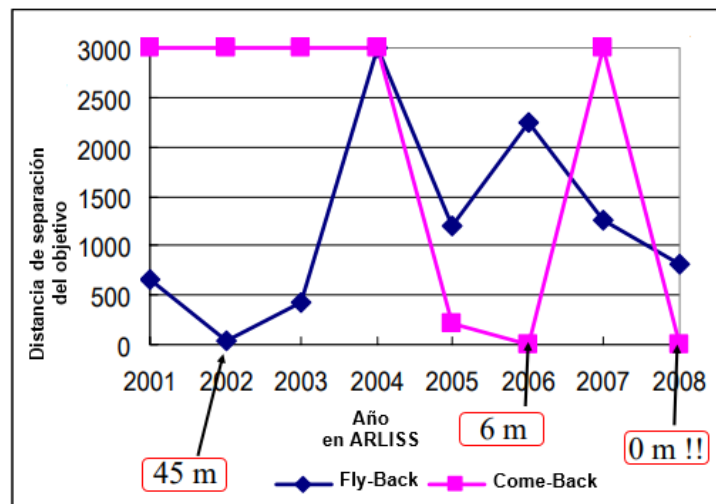


Figura 2: Resultados obtenidos en ARLISS, ilustrando la distancia de separación obtenida cada año. [11]

Consecuentemente en los últimos años, el interés por este tipo de satélite ha estado creciendo y extendiéndose, por lo que se han desarrollado varios concursos siguiendo el mismo concepto propuesto por el profesor Twiggs tanto a nivel nacional como internacional.

Desde entonces, varios institutos y universidades europeas no se han quedado atrás y han organizado sus competiciones nacionales CanSat en sus respectivos países. Por lo cual la Agencia Espacial Europea, ESA, organizó un taller el 5 de octubre 2006 en Valencia, España, durante el quincuagésimo séptima reunión de la IAC [9] para intercambiar información sobre cómo realizar modelos CanSat y estimular el interés entre los estudiantes europeos de participar en competiciones de satélites tipo CanSat.

Un muestra de ello, el 16 de abril del 2010 la ESA realizó en los países bajos, el programa “ESA Hand-on space education Projects activities for university students: Attracting and training the next generation of aerospace engineering”, donde proporciono a números estudiantes adiestramiento para ganar experiencia práctica en proyectos de ingeniería espacial, donde se experimentó con modelos de mini y pico-satélites. Lo que propicio la primera competencia de CanSat del 15 al 19 de agosto del 2010 en Europa, realizada en Noruega, en conjunto con el Centro de Educación Espacial Noruego (NAROM) y el Centro Espacial Noruego (NSC), para el cual se seleccionaron 10 equipos de los países miembros de la ESA [10], como iniciativa de la agencia para inspirar a los jóvenes a estudiar ingeniería espacial y crear una industria espacial fuerte y calificada en el futuro, dicha competencia se ha realizado año tras año hasta este 2018, como se muestra en la tabla 2.

COMPETENCIA EUROPEA DE CANSAT			
AÑO	PAÍS SEDE	EQUIPOS PARTICIPANTES	FECHAS
2010	Andoya Rocket Range en Noruega	Diversos equipos provenientes de: Bélgica, República Checa, Dinamarca, Grecia, Italia, Irlanda, Noruega, España, Suecia y Reino Unido.	16 Agosto – 18 Agosto 2010.

Tabla 2 – Continúa en la siguiente página

Continuación de la página anterior

2011	ESTEC, European Space Agency's Technical Centre en los Países Bajos.	Taller de trabajo introductorio a los CanSat con participación: Austria, Bélgica, República Checa, Dinamarca, Francia, Grecia, Países Bajos, Noruega, Portugal Rumania, España, Italia, Irlanda y Reino Unido.	2 Diciembre -3 Diciembre 2011.
2012	Andoya Rocket Range en Noruega	14 Equipos: Austria, Bélgica, República Checa, Dinamarca, Francia, Grecia, Países Bajos, Noruega, Portugal Rumania, España, Italia, Irlanda y Reino Unido.	22 Abril -26 Abril 2012.
2013	Delft University of Technology, Países Bajos.	15 equipos diversos provenientes de: Dinamarca, Italia, Polonia, Portugal, Reino Unido, Alemania, Rumania y Irlanda.	10 Abril – 13 Abril 2013.
2014	Andoya Rocket Range en Noruega.	9 equipos: Alemania (2 equipos), Grecia (2 equipos), Rumania (2 equipos), España, República Checa, Polonia.	1 Junio – 5 Junio 2014.
2015	Aeródromo de Santa Cruz en Portugal.	16 equipos: Austria, Dinamarca (2 equipos), España (2 equipos), República Checa, Grecia, Italia, Alemania, Finlandia, Polonia, Irlanda, Rumania, Reino Unido, Noruega y Portugal.	24 Junio - 28 June 2015.
2016	Aeródromo de Santa Cruz en Portugal.	14 equipos: Noruega, Rumania, Irlanda, Grecia, Portugal, Polonia, Italia, Finlandia, República Checa, Dinamarca, Países Bajos, España, Reino Unido y Alemania.	22 Junio – 26 Junio 2016.
2017	Aeródromo de Rothenburg, Alemania.	15 equipos: Suiza, Grecia, Irlanda, Polonia, Portugal, Italia, Países Bajos, Reino Unido, República Checa, Alemania, Bélgica, Rumania, Dinamarca y Hungría.	28 Junio – 2 de Julio 2017
2018	Santa María, Región Autónoma de las Azores (Isla portuguesa)	18 equipos: Austria, Bélgica, República Checa, Dinamarca, Alemania, Grecia, Irlanda, Italia, conjunto Finlandia-Suecia-Noruega, Portugal, Polonia, Rumania, Países Bajos, España, Reino Unido y Hungría.	28 Junio – 1 de Julio 2018

Tabla 2: Representantes en la Competencia ESA, 2010-2018

[10]

Mientras tanto en México, mediante las redes de UNISEC profesores de instituciones mexicanas comienzan a participar en el “CanSat Leader Training Program (CLTP)” un programa que se imparte en Japón desde el 2010 al cual asisten profesionales de todas partes del mundo para obtener certificaciones en el desarrollo y metodología para construcción, pruebas y lanzamiento de satélites CanSat, con el objetivo de llevar este conocimiento a su país de origen, actualmente México cuenta con 8 profesores en todo el país que tienen esta certificación.

A consecuencia de este programa la Agencia Espacial Mexicana (AEM) comienza a tener gran interés en impulsar sector aeroespacial, mediante capacitación ofrecida por profesores asistentes al CLTP y la red de ciencia y tecnología espacial (REDCYTE) de Conacyt, inicia su apoyo al campo CanSat para divulgar el conocimiento a los alumnos de universidades en todo

el país.[11]

El inicio de estos temas espaciales en satélites educativos fue con la Universidad Autónoma de México (UNAM), esta ofreció un curso de CanSat únicamente a los estudiantes de su institución entre los días 29 de julio y 2 de agosto del 2013, siendo el primer curso de este ámbito que se ofrecía dentro del país donde se les entregó un kit-básico diseñado por los propios profesores y se les explicó a detalle el funcionamiento de un CanSat. [9] Al finalizar el curso la Red Universitaria del Espacio (RUE) perteneciente de la UNAM en 2013, se llevó a cabo un concurso CanSat en enero de 2014, donde la competencia a cumplir era idear e implementar la mejor misión con sentido social y beneficios para la comunidad ejecutada por un CanSat. [10]

En 2014, la AEM realizó un proyecto de capacitación en sistemas de ingeniería aplicados a una misión CanSat, el mes de diciembre de 2014 en la universidad autónoma de Baja California Campus Tijuana en la unidad valle de las palmas en la Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología (ECITEC), en la cual participaron más de 50 profesores de todo el país.[2] Como resultado se realizaron una serie de concursos regionales como los organizados por el Centro Universitario de Ciencias Exactas e Ingenierías (CUCEI) de la Universidad de Guadalajara en 2015, en la que participaron siete instituciones educativas de la Zona Metropolitana de Guadalajara. [13] El mismo año que se realizó un concurso por parte de la AEM, donde los estudiantes enviaron sus propuestas de misiones y los finalistas ganaron un curso para obtener las habilidades para construir su CanSat. Mientras para otoño llevó a cabo un curso en la ciudad de Tijuana, siendo el 1er Concurso Nacional e Interinstitucional de Satélites Educativos, celebrado el 8 octubre de 2015 en Valle de las Palmas, Tijuana, Baja California, por parte de la Escuela de Ciencias de la Ingeniería y Tecnología (ECITEC) de la Universidad Autónoma de Baja California (UABC).[14]

Posteriormente, con la colaboración de profesores pertenecientes al capítulo UNISEC-México, se continúan con los esfuerzos de difusión de educación espacial, por lo que año tras año en verano y otoño llevan a cabo programas de entrenamiento en pico-satélites CanSat. Lo que ha conlleva a que se siga una anualidad de los concursos Nacionales, para el 2do. Concurso Nacional de Pico-Satélites la sede fue la Universidad Autónoma de Nuevo León (UANL) en 2016 y el tercero en Tepeaca, Puebla por el Instituto Tecnológico de Tepeaca, en 2017. Los cuales se pretenden continuar año tras año con la finalidad de obtener experiencia en el diseño y elaboración de proyectos espaciales, el incremento de la educación espacial y para participar en las competencias internacionales.

Introducción

1 HISTORIA DE LOS SATÉLITES

Un satélite se define como un objeto que órbita alrededor de un cuerpo celeste, particularmente de mayor tamaño, a través del equilibrio de la atracción gravitacional,[15] en este trabajo se hablara de los satélites artificiales, que son puestos con injerencia del hombre, por lo que se abordaran sus inicios.

El uso de esta tecnología inicia en 1950, cuando primer satélite artificial fue enviado al espacio, mundialmente conocido como el Sputnik I, lanzado el 4 de octubre por la entonces Unión Soviética. Solo siete años después, el 3 de noviembre de 1957, [15] se lanzó el primer sistema espacial con contenido biológico, el Sputnik II, que llevaba dentro a una mascota Samoyed-Terrier llamada Laika.

Para el 31 de enero de 1958, Estados Unidos puso en órbita su primer satélite artificial y tercero en el mundo el Explorer I, el cual contenía un sensor capacitado para medir los rayos cósmicos con el cual descubrió de los cinturones de Van Allen, [14] que es una capa de energía de partículas cargadas que permiten mantener a la Tierra en su sitio.

El mundo se encontraba en la Guerra Fría y en medio de la llamada carrera espacial, por lo que Estados Unidos y la Unión Soviética, continuaron compitiendo en el lanzamiento de satélites, con la integración de Vanguard 1, el 17 de Marzo; el Explorer este último probó por primera vez un sistema de comunicación que trasmite del espacio a la Tierra. Todos lanzados en 1958, de igual manera que el Sputnik 3, cuya misión era estudiar la atmosfera y el espacio cercano.

Para 1960 Estados Unidos continuó lanzando sistemas satelitales, comenzando ese año por el TIROS 1, el primer satélite exitoso para la observación del tiempo. Seguido por el ECHO 1 el 12 de agosto y el Courier 1B, el 4 de octubre de ese mismo año,[19] el primero de estos tenía la misión de reflejar señales de microondas, para mejorar comunicaciones de un punto de la Tierra a otro y el segundo transmitía mensajes de la Tierra a la estación dentro del satélite.

Posteriormente, los casos exitosos de los años anteriores alentaron a los demás países a seguir este desarrollo, por lo que para el 26 de abril de 1962 Reino Unido lanza su primer satélite en colaboración con la NASA, el ARIEL 1, para estudios de la ionosfera. De igual manera se lanzó el 1er satélite canadiense el mismo año, llamado ALOUETTE el 29 de septiembre.[16] Sin embargo, los lanzamientos activaron la comunicación global fueron el TELSTAR 1, el 10 de julio y el RELAY el 13 de diciembre.

En 1964 el 1er satélite geoestacionario, SYNCOM 3, dio cobertura a todo el mundo de los Juegos Olímpicos de Tokio. Mientras que para el 15 de diciembre Italia lanzaría su primer satélite el SAN MARCO 1, [16] que permitiría suministrar datos de la densidad del aire y las características de la ionósfera.

Después en 1965 surgió una nueva aplicación para los satélites, las comunicaciones militares, con el primer satélite formado por la Unión Soviética, el MOLNIYA-1, el 19 de octubre. Ese mismo año se propulso el ASTERIX el 26 de noviembre,[25] convirtiendo a Francia en el sexto país en poseer un satélite.

Para 1966 los satélites se usan para aplicaciones tecnológicas, como el ATS-1, implementado desde el 7 de diciembre de ese año, enviaba imágenes y video de observación meteorológica, así como señales para televisión satelital. Con el paso de los años hablar de satélites era cada vez más hablar de proyectos más ambiciosos, ya que para 1967 se comenzó a formar una serie de cuatro satélites para implementar la telecomunicación global, con el INTELSAT, el 26 de enero. Mismo año en que ascendió el primer satélite australiano, en el 29 de noviembre, WRESAT. Luego en un año más se dio paso el primer satélite alemán, el AZUR, el 8 de noviembre de 1969, que estudiaba las partículas solares, las auroras y los cinturones de Van Allen.[16]

Más tarde, en 1970, Asia demuestra que no se quedaría atrás, enviando al OHSUMI el gobierno japonés y DONG FANG HONG, el gobierno chino, como sus primeros satélites respectivamente el 11 de febrero y 24 de abril. Mismo año en que Estados Unidos lanza el UHURU, su primer satélite astronómico dedicado a estudiar los rayos-X. El año siguiente Reino Unido lanza PROSPERO, para pruebas tecnológicas para comunicación y el ARIEL 4,[19] para investigación en la arriba de la ionosfera sobre ondas electromagnéticas, plasma y partículas energéticas.

En 1974, otros países se unen al lanzamiento de satélites, los Países Bajos el 30 de agosto enviando un telescopio para observación de rayos X y ultravioleta y España con el INTASAT el 15 de noviembre para estudios aeroespaciales. De igual manera se une la India en 1975 ascendiendo el ARYABHATTA el 19 de abril para estudios astronómicos. Mismo año en que Estados Unidos lanza el RCA-SATCOM para redes televisivas y en 1976 lanzó su primer satélite para telecomunicaciones de la marina MARISAT. También ese año se celebró el primer lanzamiento de Indonesia con el PALAPA-A1 el 8 de julio.[16]

Por lo que a lo largo de la historia, los principales países en establecer satélites más artificiales han sido Estados Unidos, China y la Unión Soviética, ahora Rusia, con la aparición de SPOT (1986), RADARSAT (1995), TERRA (1999) e IKONOS (2000), entre otros en estos últimos años.[15]

México entró a la era satelital en 1968, año en que las Olimpiadas se celebraban en nuestro país ya que millones de televidentes las presenciaron alrededor del mundo, a través del satélite ATS-3 -propiedad de la NASA y rentado por INTELSAT, organismo público internacional del que México es miembro.

En octubre de 1982, el gobierno mexicano, a través de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, tomó la decisión de adquirir su primer sistema de satélites: el Sistema Morelos, constituido por los satélites Morelos 1 y 2 y el centro de control satelital ubicado en Iztapalapa, D.F., con un consto de 92 millones de dólares.[16]

El primero de estos satélites fue colocado en órbita en junio de 1985, por el transbordador Discovery de la NASA y el segundo en noviembre del mismo año, para darle mayor seguridad y respaldo al sistema del Morelos 1, en caso de que se esté tuviera algún fallo. El Morelos 2 es bastante recordado por ser llevado al espacio por transbordador Atlantis y porque en él viajó en la tripulación el doctor Rodolfo Neri Vela, primer mexicano en el espacio. Los satélites de este sistema brindaron servicios de comunicaciones de televisión, telefonía y datos hacia y desde

cualquier punto de la República Mexicana.

Al pasar de los años, la demanda de usuarios privados mexicanos siguió creciendo, provocando que el gobierno mexicano adquiriera de la empresa Hughes Aircraft Company (actualmente Boeing) la segunda generación de satélites los Solidaridad 1 y 2, con el fin de lograr la unificación de zonas urbanas y lugares remotos entre sí y con el resto del mundo.

Hasta este punto en la historia no se habían creado satélites mexicanos, por lo que el sector académico, en nuestro país, la UNAM, comenzó a intervenir en 1995 lanzando el microsátélite UNAMSAT de órbita polar LEO, ambos con fines experimentales en fenómenos astronómicos y atmosféricos, y así promover el desarrollo de tecnología de punta en nuestro país y la formación de recursos humanos en el área espacial, lo cual puede lograrse con la implementación de los conceptos de los CanSat, debido a su menor costo de operación y simplificación del sistema, además de contar con todas las funciones de un satélite, implicando el diseño, la fabricación, operación, potencia y comunicaciones, instrumentado electrónicamente para realizar misión específica.[16]

En resumen a través de los años se ha reconocido en los satélites una forma para globalizar la información, debido a que tener un satélite orbitando el planeta se ha vuelto algo vital, porque permite ofrecer servicios como lo son la conexión a internet, la telefonía de larga distancia, la televisión, radio, educación a distancia, videoconferencias, telemedicina, sistema de rastreo y posicionamiento global, esto en el caso de los sistemas de uso común, pero también se utilizan para experimentos científicos, astronómicos, geofísicos, climatológicos, entre otros, dentro y fuera de la tierra.

2 TIPOS DE SATÉLITES

Estas máquinas sofisticadas que se envían al espacio exterior por medio de cohetes, siguen una órbita o ruta dependiendo de la misión que tienen que cumplir ya que tienen diversas aplicaciones, entre ellas las más conocidas son para sistemas de posicionamiento global, generación de mapas y sistemas de telecomunicaciones como la televisión y la cobertura celular, pero tienen muchos más usos dependiendo de su funcionamiento y su tamaño, de lo cual desprende una clasificación para los satélites, por el “tipo de misión”

2.1 SATÉLITES METEOROLÓGICOS

Los satélites meteorológicos se utilizan principalmente para conocer el clima y las condiciones climáticas de la tierra. Estos miden continuamente la cantidad de energía térmica liberada de la superficie de la tierra, dicha información ayuda a los meteorólogos a predecir las condiciones climáticas, mediante sensores llamados radiómetros para medir la intensidad de la radiación liberada de la superficie de la tierra. Estos satélites también capturan la masa de nubes cubiertas en el cielo para ayudar a predecir la lluvia, tormentas o huracanes.

El primer satélite meteorológico se lanzó el 17 de febrero de 1959. Sin embargo, no se pudo recopilar la información meteorológica precisa de la tierra. Fue hasta el TIROS-1 lanzado por la NASA el 1 de abril de 1960, cuando se logró el primer satélite meteorológico exitoso. [25]

TIPOS DE SATÉLITES METEOROLÓGICOS

Los satélites meteorológicos, se dividen en dos subcategorías, ya que se lanzan en dos tipos de órbitas: órbita geoestacionaria y órbita polar:

SATÉLITES METEOROLÓGICOS GEOESTACIONARIOS

Los satélites meteorológicos que se colocan en órbita geoestacionaria giran alrededor de la Tierra a una altura de 35,880 km, con una velocidad en órbita igual a la velocidad de rotación de la Tierra. Por lo tanto, los satélites meteorológicos capturan fácilmente las imágenes de la tierra con sus sensores, debido a que la Tierra parece estar en posición de reposo.

SATÉLITES DE CLIMA POLAR

Los satélites meteorológicos que se colocan en órbita polar giran alrededor de la Tierra a una altura de 850 km, también se denominan satélites meteorológicos sincronizados con el sol, debido a que la velocidad y dirección orbital del satélite de clima polar es diferente de la velocidad de rotación y dirección de la Tierra. Por lo tanto, la Tierra no se ve estacionaria desde los satélites del clima polar.

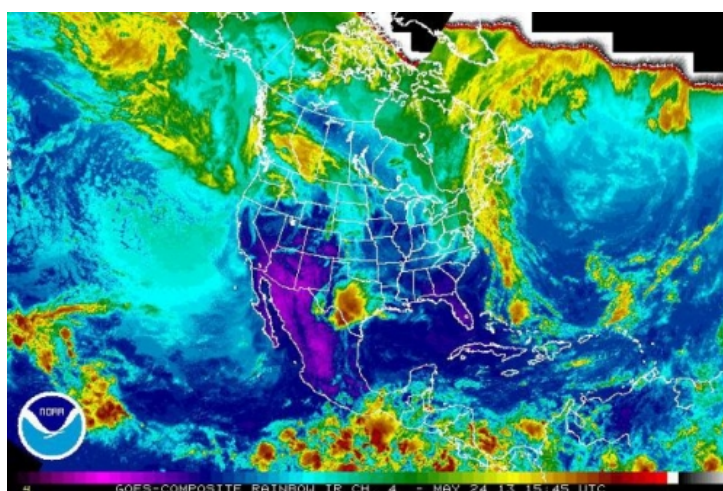


Figura 3: Imagen tomada por satélite meteorológico.[21]

2.2 SATÉLITES DE COMUNICACIONES

Los satélites de comunicaciones transmiten señales a larga distancia, como señales de teléfono, televisión, radio o internet.

Para transmitir la información de forma inalámbrica, se utilizan señales de luz u ondas electromagnéticas. Sin embargo, las señales de luz o las ondas electromagnéticas no pueden curvarse alrededor de la curvatura de la tierra. Por lo tanto, para transmitir la información o señal a largas distancias, se utilizan un solo satélite o múltiples satélites para redirigir las señales.

TIPOS DE SATÉLITES DE COMUNICACIÓN

Los satélites de comunicación son de dos tipos: satélites pasivos y satélites activos.

SATÉLITES PASIVOS

Los satélites pasivos reciben la señal electromagnética de la fuente o transmisor y la redireccionan hacia el receptor o el destino. La señal electromagnética transmitida desde la fuente

colisiona continuamente con las partículas atmosféricas, debido a esta colisión continua, la intensidad de la señal se reduce. Por lo tanto, el receptor recibirá una señal débil.

SATÉLITES ACTIVOS

Un satélite activo es un satélite que recibe la señal de la fuente, amplifica la señal y redirige la señal hacia el receptor. La señal electromagnética transmitida desde la fuente colisiona continuamente con las partículas de la atmósfera, debido a esta colisión continua, la intensidad de la señal se reduce. Sin embargo, el satélite activo amplifica la señal a un nivel deseado y redirige la señal hacia el receptor.[22]

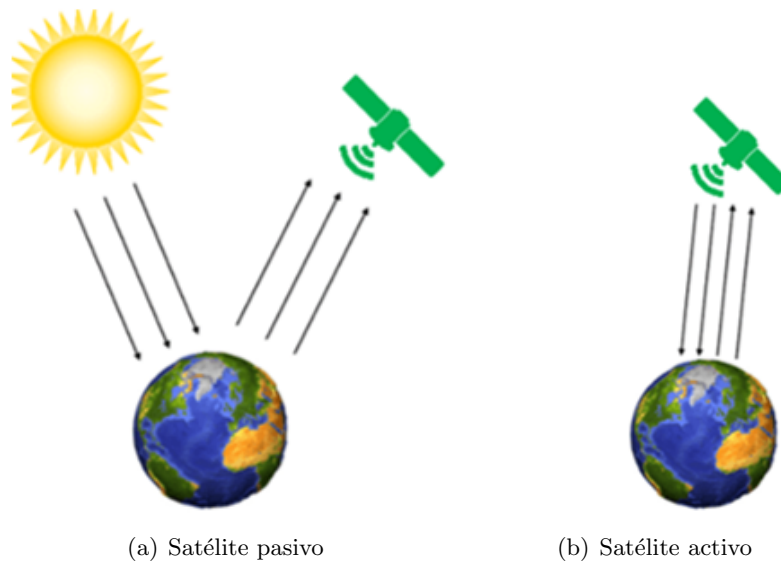


Figura 4: Tipos de satélites de comunicación. [22]

2.3 SATÉLITES DE NAVEGACIÓN

Estos satélites utilizan señales para conocer la posición exacta del receptor en la tierra. El sistema de navegación por satélite con cobertura mundial se denomina Sistema Mundial de Navegación por Satélite (GNSS), que se refiere a una constelación de satélites que proporcionan señales desde el espacio que transmiten datos de posicionamiento y temporización a los receptores GNSS,[22] los cuales usan esta información para determinar la ubicación para servicios de posicionamiento, navegación y temporización a nivel mundial o regional.

La señal emitida por cada satélite es una onda de microondas que viaja a la velocidad de la luz, calculando la diferencia de tiempo entre la señal del satélite y su receptor que contiene el tiempo de transmisión y la posición orbital actual del satélite, generando como resultado la distancia precisa que la señal ha recorrido.

Entre los ejemplos de GNSS se incluyen el Galileo de Europa, el Sistema de Posicionamiento Global NAVSTAR (GPS) de los Estados Unidos. El Sistema Global Navigatsionnaya Sputnikovaya (GLONASS) de Rusia y el Sistema de Navegación Satelital BeiDou de China.

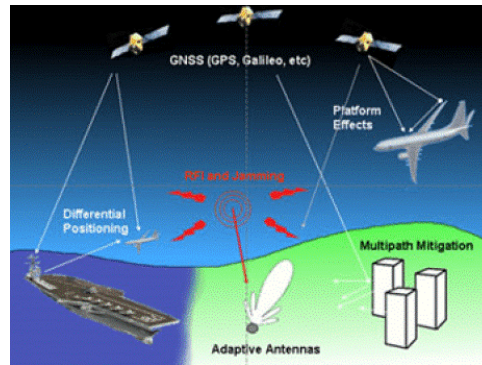


Figura 5: Funcionamiento de satélites de navegación.

2.4 SATÉLITES DE OBSERVACIÓN DE LA TIERRA

Los satélites de observación se utilizan principalmente para observar la Tierra desde su órbita. Estos satélites detectan los cambios en la vegetación de la tierra, el color del océano, la radiación de la superficie de la tierra, así como conjuntos montañosos o anomalías volcánicas. Estos satélites también se usan para mapear el terreno, ya que son herramientas dedicadas al estudio y seguimiento de nuestro planeta.

Los diversos satélites de observación de la Tierra incluyen proba-1, proba-2, ERS-1, ERS-2 y Environmental Satellite (Envisat) [20], los cuales se dedican a la vigilancia de los recursos de la tierra y son responsables de adquirir imágenes de alta resolución de la atmósfera, la tierra y el hielo, en una amplia gama de bandas espectrales, con el fin de tener una excelente resolución se requiere la adopción de franjas pequeñas que necesitan de varios días de exploración para una cartografía detallada de la superficie de la Tierra.



Figura 6: Imagen de satélite de observación de la Tierra.[20]

2.5 SATÉLITES ASTRONÓMICOS

Los satélites astronómicos se utilizan para observar galaxias distantes, estrellas, planetas, satélites naturales y otros objetos en el espacio. Además tienen la tarea principal de encontrar los nuevos planetas, estrellas y galaxias.

Este es básicamente un gran telescopio que flota en el espacio. Debido a que está en órbita sobre la Tierra, la visión del satélite no está nublada por los gases que componen la atmósfera de la Tierra, y su equipo de imágenes infrarrojas no se confunde con el calor de la Tierra. Los satélites de astronomía, por lo tanto, pueden ver en el espacio hasta diez veces mejor que un telescopio de fuerza similar en la Tierra.

El telescopio espacial Hubble es uno de los satélites astronómicos más famosos y más grandes. Captura imágenes de muy alta resolución del espacio. Estas son algunas imágenes tomadas por el satélite de astronomía Hubble de fenómenos estelares como supernovas, galaxias distantes, agujeros negros y cuásares. [24]

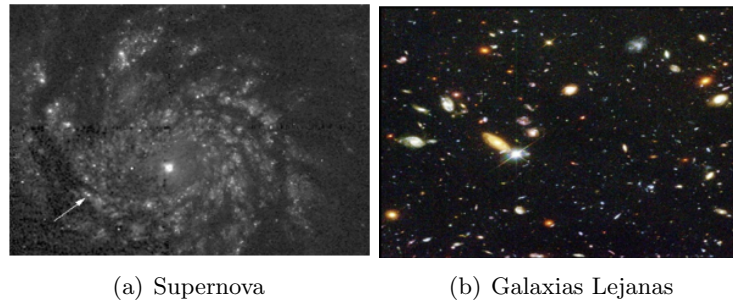


Figura 7: Imágenes obtenidas por un satélite astronómico.[25]

Al analizar el espectro electromagnético, las diferentes longitudes de onda de la luz se crean una imagen de algo muy lejano en el espacio. Por lo tanto, las imágenes que provienen del Hubble y otros satélites de astronomía no son fotografías de una cámara normal, sino imágenes creadas a partir del análisis de ondas electromagnéticas, que componen el espectro de luz

2.6 SATÉLITES PEQUEÑOS

El tamaño y el costo de los satélites varían según la aplicación, los satélites pequeños (SmallSats) giran alrededor de la Tierra al igual que los satélites normales, sin embargo, estos satélites tienen una masa y un tamaño físico pequeño, con una masa inferior a 180 kilogramos.[26]

La clasificación por masa es útil porque tiene una relación directa con el costo de lanzamiento. La siguiente tabla ilustra un esquema para clasificar satélites en términos de masa desplegada que se ha adoptado generalmente en los últimos años. Las masas enumeradas se refieren a la masa que se lanza cuando el combustible inicial de la misión aun no se ha gastado, denominada “masa húmeda”. Dentro de este esquema, el término “satélite pequeño” se utiliza para abarcar masas en órbita de menos de 180 kg.

SATÉLITES PEQUEÑOS	MASA HUMEDA (KG)
Mini satélite	100 - 180
Micro satélite	10 – 100
Nano satélite	1-10
Pico satélite	0.01-1
Femto satélite	0.001-0.01

Tabla 3: Subclasificación de satélites pequeños. [26]

Las agencias y organizaciones particulares pueden tener sus propios nombres para ciertas categorías. Por ejemplo, los pequeños satélites son referidos por la Agencia de Proyectos de Investigación Avanzada de Defensa de EE. UU. Como LightSats, por el Comando Naval Espacial de los EE. UU. Como SPINsSat (Sistemas de Satélites Económicos de Propósito Único), y por la Fuerza Aérea de los EE. UU. Como TACSat (Satélites Tácticos).

3 ESTRUCTURA DE UN SATÉLITE

Hasta ahora se ha hablado de los tipos de satélites y las misiones para las cuales han sido desarrollados a lo largo de su historia, pero para conocer que tanto se asemejan los CanSat a un satélite es fundamental conocer su anatomía.

Por lo que comenzaremos visualizando un satélite como ser sistema controlado por una computadora semi-independientes que órbita un cuerpo astronómico más grande. Además como ya hemos mencionado, estos tienen cargas útiles y misiones asociadas a un determinado tipo de satélite para el que se creó, sin embargo hay elementos siempre representes que pueden explicar la anatomía general de todo satélite, que les permitirán cumplir con funciones elementales como generación de energía, control térmico, manejo de datos, tembletearía y control de órbita, así como ser apoyado por un sistema de control en tierra. Una representación simplificada de esto se observa en la figura 8:

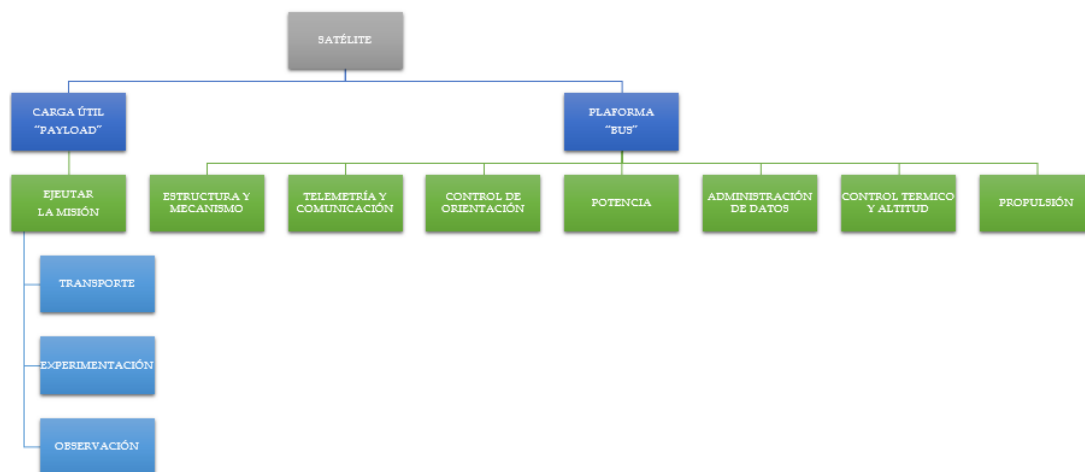


Figura 8: Anatomía de un satélite, representando sus subsistemas.

A continuación se dará una descripción de los subsistemas que componen un satélite.

3.1 CARGA ÚTIL

Comenzando por la carga útil, conocida mayormente con su término en inglés *payload*, este componente es considerado el más importante del satélite, debido a que es la parte dedicada a ejecutar la misión, razón principal por la cual todo el diseño del satélite será correspondiente a apoyar este subsistema.

Como se mencionó en la sección pasada, existen diferentes tipos de satélites, pero en lo que respecta a su carga útil, estas básicamente se pueden englobar en tres términos:

Transportación: Se embarcan seres vivos o materiales diversos para construcción en el espacio.

Experimentación: Con seres vivos, materiales o objetos no físicos, como señales o ondas, con el fin de comprobar una hipótesis sobre ellos.

Observación Astronómica, meteorológica o rastreo.

3.2 PLATAFORMA

A la cual se le refiere típicamente como **BUS** se componen de los subsistemas que permiten mantener operativa y funcional al satélite, proporcionando la plataforma para desarrollar la misión para la que fue diseñado.

Los subsistemas que conforman el Bus son mostrados en la figura 8, los cuales serán puestos a prueba para replicar en un sistema CanSat, con excepción del control térmico y propulsión, debido a las características morfológicas de una lata de refresco.

Continuando con esta subsección se presenta una especificación de cada uno de los subsistemas de la plataforma del satélite:

ESTRUCTURA Y MECANISMO

Se denomina estructura y mecanismo a todos los elementos involucrados en la conexión al lanzador y la estructura del satélite, así como las partes móviles asociadas.

Este sistema comienza su diseño dependiendo de la capacidad de carga y volumen que se necesita de acuerdo a los requerimientos de la misión, además de considerar las características y restricciones de los sistemas de lanzamiento. De modo que la configuración elegida debe permitir cumplir los requisitos de todos los subsistemas, entre los que se encuentran:

- La estructura debe ser lo suficientemente rígida para soportar la carga útil y sus respectivos instrumentos.
- Capaz de resistir los factores ambientales de operación, atmosféricos, radiación, térmicos y vibratorios.
- Considerar los efectos de los mecanismos móviles unidos a la estructura rígida por ejemplo, motores, ruedas y sistemas de despliegue para antenas plegadas o paneles solares. [5]

Particularmente, la estructura de los picosatélite CanSat se generalizan por tener como cubierta exterior una lata de 355 ml, pero con el pasar de los años y aumento de dificultad de los concursos de han ido añadiendo estructuras móviles con llantas o alas, diseñadas para desenvolverse en climas desérticos, donde suelen tener lugar los concursos internacionales como el ARLISS. Además de adaptarse a llevar baterías, sistemas de potencia y antenas de mayor tamaño, óptimos para estas condiciones.

TELEMETRÍA Y COMUNICACIÓN

Este subsistema proporciona los elementos para la telemetría, seguimiento y comando que respaldan la gestión del satélite con el sistema en tierra. Específicamente los datos de telemetría representan la información que describe el estado y la configuración de la carga útil y la plataforma. Dicha información se envía mediante un canal de comunicación de radiofrecuencia, a través del uso de antenas especializadas.

Las principales funciones de este sistema son:

- Monitorear el rendimiento de todos los subsistemas satelitales y enviar los datos obtenidos al centro de control en tierra.
- Ayuda para determinar los parámetros orbitales.
- Proporcionar una señal a las estaciones de la Tierra para el seguimiento.
- Recibir comandos del centro de control para realizar diversas funciones del satélite. [10]

En el caso de un sistema CanSat, este subsistema generalmente consiste en dos radio bidireccional de comunicaciones, se monta uno en el picosatélite y se coloca otro en la estación terrena. Sin embargo la principal diferencia de este subsistema con un satélite real es la distancia, ya que mientras un CanSat mantiene un rango de 50 m a 4000 m, [5] dependiendo de la fidelidad de sus componentes, un sistema aeroespacial real puede comunicarse hasta distancias orbitales terrestres.

CONTROL DE ORIENTACIÓN

Un satélite, una vez colocado en su órbita, experimenta varios pares de torsión perturbadores, debido a fuerzas gravitacional de otros cuerpos como la atracción solar y lunar, la interacción del campo magnético, la presión de la radiación solar, etc. Debido a estos factores, la órbita del satélite tiende a desviarse y su orientación también cambia, para controlar estas variables existe el subsistema de orientación de control.

Dicho subsistema, es indispensable para posicionar el satélite o algún componente, como antenas o paneles solares en una dirección determinada. Dicha orientación, siempre se debe obtener con respecto a una referencia, que puede basarse en el campo magnético de la Tierra o en algún otro astro como el sol o la luna.

Además este subsistema requiere una gran precisión, exactitud y velocidad de respuesta en la toma de decisiones para asegurar el movimiento correcto del satélite, mediante su toma de mediciones de los tres ejes sobre los cuales obtenga el control del posicionamiento. Dentro de los más utilizados en los satélites se conoce el Local Vertical Local Horizontal, LVLH, cuyo sistema está en el centro del sistema y apunta a la Tierra, midiendo la variación de los tres ejes perpendiculares, X como roll, eje Y como pitch y Z como yaw, en ángulos de Euler.[10]

Después que se logra el apuntamiento correcto, la forma en que un satélite corrige su posición es utilizando un sistema de control cerrado donde se compara la medición de ese momento con el valor deseado, para obtener la diferencia de estos valores y generar una señal que active un torque y por lo tanto un movimiento correctivo, el cual se implementa mediante actuadores abordo. Dicha medición se obtiene por sensores del subsistema de control y orientación, ejemplos de ellos son los que se muestran en la siguiente tabla:

SENSOR	DESCRIPCION	ILUSTRACION
Sensores de Sol	Mide el ángulo formado entre el sol y el satélite, en diferentes resoluciones.	
Sensores del horizonte de la Tierra	Sensor infrarrojo con codificadores, que permiten obtener las transiciones angulares de la Tierra.	
Sensores seguidor de estrellas	Mide la posición del satélite, con respecto a cuerpos celestes en determinada época del año, mediante procesamiento de imágenes.	
Magnetómetro	Tiene la capacidad de medir en vectores los componentes del campo magnético.	
Giroscopio	Mide la razón de cambio de los ángulos. Roll, yaw y pitch del satellite.	

Tabla 4: Sensores del subsistema de control y orientación.[10]

Existen varias configuraciones para estabilizar un satélite, comúnmente denominados sistemas de movimiento giratorio o giroscópico, los cuales pueden ser de tres tipos:

Giro estabilizado: Estos satélites son generalmente de forma cilíndrica y toda su estructura gira, incluyendo las antenas, ya que todo el sistema está actuando como un giroscopio, por lo tanto la actitud del satélite se vuelve muy estable. El movimiento en tres direcciones opuestas que logran estabilidad el giro en los tres ejes (x, y, z), se logra usando varillas con bobinas de alambre alrededor de ellas a través de las cuales se produce una corriente eléctrica y en consecuencia un campo magnético, que interactúa con el campo magnético de la Tierra.

Doble giro: Funciona según el mismo principio que el giroscopio anterior, pero particularmente en este caso se busca que las antenas apunten hacia su objetivo en todo momento, por lo cual se monta el equipo en una plataforma controlada que apuntará en la misma dirección todo el tiempo, independientemente de la rotación del satélite.

Tres ejes estabilizado: La estabilización se logra controlando el movimiento del satélite a lo largo de los tres ejes (x, y, z), proporcionado por un sistema de control activo, con respecto a un punto de referencia, para lo cual el sistema utiliza ruedas de reacción o de impulso para corregir las perturbaciones de la órbita, de modo que el satélite gire en una dirección opuesta a la del cambio de velocidad de la rueda. [10]

En el caso de los CanSat, este subsistema si se encuentra presente y es posible llevarlo a la práctica, los sensores y actuadores que se relacionan con la orientación son:

- Giroscopio, para sensar el movimiento angular, determinando las variaciones de movimiento del CanSat.
- Magnetómetros para orientar el CanSat con respecto al suelo.
- Sensores de aceleración para medir la variación de las fuerzas y los cambios de velocidad en el CanSat.

- Una serie de actuadores y servomotores variados, para controlar el movimiento del CanSat, apartir de cualquiera de los sensores anterior o algún sensor de la misión. [5]

POTENCIA

El subsistema de potencia también conocido como subsistema de poder o energía, genera, almacena, controla y distribuye la energía dentro de la banda de voltaje especificada a todos los equipos del bus y carga útil, en pocas palabras se encarga de proporcionar energía al satélite, regulando la tensión para cada uno de sus subsistemas con el fin de realizar sus funciones en determinadas etapas de la misión. Dicho subsistema generalmente tiene los siguientes elementos:

- Fuente de energía principal, como lo son paneles fotovoltaicos, energía nuclear, etc.
- Baterías, como fuente de energía secundaria.
- Sistemas de regulación, distribución y carga de baterías.

Particularmente, se elige dependiendo de la energía que requiera la misión y concordando la mejor distribución de potencia en las etapas de operaciones, además de tener en cuenta las restricciones como la selección de la órbita, la duración de su misión, etc.

Entre las fuentes de energía más utilizadas para alimentar un satélite se encuentran los arreglos de paneles solares, los cuales están montados en el cuerpo del satélite o en caso de no ser lo suficientemente grande para la cantidad de paneles solares necesarios, los paneles pueden extenderse por fuera del satélite.



Figura 9: Subsistema de energía con paneles solares.[35]

Además se utilizan junto con una batería, que se recarga cuando el satélite está frente al Sol y proporciona la potencia del satélite cuando los paneles solares no pueden hacerlo.

Dichas baterías suelen ser una fuente de alimentación secundaria, debido a que son muy pesadas, por lo que aumentarán el costo del lanzamiento del satélite. Algunas baterías son recargables, pero recargarlos requeriría alguna otra fuente de energía en órbita.

Como dato general una batería, la electricidad se produce mediante la transferencia de electrones de un metal a otro, sumergidos en un electrolito, una solución que conduce electricidad.

Otra opción más en los satélites, también se utilizan los generadores termoeléctricos de radioisótopos (RTG),[35] que se trata de un generador eléctrico que obtiene su potencia de la

desintegración radiactiva, cuyo calor liberado por la descomposición de un material adecuado se convierte en electricidad.

Por otra parte, cuando se habla de los CanSat se puede aprender sobre el control y distribución de energía a lo largo de todo el sistema, ya que este subsistema cuenta con una fuente de energía, a partir de baterías alcalinas o de litio y un arreglo para convertir el voltaje y/o controlar la corriente deseada.

ADMINISTRACIÓN DE DATOS

Este subsistema está estrechamente relacionado con el de Telemetría y Control de Orientación ya que maneja todos los datos enviados y recibido de la nave utilizando unidades de radio transmisor y receptor, para lo cual utiliza un canal de comunicaciones entre el satélite y la estación terrena.

Hablando un poco mas a detalle, el subsistema de administración de datos proporciona el hardware para ejecutar el software de operaciones del satélite, incluyendo el control de orientación y las funciones de la misión, así como sus diferentes etapas de telemetría.

Para cumplir sus objetivos, este subsistemas cuenta con los siguientes componentes:

- Computadora de vuelo, se encarga de ejecutar el software de vuelo, para envío de comandos a los subsistemas de telemetría y control de orientación.
- Sistema de comunicaciones y control
- Unidades remotas de administración de datos para el manejo de sensores y actuadores de los subsistemas del satélite.
- Procesadores y memorarías ROM y RAM para almacenamiento masivo.

Por otro lado, entre las características de este sistema que se pueden poner en practica y replicar en menor escala dentro los sistemas CanSat, se encuentra el manejo y administración de interfaces, desarrollo de software de vuelo, diseño de envío y almacenamiento de telemetría, manejo de secuencias de la misión y solución de fallas durante pruebas y experimentación. Sin embargo hay situación que no se pueden experimentar con un sistema CanSat como lo son administración de comandos avanzados y fallas a las condiciones espaciales, como la radiación.

CONTROL TÉRMICO Y ALTITUD

Aunque este subsistema, no se encuentre presente en los picosatélites CanSat, los satélites que salen de la atmósfera terrestre requieren de dicho sistema para salir al espacio, ya que permite mantener las temperaturas internas dentro de los parámetros establecidos para mantener operables y funcionales los componentes en su misión asignada, sin sufrir daños por el ambiente térmico, cuyas condiciones se muestran en la figura siguiente:

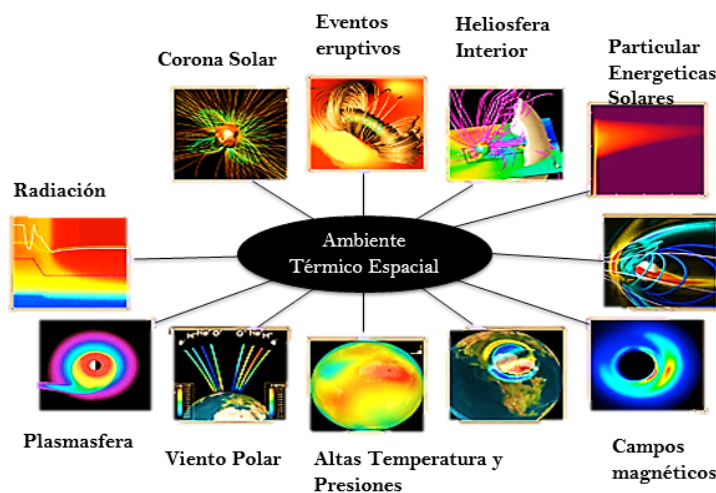


Figura 10: Condiciones en el ambiente térmico espacial.[36]

Como muestra la figura 10, el nivel de temperatura de un satélite está dictado por el equilibrio que prevalece entre las condiciones de entrada de energía solar externa y el calor que se produce internamente por los equipos electrónicos. Lo cual es contrarrestado con dispositivos de aislamiento, que rechazan el calor del satélite al espacio, a través de radiadores.

PROPULSIÓN

Este subsistema tampoco se encuentra presente en el concepto del CanSat, pero es un factor muy importante en el proceso de diseño de los satélites reales, ya que determinar la propulsión post-lanzamiento adecuada permitirá llegar a la órbita propuesta por la misión.

Sobre su órbita un satélite presenta un equilibrio entre dos fuerzas: la velocidad a la que viaja en línea recta, y la fuerza de atracción gravitacional de la Tierra. Establecer dicha relación será muy importante, dependiendo del tipo de misión, por ejemplo: un satélite que tiene una órbita muy alta no podrá ver objetos en la Tierra con tanto detalle como en órbitas más bajas y más cercanas, lo cual sería indispensable para satélites de observación. De manera similar, la velocidad del satélite, el ángulo que toma y la frecuencia con la que pasa sobre las mismas porciones de la Tierra son factores importantes a considerar, al elegir una órbita.

Bajo estas consideraciones, ya se tienen establecidas en la tabla la órbita correspondiente a algunos tipos de misiones generalizadas:

MISIÓN	ÓRBITA
Comunicación	Geoestacionaria o Órbita Baja Terrestre, LEO
Recursos de la Tierra	LEO-Polar para cobertura global
Clima	LEO-Polar o LEO
Navegación	Órbita Media Terrestre, MEO
Astronomía	LEO, MEO, Orbita Alta Terrestre, HEO

Tabla 5: Órbitas correspondientes al tipo de misión.[5]

4 CONCEPTO DEL CANSAT

El termino CanSat es una palabra compuesta por abreviaturas cuya procedencia son las palabras en inglés Can (Lata) y Sat (Satellite), cuyo propósito engloba el concepto de simulador de satélite real integrado dentro del volumen y forma de una lata de refresco de 350 ml.[29]

El desafío que propone desarrollar y operar el concepto del CanSat para los estudiantes es incorporar todos los subsistemas principales que se encuentran en un satélite real con el propósito de comprobar su funcionalidad al cumplir una misión específica, para experimentar dentro de la atmósfera a menor escala el desarrollo de una misión espacio.



Figura 11: Concepto del CanSat, los subsistemas de un satélite real dentro de una lata común.[29]

Entre los subsistemas que se incluyen en el desarrollo de los CanSat se encuentran el subsistema de energía, también llamado generador de potencia, el subsistema de comunicación, el subsistema de la computadora y el subsistema de la misión, siendo este último el que determinara las habilidades y características únicas de cada CanSat.

Dentro del concepto del CanSat se busca un costo relativamente bajo en comparación con un proyecto espacial real, con el fin de ser accesible para estudiantes, tanto el diseño, fabricación, pruebas y lanzamiento, el cual es definido como la expulsión del CanSat desde una altura de varios kilómetros mediante algún dispositivo, en las competencias se han visto el uso de cohetes, globos de aire caliente y drones.

Este concepto abrió las competencias de CanSat en las cuales los participantes idean una misión como probar un experimento científico en específico del cual ellos tengan interés, pero también deben cumplir con los requerimientos que proponga la competencia. Luego de seleccionar los objetivos de la misión, los participantes diseñan el CanSat, integrando los subsistemas requeridos. Posteriormente se realizan pruebas necesarias para su funcionalidad. Para finalmente el día de la competencia se realice el lanzamiento y se pruebe el cumplimiento de la misión, cuando el CanSat cae en paracaídas u otro medio de descenso a la Tierra mientras realiza su misión y transmite telemetría a una estación terrestre.

Finalmente es el análisis de adquisición de datos post lanzamiento y la recuperación lo que permitirá a los participantes evaluar el rendimiento y éxito de la misión. Con lo cual el CANSAT ofrece una oportunidad única para los estudiantes de tener una primera experiencia práctica de un proyecto espacial real.



Figura 12: Descenso de un CanSat.[8]

4.1 CATEGORÍAS PARA CANSAT

Como se mencionó en el estado del arte, la aparición de los CanSat comenzó a finales de los 90's y su desarrollo se ha logrado a lo largo de los años gracias a universidades, instituciones y asociaciones, que divulgan el concepto del CanSat a través de cursos y competencias, por lo que es complejo definir los tipos de CanSat porque la misión de cada desarrollador define el tipo de satélite. Sin embargo la clasificación por categorías más aceptada es la utilizada en la mayoría de las competencias, las cuales son en Telemetría, y Comeback o Flyback, que se explicaran a continuación.

TELEMETRIA

El termino telemetría, en las competencias CanSat, se refiere a la adquisición remota e inalámbrica de datos, el cual se utiliza como una categoría para los picosatélites que tienen como misión la captura de datos de cualquier característica sobre la que indague el desarrollador del CanSat, mediante el uso sensores integrados, que se convierten en la carga útil, ya que permiten el cumplimiento de la misión. Además de otra característica muy importante de los CanSat de este tipo es una gran antena sobresaliente del volumen de los 350 ml, que permita confiabilidad en la transición. A continuación se muestran algunos ejemplos:

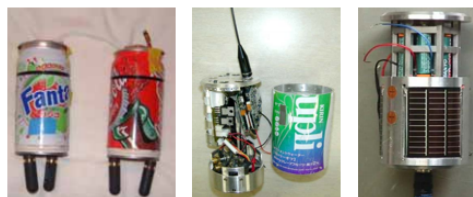


Figura 13: Ejemplos de prototipos tipo Telemetría.[11]

El proceso de telemetría se muestra en la ilustración inferior, donde se puede observar que se inicia con el lanzamiento del CanSat, en este caso por un cohete. Una vez alcanzada la altura determinada por la competencia o el desarrollador del CanSat este se deja caer mediante un paracaídas. A continuación entra en una etapa de descenso, desde la altura de separación del lanzador hasta tocar el suelo, durante la cual el CanSat debe recopilar y transmitir los datos de la misión en tiempo real a una estación terrena para que sean procesados. Finalmente el CanSat cae al suelo y comienza el proceso de búsqueda y recolección.

En esta categoría, el sitio del aterrizaje no es controlado, por lo que se complica el proceso de recolección del CanSat, además la recolección de datos tiende a ser más aleatoria, dependiendo

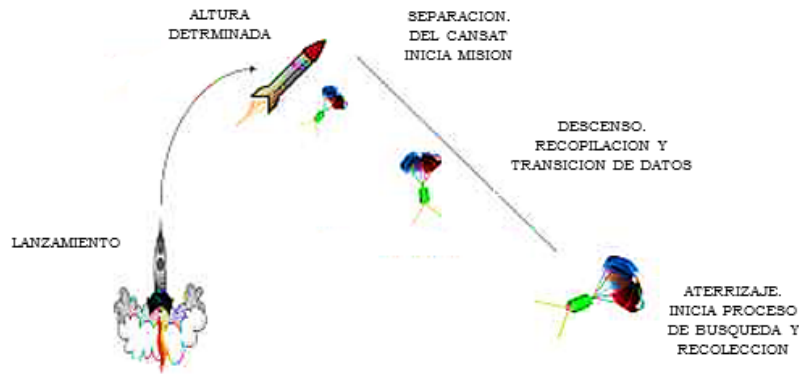


Figura 14: Proceso de prueba de la telemetría de un CanSat.[54]

de a donde dirija las condiciones climáticas al CanSat.

COMEBACK

El termino Comeback, del inglés, significa volver o regresar, el cual es utilizado en las competencias de CanSat para referirse a aquellos picosatélite que generalmente además de cumplir con el requerimiento de telemetría, van más allá, teniendo como objetivo diseñar el CanSat para que se posicione en una localización establecida, frecuentemente en las competencias desde el lugar donde aterrizó hasta el lugar del lanzamiento, por lo que se considera una categoría de mayor jerarquía en complejidad que telemetría.

Estos CanSat se diseñan para estar en movimiento sobre la tierra, por lo que se les permite tener más peso e equipamiento para lograrlo, como carcasas con alta confiabilidad al impacto y robustez para moverse por sitios inestables, aditamentos extras como motores, llantas y sistema de dirección para orientarse y moverse hacia el objetivo.

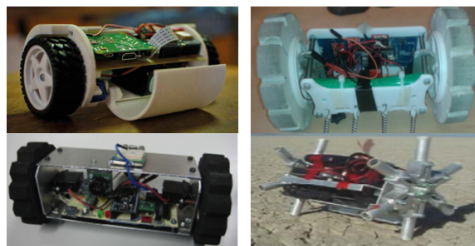


Figura 15: Ejemplos de prototipos Comeback.[11]

Con el fin de cumplir su objetivo de navegar controladamente a un punto determinado, las técnicas más utilizadas en la categoría Comeback son el uso de programación a base de sistemas como marcado por coordenadas de GPS o combinación de compas, acelerómetros y giroscopios. Ya que estos dispositivos permiten tener información de la posición del CanSat, trazar una ruta y guiarlo hasta un punto fijo. En la siguiente ilustración se muestran ejemplos de CanSat tipo Comeback.

Con lo que respecta al proceso de la una misión Comeback, este se desarrolla inicialmente como las del tipo Telemetría, comienza lanzando el CanSat y lo suelta a una altura determinada donde este se libera y se deja caer. Durante el proceso de descenso transmite y recibe datos si se

requiere. Sin embargo cuando toca el suelo es cuando comienza las acciones que diferencian esta categoría de la anterior, ya que lo primero que deberá hacer un tipo Comeback es separarse de su dispositivo de descenso o cualquier otro mecanismo que no le permita moverse. Siguiendo, el CanSat identifica su posición actual y la compara con la posición final deseada, en este paso se realizara un análisis de estos datos para calcular el ángulo y la trayectoria al que deberá dirigirse el CanSat, mediante las instrucciones apropiadas al sistema de dirección, proceso que se repite continuamente mientras avanza y hace correcciones en el camino, hasta llegar al objetivo. Este proceso se ilustra en la siguiente figura.

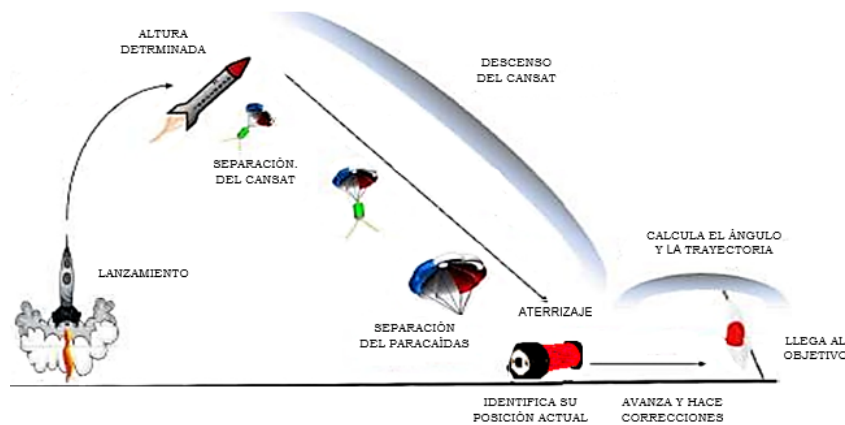


Figura 16: Proceso de prueba de un CanSat tipo Comeback.[54]

Por último es importante mencionar que aunque la misión de este tipo de CanSat sea llegar a un punto en específico, en los concursos no todos los participantes logran este objetivo, aunque todos sus sistemas se encuentren funcionando, debido a las condiciones del clima, interrupciones de la transmisión, confiabilidad del GPS, entre muchas otras variables. Por lo tanto, en los concursos Comeback se evalúa como al ganador al participante que logre la menor distancia del punto propuesto, lo que también se ha logrado en varios años.

FLYBACK

La palabra Flyback, del inglés significa, regreso en vuelo. En las competencias este tipo de CanSat, son similares a las de Comeback, con la excepción de que esta vez no se diseña para moverse sobre ruedas sino para volar de regreso al punto establecido.

Ya que este cuenta con el objetivo de volar, a la estructura de la lata de 350 ml se le diseña un mecanismo de vuelo, con diversos tipos de alas de acuerdo al ingeniero de cada desarrollador, además se utiliza autopropulsión con motores brushless o rotores, imitando aviones o helicópteros. En estos modelos se involucra mayor dificultad mayor, que en los tipos de CanSat de Telemetría y Comeback, ya que involucra control de vuelo de los y requiere de mayor procesamiento de señales. A continuación se muestran algunos ejemplos de este tipo de CanSat.

En cuanto al desplazamiento de estos modelos, estos avanzan por el aire autónomamente desde el momento en que se llega a la altura establecida para la separación del CanSat del sistema de lanzamiento. Comenzando un descenso controlando como planeador o aerodeslizador por el operador del vuelo, el cual se evalúa de igual manera que el Comeback, el prototipo que aterrice más cerca del punto establecido será el ganador.



Figura 17: Ejemplos de prototipos CanSat-Flyback.[54]

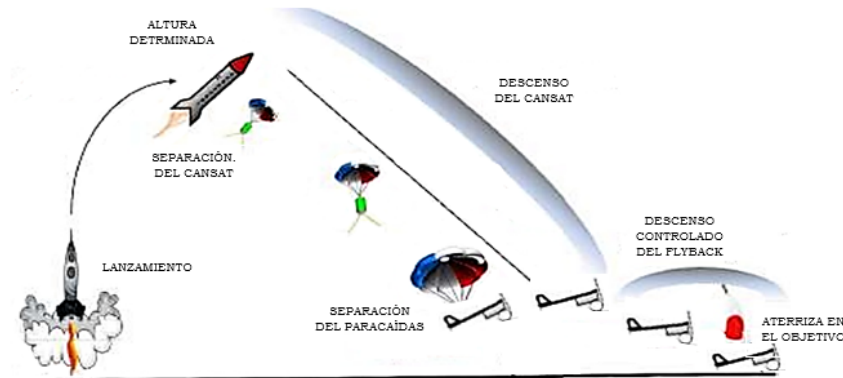


Figura 18: Proceso de prueba de un CanSat tipo Comeback.[54]

4.2 SISTEMAS DE LANZAMIENTO

Este sistema es muy importante porque es el que pone a prueba la misión, contando de 3 tipos de lanzadores, que se presentan a continuación.

COHETES

Desde los inicios de las competencias CanSat, en ARLISS 1999, los primeros sistemas de lanzamiento utilizados fueron los cohetes, debido a que es el modo en que se haría con el lanzamiento de un satélite real, brindando el movimiento, aceleración y vibraciones de una misión aeroespacial real.



Figura 19: Cohete utilizado en las competencia ARLISS 2018

Específicamente, se definirá como cohete: *un dispositivo que se propulsa mediante la emisión de una reacción química, a la vez que se acelera mediante un impulso en la dirección opuesta al arrastre del cohete.*[14]

Dicha fuerza que representa el impulso F_C se define a continuación como la ecuación de los cohetes:

$$F_C = \dot{m} \cdot v_e \quad (\text{ecuación 1})$$

En la cual:

- $\dot{m}$ Es el flujo másico del combustible del cohete.
- v_e Es la velocidad de los gases de salida por la tobera.

Con mas detalle, la reacción que propulsa el cohete puede ser propiciada por tres tipos de combustibles:

- **Combustible sólido:** Contiene agentes oxidantes y combustibles en un solo bloque sólido. Cuya configuración de ensamble es bastante sencilla, ya que consta de una cubierta, una tobera, carga y el encendedor.
- **Combustible líquido:** Requiere de dos líquidos, denominados oxidante y combustible, que al mezclarse se genera la reacción que dará impulso al cohete. La mezclas mas comunes en este tipo son de queroseno, hidrógeno líquido u oxígeno líquido.
- **Híbridos:** Este combustibles es un combinación de sistemas sólidos y sistemas líquidos, con la ayuda de válvulas y canales para controlarlos. Estos a su vez se pueden hacer en tres configuraciones diferentes:
 - *Hipergólicos:* Por medio de una reacción química se auto encienden e inician la combustión.
 - *Catalizados:* Un catalizador provoca una reacción y esta enciende el combustible.
 - *Pirotécnico:* Una combustión violenta enciende el combustible y por la temperatura continua la reacción.

Ahora que se conoce un poco mas de este sistema de lanzamiento, cabe realzar sus ventajas y desventajas, en la siguiente tabla:

VENTAJAS	DESVENTAJAS
Permite una mayor similitud con los sistemas de lanzamiento reales de proyectos aeroespaciales.	Es un sistemas costoso, debido al costo de su combustible y a que no es reutilizable.
Brinda las condiciones de movimiento y vibratorias semejantes al salir de orbita.	No es necesario que los organizadores cubran los costos de lanzamiento, por lo que representa una restricción a la participacion de equipos que no cuenten con este capital.
Proporciona mayor desarrollo de habilidades y cooperación entre proyectos aeroespaciales.	Se debe contar con un mayor espacio, libre de interferencias aéreas para realizar los lanzamientos.

Tabla 6: Uso de cohetes en competencias CanSat.

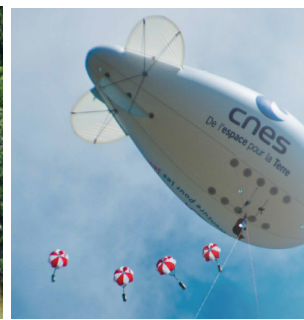
GLOBOS

Por otro lado, este sistema de lanzamiento, también se encuentra entre los primeros en utilizarse para prototipos CanSat. Se trata de un aerostato, clasificación de una aeronave que genera la fuerza de sustentación mediante un fluido más ligero, aire caliente, en comparación del fluido en el que se desplaza, aire mas frío; provocando un empuje estático en la atmósfera, dicha condición la cumplen los globos aerostáticos y dirigibles.

El uso de globos con una cuerda anclada a tierra, para lanzamientos de CanSat, permite misiones de gran altitud. Además se encuentra entre las opciones mas accesibles para pruebas y competencias, debido a que este puede ser desde un globo simple con helio y un cortador que libere un CanSat, hasta incluso un globo mas grande que pueda levantar mas de un CanSat a la vez, como lo muestra la figura siguiente de la competencia de CanSat francesa de 2016.[37]



(a) Globo con forma de Zepellin



(b) Globo liberando CanSat

El empuje que desplaza este sistema hacia arriba se debe a la acción del peso del fluido desplazado dentro del sistema, ya que por lo general el peso del aerostato $\mathbf{W}_G$ es menor, por lo que la elevación $\mathbf{L}_G$ esta dada por:

$$L_G = V_G(\rho_{aire} - \rho_{gas}) \quad (\text{ecuación 2})$$

En la cual:

- $\mathbf{V}_G$ Volumen del gas que encierra el globo.
- $\rho_{aire} - \rho_{gas}$ Diferencia de densidades entre el medio externo, aire a la temperatura atmosférica de la zona, y el medio interno, gas dentro del globo.

Para continuar nuevamente se analizaran los pros y contras del uso de globos para lanzamientos de CanSat.

VENTAJAS	DESVENTAJAS
Es un sistema relativamente económico, ya que su capacidad de carga permite lanzar mas de un prototipo a la vez y ser reutilizable.	Descender el vehículo para rellenar su carga podría ser un trabajo laborioso debido al tamaño y peso del sistema.
Proporciona una altura controlada estática, que no interfiere con rutas aéreas o daños en la zona de lanzamiento.	No seria posible su estabilidad con ráfagas de vientos presentes.
Al determinarse la altitud se somete a los prototipos al clima externo de las capas superiores de la atmósfera	No genera las condiciones de movimiento y vibratorias de lanzar un experimento espacial real.

Tabla 7: Uso de globos en competencias CanSat.

DRONES

Esta opción se trata de un multi-rotor que impulsa con motores, generalmente brushless, equipados con hélices fijas. El cual es programado para levantarse cuando la mitad de sus rotores giran en un sentido de las manecillas del reloj y los otros en sentido contrario.



Figura 20: Dron utilizado para en el 1er concurso nacional mexicano, 2015[55]

Esta es una opción de lanzamiento que ha ganado una gran preferencia en los últimos años gracias a la reducción de costos de este sistema, debido a las plataformas y modelos prefabricados a la venta listos para funcionar que se han vuelto mas accesibles para la comunidad. Además de que su ciclo de vida es el mas extenso de los tres otros métodos de lanzamiento mencionados en esta sección, debido a que la mayoría de estos modelos vienen con garantías y repuestos sencillos de obtener.

Por ultimo, se contrastaran algunas de sus características:

VENTAJAS	DESVENTAJAS
Es un sistema reutilizable que puede adaptarse para realizar varios lanzamientos simultáneos.	Debe tenerse practica piloteando este tipo de sistemas, para lograr ascensos y descensos estables.
Funciona con baterías recargables, sin costo de combustible o gas para su elevación	No genera condiciones de vibración y movimiento del lanzamiento de un sistema espacial.
Se puede programar la altura y momento de descenso.	La altura va a depender del alcance de la señal del control de radio.

Tabla 8: Uso de drones en competencias CanSat.

Estas características en tabla 8 lo hace en mi opinión la mejor opción para lanzamientos y prueba de CanSat. Además controlar y pilotear este sistema ya representa un reto, por lo que cabe mencionar que diseñar este sistema de lanzamiento adaptado a un CanSat, es del interés de ingenieros aeroespaciales debido a que involucran el desarrollo de un proyecto de manera similar al de un satélites.

PRE-FASE: Estudio del Concepto

Para el desarrollo del sistema CanSat se empleara la metodología para sistemas de ingeniería *NPR 7120.5, NASA Space Flight Program and Project Management Requirements*, la cual se divide en la fases presentadas en la figura siguiente:



Figura 21: Sistema de ingeniería NPR 7120.5, empleado en este trabajo.[30]

Dentro de esta metodología, se define como el principal desafío de la gestión de proyectos lograr todas las metas y objetivos, teniendo en mente las restricciones y fallos posibles, como probables consecuencias por ejemplo del presupuesto o el tiempo empleado. Por lo cual, se definirá una misión del proyecto que se dividirá en subjetivos y metas que se clasificarán por orden prioritario para lograr el éxito, total o parcial de la misión con seguridad y calidad.

5 CONCEPTUALIZACIÓN DE LA MISIÓN

Antes que nada, en la gestión de cualquier proyecto se requiere establecer primeramente los objetivos y por lo tanto la alcanzabilidad del proyecto, por lo que ante todo se debe comenzar reflexionando que se pretende que tenga el sistema CanSat, debido a que en la ingeniería aeroespacial, la misión de un satélite determina por completo su diseño.

En este punto, se vuelve importante puntualizar que se entiende como **misión**, lo cual se define como: *Los objetivos establecidos a partir de toda función o funciones a las cuales se compromete a desempeñar el sistema, en las que se basará el diseño y la construcción del CanSat, con el fin de operar y obtener resultados.*

Consiguientemente, para establecer la misión del CanSat, los objetivos son impuestos al sistema por el usuario, quien determinara la relevancia de los datos recopilados por el picosatélite. Por lo tanto, en la siguiente tabla se generan ideas que son recopiladas y analizadas, donde se puede observar las ventajas y desventajas que tienen cada una de ellas.

MISIÓN	VENTAJA	DESVENTAJA	PRIORIDAD
Medición de Temperatura	Medir la temperatura a diferentes alturas	Si el lanzador no proporciona una altura considerable, solo se obtendrán mediciones de una temperatura constante	ALTA
Medir presión atmosférica	Permite conocer la presión del ambiente externo del CanSat	Si el lanzador no proporciona una altura considerable, solo se obtendrán mediciones de una presión constante	ALTA
Calculo de la altitud de la zona	Permite analizar la altura a la que se encuentre el CanSat	Es dependiente de las posibilidades del lanzador utilizado	ALTA
Darle movimiento a las llantas del sistema	Permitirá utilizarlas para recibir instrucciones por GPS	Aportarían mas peso al sistema	ALTA
Calculo de posicionamiento por GPS	Permitirá calcular una ruta para que llegue a un punto	La precisión del GPS puede no ser suficiente para llegar exactamente al sitio designado	MEDIA
Dirigir el sistema a un punto determinado por el usuario	Permitiria cumplir con la categoria Comeback y no perder el sistema despues de su lanzamiento	Debido a la precisión de los componente se ha visto en varias competencias de este estilo que no se alcance el punto determinado	MEDIA

Tabla 9: Determinación de la misión.

Ademas en la tabla 9 se observó la prioridad que tiene determinada función para establecer la misión, por lo tanto en base a dicha tabla se definirá la misión como :

MISIÓN GENERAL: Proponer un diseño del hardware de un picosatélite de condiciones ambientales y sistema comeback con la capacidad de enviar datos sobre las condiciones del sistema, específicamente sensores de temperatura, presión y altitud, por lo que se diseñara una

placa electrónica en la cual se permita implementar un sistema de movimiento del CanSat con direcciones generadas con coordenadas GPS, para cambiar su posición. Todo ello bajo un diseño confiable, ligero y económico.

Es importante tener en claro que para lograr la misión general, deben cumplirse varias submisiones que permitirán paso por paso llegar a cumplirla, por esta razón en la siguiente sección se hablará de la secuencia de la misión.

6 SECUENCIA DE LA MISIÓN

Como se recordará en el capítulo anterior, en la sección *Concepto del Cansat* el proceso del lanzamiento, se resume en la figura a continuación:



Figura 22: Secuencia de la misión general.

Por lo que vemos en la figura 22 estas son la secuencia de la misión general, por lo que para lograr diseñar un sistema que pueda lograrla como trabajo futuro se pueden definir el *ciclo de vida de la misión* el cual propone submisiones por etapa de la metodología.

	PRE-FASE	FASE A	FASE B	FASE C	FASE D	FASE E	FASE F
SUB-MISIÓN	Definir la misión	Seleccionar los componentes del sistema	Realizar diseño preliminar	Diseño final y fabricación	Ensamble y pruebas	Resultados y dar mantenimiento	Conclusiones
OPERACIONES	Determinar función del CanSat, fijar sub-misiones por etapa del proyecto, decidir requerimientos del sistema, dividir el sistema general en subsistemas y general arquitectura del proyecto.	Interpretar la función del CanSat en desarrollo tecnológico, investigar posibles compras, adquisición de componentes, debatir características y operaciones de cada componente, revisar propósito y momento de activación de cada elemento.	Diseño de la placa electrónica, diseño del modelo CAD del CanSat, diseño del sistema de descenso, diseño de la estación terrena y desarrollo del software.	Diseño final, impresión de la placa PCB, construcción del paracaídas, impresión y ensamble de la estructura del CanSat, revisión de la fabricación e integración.	Pruebas de integración de los sistemas, como lo son sistema de la misión, sistema de potencia, sistema de comunicación y sistema de la computadora	Apagar sistemas, procesar información, generar gráficos y procesar información.	Presentación de gráficos, explicación de datos obtenidos, presentar información, evaluar cumplimiento de la misión, examinar éxitos y fallos y plantearse aplicaciones y oportunidades de mejora.
PARÁMETROS DE MEDICIÓN	¿La misión es realista? ¿oportuna con el tiempo asignado? ¿La misión puede cumplirse con el presupuesto?	¿Los componentes seleccionados son ligeros? ¿Tienen una buena relación costo-funcionalidad? ¿Se evaluaron suficientes opciones?	¿La placa diseñada cumple con las funciones establecida? ¿El modelo CAD satisface las condiciones del terreno de pruebas? ¿Es conveniente el material propuesto?	¿El diseño final cumple los requerimientos? ¿Se cumple la implementación satisfactoriamente? ¿Hace falta volver a diseñar o agregar algún elemento?	¿El CanSat resistió la pruebas? ¿Las mediciones de los sensores son confiables? ¿Estará listo para el lanzamiento futuro?	¿El CanSat envía datos? ¿Se graficaron satisfactoriamente? ¿Puede volver a realizar otra prueba?	¿Pueden comprobarse los resultados? ¿Compararse con la realidad?
RESTRICCIONES	La misión podría no lograrse con el tiempo y costos establecidos, si no se definen correctamente.	Puede no contarse con suficiente inversión para sensores confiables.	Puede demorarse mas tiempo en el desarrollo del software y modelo CAD, por constantes cambios.	Se deben considerar costos extra por fabricación apropiada y diseños extras pos-construcción.	Podría requerir mantenimiento pos-pruebas y podría haber cambios o errores de diseño.	Podría no localizarse el CanSat después de una prueba o encontrarse con daños. No recibir los datos correctamente.	Podría no haberse obtenido ninguna medición para analizar.

Tabla 10: Ciclo de vida de la misión. Sub-misiones por etapa.

7 ARQUITECTURA

Ademas, el ciclo de vida de la misión, puede representarse en el conocido Modelo V (vease figura 23) que permite visualizar de forma general todas las etapas de desarrollo del sistema CanSat, como lo son todos los subsistemas y sus respectivas relaciones con la misión.

Por otro lado, otra cuestión importante a puntualizar con los requerimientos, mostrados en la tabla 12. Los cuales deberán cumplirse para considerar una misión exitosa, en la tabla se hace referencia a los subsistemas, que se explicaron en la introducción, estructura de un satélite, los cuales se nombraran: subsistema de la misión, subsistema de energía, subsistema de comunicación, subsistema de la computadora. Ademas de añadir otros dos sistemas que son externos al satélite como el sistema de descenso y el sistema comeback.

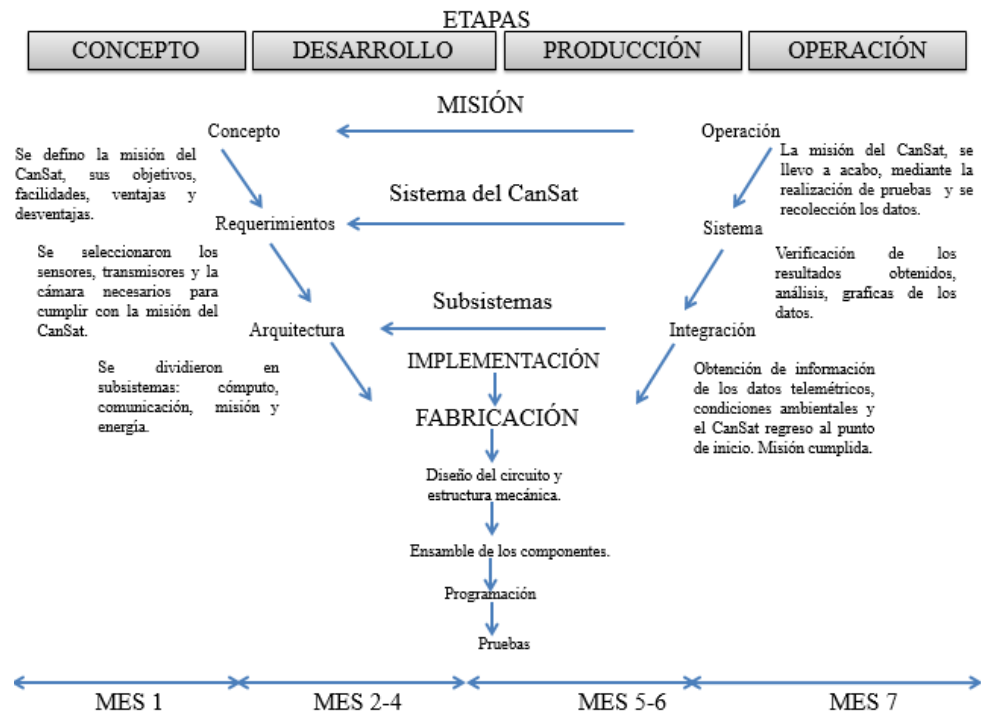


Figura 23: Arquitectura del CanSat representada en un Modelo V

8 REQUERIMIENTOS GENERALES

REQUERIMIENTO	SUBSISTEMA	PRIORIDAD
Todos los componentes y sistemas, con excepción del sistema Come-back y las antenas, deben estar dentro de un volumen equivalente a una lata de refresco de 355 ml.	Todos los sistemas, excepto Come-back	ALTA
El Cansat debe pesar menos de 1 Kg para continuar en la categoría de picosatélite.	Todos los sistemas	ALTA
El sistema CanSat debe transmitir telemetría a una estación terrena.	Comunicación	ALTA
El satélite debe caer con un dispositivo de descenso.	Sistema de descenso	ALTA
El CanSat debe caer con el mínimo de daños, ser aun operable posdescenso para efectuar el sistema Come-back.	Estructura protectora y sistema Come-back	ALTA
El sistema debe recolectar datos de las condiciones ambientales, temperatura, presión y altura.	Sistema de la misión	ALTA
El CanSat debe volver desde el punto donde aterrizó al punto donde fue lanzado.	Sistema Come-back	MEDIA

Tabla 11: Requerimientos generales del sistema CanSat.[55] [31]

9 REQUERIMIENTOS POR SUBSISTEMA

REQUERIMIENTO	SUBSISTEMA	PRIORIDAD
El sistema CanSat debe comunicarse con la estación terrena.	Sistema de comunicación	ALTA
La batería del sistema debe mantener operacionales todos los componentes durante el desarrollo de la misión	Subsistema de energía	ALTA
El sistema CanSat transmitir datos ambientales de la zona explorada con la estación terrena.	Sistema de la misión	ALTA
El satélite debe caer con un dispositivo de descenso.	Sistema de descenso	ALTA
El CanSat debe poder alimentar la potencia demandada por las ruedas y sistema de engranes	Sistema de energía	MEDIA
El satélite debe comparar la coordenada de su posición con la coordenada de inicio	Sistema de la computadora	MEDIA
El CanSat debe desplazarse hasta la coordenada de inicio	Sistema Comeback	MEDIA

Tabla 12: Requerimientos generales por subsistema.

FASE A: Desarrollo tecnológico

En esta fase se realiza la investigación de las bases tecnológicas que se planean implementar en el CanSat, las cuales parten de los requerimientos general y secundarios, por lo que se buscaran los elementos físicos que transformaran el concepto en algo tangible.

Esta tarea comenzara por seleccionar los componentes electrónicos necesarios para cumplir con los objetivos de comunicación, misión, potencia y procesamiento de la computadora.

El objetivo de esta sección sera elegir los sensores y componentes electrónicos apropiados de acuerdo a sus características, tales como: costo, tamaño, masa, resolución, rango, voltaje requerido, entre otras.

10 SUBSISTEMA DE LA MISIÓN

Comenzando por el subsistema de la misión, este contendrá todos los sensores y sistemas micro-electrónicos que aporten valor al picosatélite en el ámbito de conseguir los datos, considerados la carga útil, que permitan confirmar la misión como exitosa.

Esta se definió como: obtener mediciones de las condiciones ambientales de la zona explorada por el CanSat, particularmente temperatura, presión y altura, mientras se desplaza hasta un punto de inicio. Por lo que se comenzara con una comparativa de sensores que realicen estas mediciones. Y después se continuara con la investigación de los componentes necesarios para realizar efectivamente un sistema comeback, entre los que se incluyen GPS, acelerómetro, giroscopio y magnetómetro.

10.1 CARACTERÍSTICAS

SENSOR DE PRESIÓN DEL AIRE

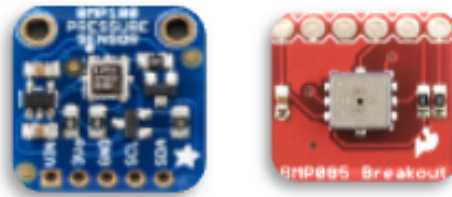
OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	RESOLUCIÓN	RANGO	PRESIÓN	VOLTAJE
BMP085	22.5 Dlls	16.5 x 16.5 mm	5 g	0.03hPa / 0.25m	300-1100 hPa	2.5 hPa	1.8 - 3.6V
BMP180	10 Dlls	10 x 10 mm	10 g	0.03hPa / 0.25m	300-1100 hPa	2.5 hPa	1.8 - 3.6V

Tabla 13: Elección del sensor de presión del aire.[39] [40]

SELECCIONADO: BMP180 MODULE (GY-801)

El sensor se seleccionó, tal cual como muestra la tabla por su precio más bajo en comparación con la misma resolución, rango y precisión del otro módulo, así como también, se incluyó la medición de temperatura. La razón principal para presentar estos sensores es que ambos están integrados en los tableros multisensor GY-80 y GY-801, ya que el uso de uno de ellos reduciría el peso y el espacio de los sensores además de facilitar el cableado.

El BMP180 emite presión absoluta en pascuales (Pa), pero por razones de conveniencia, presentamos más medidas en kilopascales (1 kPa = 1000 Pa).



(a) Sensor BMP180 (b) Sensor BMP085

Figura 24: Sensores de Presión y Temperatura Atmosférica propuestos.

SENSOR DE TEMPERATURA

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	RESOLUCIÓN	RANGO	PRESIÓN	VOLTAJE
BMP085	22.5 Dlls	16.5 x 16.5 mm	5 g	0.03hPa / 0.25m	-40 +85C	2C	1.8 - 3.6V
BMP180	10 Dlls	10 x 10 mm	10 g	0.03hPa / 0.25m	-40 +85C	2C	1.8 - 3.6V

Tabla 14: Elección del sensor de temperatura [39] [40]

SELECCIONADO: MÓDULO BMP180

Debido a que la temperatura afecta la densidad de un gas, y la densidad afecta la masa de un gas, la presión atmosférica cambiará con la temperatura.

Por lo tanto, podemos usar el mismo módulo BMP085, previamente seleccionado, para este objetivo también, que primero toma una lectura de temperatura, luego combine eso con una lectura de presión cruda para obtener una medición de presión final compensada por temperatura.

Conocer la altitud es bastante útil para la misión ya que el sistema reconocerá cuándo abrir el freno de aire y el paracaídas.

Se continua con los sensores que permitirán realizar el sistema ComeBack, comenzando por la selección del sensor de posicionamiento global.

SENSOR DE POSICIONAMIENTO GLOBAL

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	RESOLUCIÓN	CANALES	PRESIÓN	VOLTAJE
ULTIMATE-GPS	39 Dlls	Modulo: 26x35 mm. Antena: 15x15 mm	8.5 g	9600 bps	66	3 m	3.3V - 5V
GP -735	40 Dlls	Modulo con antena:8x35x6.5 mm	16 g	9600 bps	56	2.5 m	3.1V -5.5 V

Tabla 15: Elección del sensor de GPS. [41] [42]

SELECCIONADO: ADAFRUIT ULTIMATE GPS BREAKOUT

La razón principal porque se eligió el Ultimate GPS Breakout es porque es el módulo más rentable de las opciones del mercado, ofrece una excelente relación calidad-precios, debido a un peso muy bajo y una cantidad de canales superior. Además su placa breakout, lo hace menos sensible y lo protege en caso de conexiones de voltaje elevadas para su rango de operación.

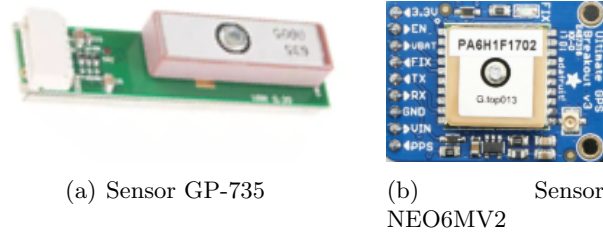


Figura 25: Propuestas de sensor GPS.

SENSOR MAGNETÓMETRO

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	RESOLUCIÓN	RANGO	PRESIÓN	VOLTAJE
HMC5883L	5.5 Dlls	14 x 15 mm	10 g	4.35 milli-gauss	0.88 – 8 gauss	1 gauss	3 - 5V
LSM303DLH	7 Dlls	5 x 20 mm	10 g	2 milli-gauss	1.3 – 8.1 gauss	2 gauss	2.5 - 3.3 V

Tabla 16: Elección del sensor de magnetómetro.[43]

SELECCIONADO: MÓDULO HMC5883L

Las razones por las que se eligió es, tal y como muestra su tabla de características, el módulo HMC5883L cuenta con una mayor resolución y precisión, así como con un precio más bajo. Este sensor es una brújula digital de 3 ejes en la que el resultado de la comunicación es simple a través de una interfaz I2C.

Además, es posible encontrar este sensor en las placas multi sensor GY-80 y GY-801, lo que reducirá las condiciones de espacio y peso en la misión.

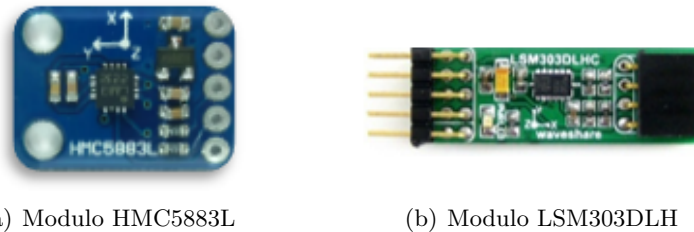


Figura 26: Propuestas del sensor de magnetómetro. [52] [44]

11 SUBSISTEMA DE COMPUTADORA**11.1 CONCEPTOS Y OPERACIONES**

Este sistema se denomina brevemente así, porque se trata de una microcomputadora, que se encargara de procesar todos los datos que maneje el picosatélite, mediante puertos de entrada, para recibirlos, una unidad central de procesamiento, para realizar las operaciones que se requieran y unidades de memoria temporales para acumular la información, antes de transmitirla al usuario. Por lo que esta corta subsección se enfoca en elegir un circuito integrado que encapsule estas características.

COMPONENTE	MODELO	PROPÓSITO	MOMENTO DE ACTIVACIÓN
Micro controlador	Arduino Micro	Procesar la información recolectada por los sensores y mandarla al subsistema de comunicación.	Desde el ascenso

Tabla 17: Elección del microcontrolador.[47]

Consecuente de experiencias previas en el uso de microcontroladores Arduino, se ha optado por elegir uno de ellos de entre sus gama de productos, tomando como delimitadores las dimensiones del componente, masa, cantidad de pines de entrada y voltaje requerido, resultado elegido el Arduino Micro, cuyas características se encuentran en la tabla 18.

11.2 CARACTERÍSTICAS

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	FRECUENCIA	PINES	VOLTAJE
Arduino Micro	15 Dlls	18 X 33 mm	9 g	16 MHz	14 digital, 6 análogos	3.3 – 3.4 V

Tabla 18: Microcontrolador propuesto.

12 SUBSISTEMA DE COMUNICACIÓN

12.1 CONCEPTOS Y OPERACIONES

Pasando al sistema de comunicación, este se define por aquel que permite el enlace ente el receptor y el emisor de los datos de la misión. Por lo que se orienta a buscar una dispositivo que cumpla la función de una antena que proporcione la información al usuario de la estación terrena.

La tabla 19 presenta el componente elegido, así como su propósito y momento de activación en una misión futura:

COMPONENTE	MODELO	PROPÓSITO	MOMENTO DE ACTIVACIÓN
Antena para transmisión de datos	XBee S2C	Comunicar la computadora de vuelo con la estación terrena	Desde el ascenso

Tabla 19: Propósito de subsistema de comunicación.[48] [49]

12.2 CARACTERÍSTICAS

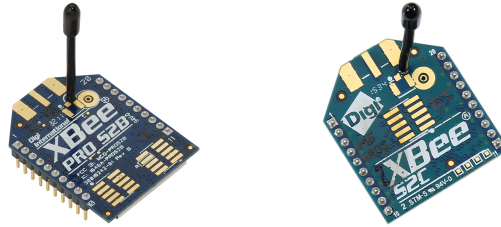
ANTENA PARA LA TRANSMISIÓN DE DATOS

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	INTERFAZ	RANGO	VOLTAJE	CORRIENTE
XBee Pro S2B	33 Dlls	24 X 33 mm	Serial Port	1500 m	3.0 – 3.4 V	45 mA
XBee S2C	27 Dlls	22 X 27 mm	Serial Port	1200 m	2.2 – 3.6 V	45 mA

Tabla 20: Elección de la cámara de vídeo.

SELECCIONADO: XBee S2C

Se selecciono el XBee S2C, debido a que en comparativa con el otro modulo ambos ofrecen características bastante similares, pero este tiene un menor costo, conservando una relación costo-funcionalidad favorable.



(a) Modulo XBee Pro S2B (b) Modulo XBee S2C

Figura 27: Propuestas para comunicación inalámbrica.

13 SUBSISTEMA DE ENERGÍA

13.1 CONCEPTOS Y OPERACIONES

Se continua en esta sección, donde se abordaran cuales elementos se utilizan en el sistema de energía, definiendo componentes, modelos, propósitos y momentos de activación en un lanzamiento futuro.

Primeramente los componentes indispensables son elegir una batería y reguladores de voltaje. Para este punto sabemos que queremos dar movimiento al picosatélite por lo que se busca una batería compacta pero eficiente.

Las mas utilizadas en los sistemas CanSat son las baterías de litio, por lo que se procede a analizar sus ventajas y desventajas, entre las cuales se encuentran:

VENTAJAS

- Aprovechan mejor la carga respecto al volumen y peso, esto implica que sean más compactas y de menor peso.
- Proporcionan aproximadamente de 3.6 a 3.7 voltios por celda.
- Tienen efecto reversible, por lo que pueden recargarse.
- Voltaje suministrado estable.
- Tienen una baja tasa de auto-descarga en el desuso.

DESVENTAJAS

- Su duración media, posterior a los 500 ciclos de eso su rendimiento comenzará a disminuir.
- Debe recordarse que si ya no se usan se deben guardar con al menos el 40 por ciento de su capacidad para preservarlas con vida útil algunos años mas.

- Son mas costosa que las baterías de níquel.
- Su rendimiento se ve afectado por las alta y bajas temperaturas.

Con la comparativa, se opta por una batería de litio debido a su versatilidad y tamaño compacto, las cuales se encuentran hoy en dia en los celulares, tabletas, bocinas, etc. En las cuales cada una de las celdas de iones de litio proporcionan un voltaje 3.7 volts por celda, las cuales pueden conectarse en serie para aumentar el voltaje, lo que viene manufacturado desde el proveedor de esa forma, por lo que basta con investigar la cantidad de voltaje que necesitemos, en este caso para cubrir la necesidad de 5 voltios mínimo, una batería de dos celdas cubre la demanda. Por lo que se procede a buscar componentes y definir sus propositos en la tabla 21:

COMPONENTE	MODELO	PROPÓSITO	MOMENTO DE ACTIVACIÓN
Batería	LiPo 2S 7.4 V	Suministrar el voltaje requerido por todos los componentes	Desde el ascenso
Regulador de voltaje a 3.3V	Utilizar el integrado en la placa Arduino	Reducir el voltaje de la batería para que pueda ser utilizado por ciertos componentes	Desde el ascenso
Regulador de voltaje a 5V	78LM05	Reducir el voltaje de la batería para que pueda ser utilizado por ciertos componentes	Desde el ascenso

Tabla 21: Propósito de los componentes del subsistema de energía.

Para las baterías se consideran las características para seleccionar la mas idónea:

13.2 CARACTERÍSTICAS

BATERÍA

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	CAPACIDAD	RAZÓN DE DESCARGA
Turnigy 2S	15 Dlls	70 x 35 x 13mm	62 g	1000 mAh	20 C
Gens Ace 2S	12 Dlls	71 x 36 X 13mm	68 g	1000 mAh	25 C

Tabla 22: Elección de batería.

SELECCIONADO: Turnigy 2S 20C

14 SUBSISTEMA COME-BACK

14.1 CONCEPTOS Y OPERACIONES

Y por ultimo se describen los propósitos de los componentes utilizados para implementar el sistema ComeBack, comenzando con la 23

COMPONENTE	MODELO	PROPÓSITO	MOMENTO DE ACTIVACIÓN
Motor con caja de engranes	Low-power micro gearmotor 210 6V	Proporcionar el movimiento al sistema.	Después del descenso
Controlador de motores	Puente HL293D	Decodificar la información mandada desde la computadora de vuelo a los motores.	Desde el ascenso

Tabla 23: Propósito de los componentes del subsistema Come-back

Como vimos requeriremos micro motores que muevan las llantas, con su respectiva caja de engranajes y un controlador, para instrumentarlos, comenzando con la comparativa, se propone la tabla 24

MOTOR CON CAJA DE ENGRANES

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	VELOCIDAD ANGULAR	GASTO DE CORRIENTE
Low-power Micro Gearmotor 6V	16 Dlls	10 X 12 X 26 mm	10 g	60 RPM	40 mA
Metal Gearmotor 6V	20 Dlls	20 X 44 mm	45 g	75 RPM	0.0245V - 170 mA

Tabla 24: Elección del motor con caja de engranes.

SELECCIONADO: Low-Power Micro Gearmotor 210 6V

Fue seleccionado debido a diversas razones, las cuales se pueden observar claramente en sus tablas de características, siendo la principal el tamaño y el peso. Además de la diferencia que tienen de gasto de corriente.

Mientras que para elegir el controlador de los motores, se implementa la tabla 25

CONTROLADOR DE MOTORES

OPCIONES	COSTO	TAMAÑO	MASA	RANGO DE VOLTAJE	CORRIENTE MAXIMA
L293D	2 Dlls	19 X 6 mm	10 g	1.5 – 36 V	600 mA
L298N	7 Dlls	43 X 43 mm	31 g	5 – 35 V	0.0245V - 2 A

Tabla 25: Elección de Controlador de Motores.

SELECCIONADO: L293D

Debido a su liviano peso y compatibilidad con el microcontrolador arduino elegido.

FASE B: Diseño Preliminar

Una vez que se han elegido todos los componentes y elementos del sistema CanSat, se procede al diseño en las siguientes secciones, utilizando el software Eagle.

15 DISEÑO DE PCB PARA EL SATÉLITE

Para el diseño de la placa electrónica, se comenzara realizando los respectivos esquemáticos para casa uno de los subsistemas. En esta sección se aprovecho para dibujar los gráficos y describir sus conexiones.

15.1 SUBSISTEMA DE LA COMPUTADORA DE VUELO

Este subsistema, se compone del micro-controlador Arduino-Micro, para el cual se realizo el siguiente esquemático.

ARDUINO-MICRO

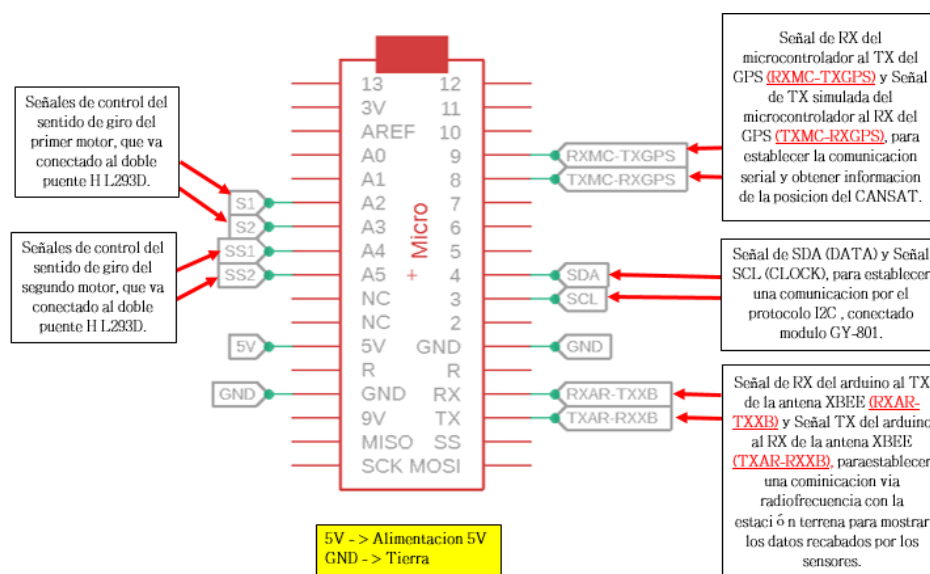


Figura 28: Esquemático presentando las conexiones del Arduino-Micro.

15.2 SUBSISTEMA LA MISIÓN

En este otro subsistema se diseño más de un esquemático, ya que en este apartado se presentaran las conexiones de todos los componentes que contribuyan directamente a la misión del CanSat,

como clasificamos al modulo GY-801, al GPS y al integrado L293D que permite controlar los motores.

CONEXIONES DEL MODULO GY801

La comunicación del módulo es por I2C, esto le permite trabajar con la mayoría de microcontroladores. Los pines SCL y SDA tienen una resistencia pull-up en placa para una conexión directa al microcontrolador o Arduino:

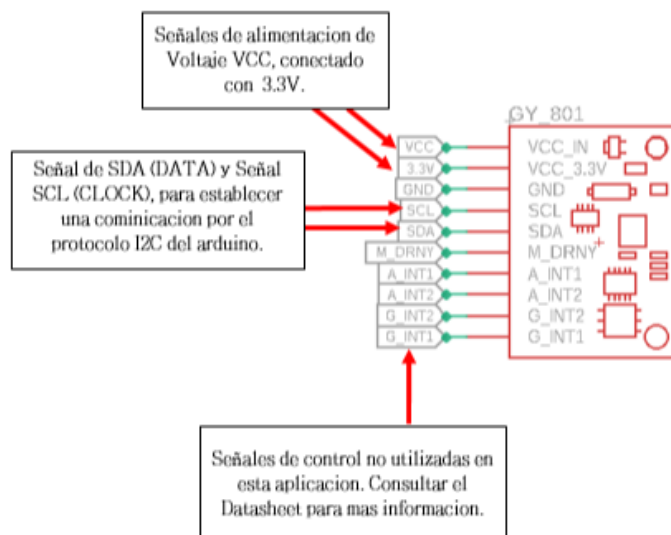


Figura 29: Esquemático presentando las conexiones del modulo GY-801.

CONEXIONES DEL MODULO GPS

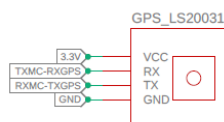


Figura 30: Esquemático presentando las conexiones del modulo GPS.

INTEGRADO L293D

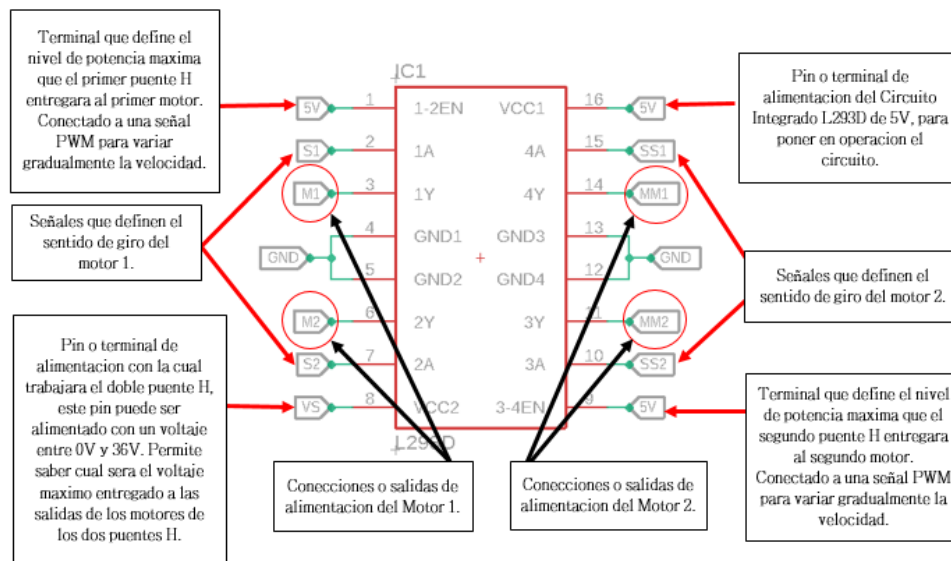


Figura 31: Esquemático presentando las conexiones del controlador del motor L293D.

15.3 SUBSISTEMA LA COMUNICACIÓN

Por parte de este subsistema, la comunicación es llevada a cabo principalmente por el modulo Xbee y sus conexiones con la computadora de vuelo. Por lo que se presentara dicho componente en esta sección.

MODULO XBEE

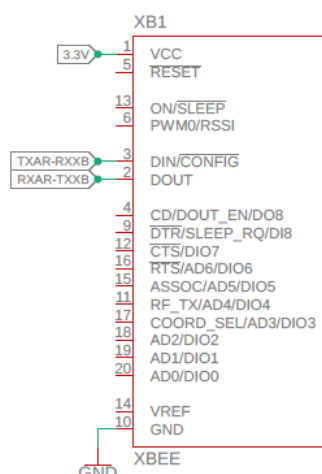


Figura 32: Esquemático presentando las conexiones del modulo Xbee

15.4 SUBSISTEMA DE ENERGÍA

Y finalmente el subsistema de energía, es un conjunto de reguladores, capacitores y una batería lipo de 7.4 V de dos celdas, que alimenta todo el circuito, un esquemático lo muestra a continuación.

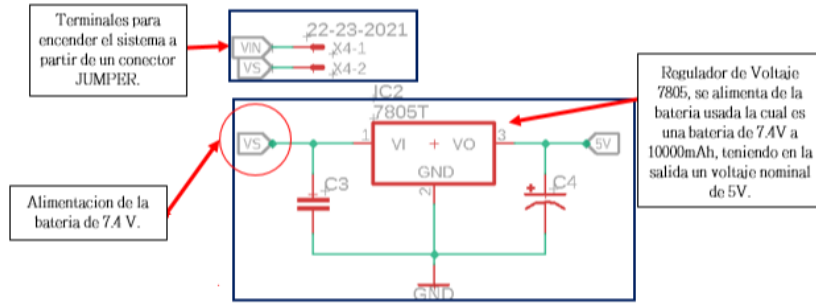


Figura 33: Esquemático presentando el subsistema de energía.

16 ESTRUCTURA DEL SATÉLITE CANSAT

Un componente fundamental en un CanSat es su estructura protectora, la misma debe ser diseñada tomando en cuenta ciertos requerimientos con el fin de que proteja de manera adecuada la integridad del sistema. Los requisitos que hay que tomar en cuenta al proponer un diseño son los siguientes: [55] [31]

- Todos los componentes deben caber y estar protegidos dentro de una lata de refresco de 355 ml, con excepción del paracaídas y las llantas del sistema come-back.
- El límite máximo de la masa para la categoría come-back es: 645 gr incluyendo CanSat y Vehículo que regresará al punto de partida.
- La batería deberá tener un fácil acceso para ser reemplazada en caso de ser necesario antes de su lanzamiento.
- El CanSat deberá tener el interruptor principal en un lugar accesible.

16.1 DISEÑO DEL MODELO CAD DEL CANSAT

Bajo estos requerimientos se optó en desarrollar el modelo en el software de diseño Solidworks para su posterior impresión en 3D con material, el cual está adaptado a las dimensiones de una lata de 355 ml y tiene un compartimiento de fácil acceso para encender o apagar sistemas del CanSat, además de permitir reemplazar la batería o algún daño interno del sistema.

Por lo que se comenzó con una forma cilíndrica, de dimensiones de una lata de refresco.

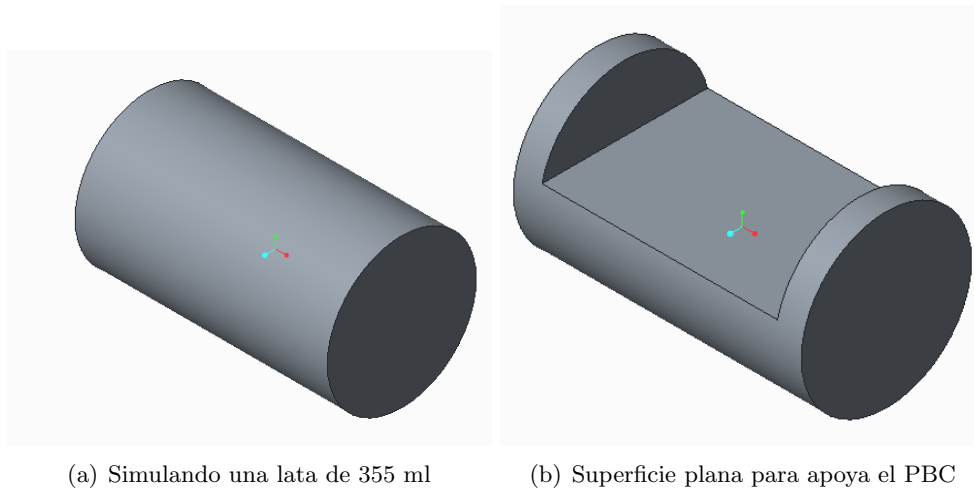


Figura 34: Requerimiento de tamaño del modelo CAD-CanSat.

Lo siguiente es considerar el requerimiento del peso, retirando el máximo posible:

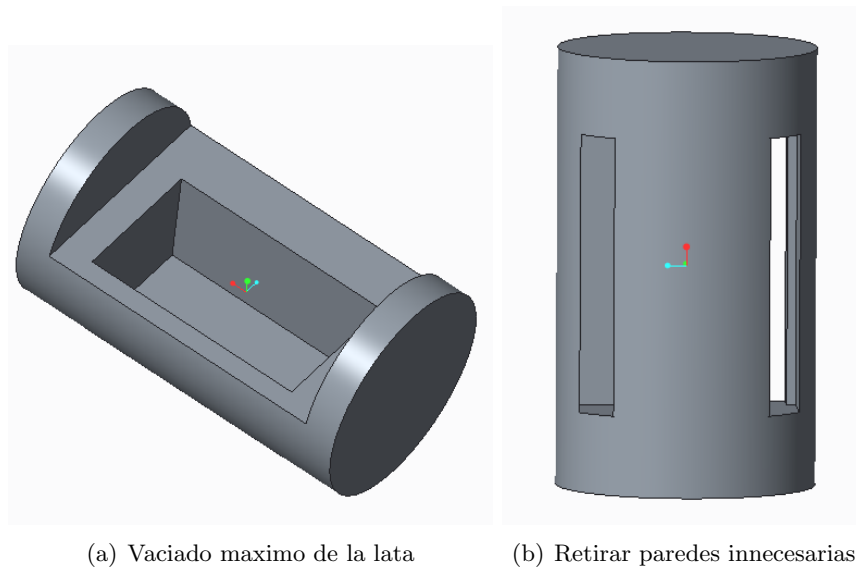


Figura 35: Cumplimiento del requerimiento del peso.

Finalmente se remueve material considerando uniones con el PCB y eje de los motores. Se implementan barrenos y aperturas para los motores. Ademas de considerarse un segundo piso, espacio extra, para componentes electrónicos y unas ranuras para dejar pasar cables.

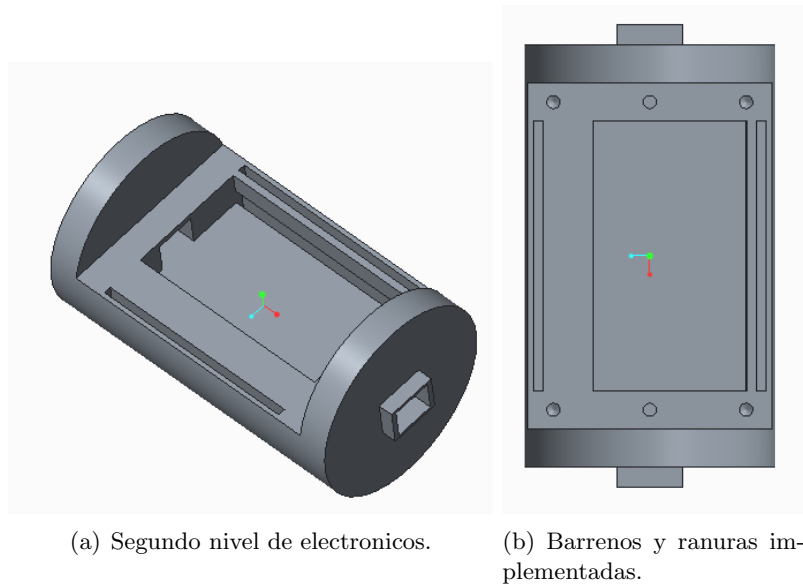


Figura 36: Requerimiento de accesabilidad.

Ademas también se ideo utilizar una tapa que protegiera los componentes del sistema, con las mismas dimensiones que el modelo del CanSat, 355 ml.

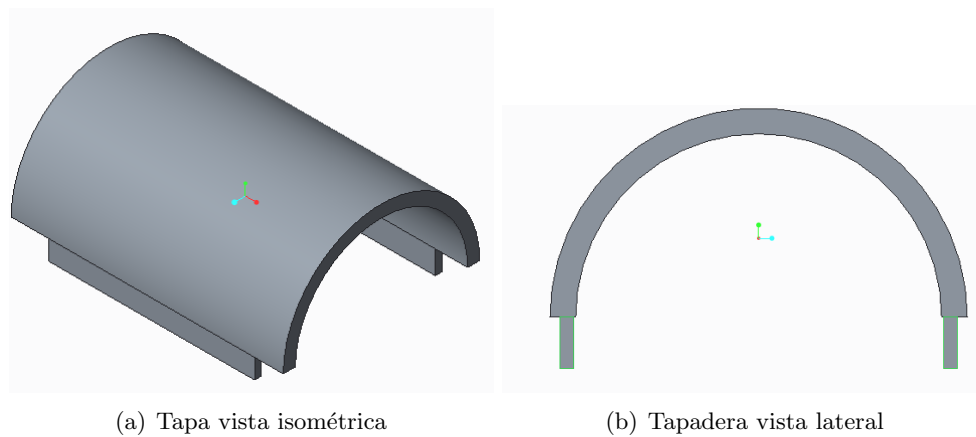


Figura 37: Tapa para el requerimiento de protección y seguridad del los componentes internos.

Finalmente por parte de las llantas se compró un par de Pololu Wheels, con 60 mm de diámetro x 8 mm de espesor con el fin de ser lo suficiente ligeras para no forzar a los motores, de modo que no demanden la máxima corriente. Así como ser ásperas para aumentar la fricción en su movimiento y adherirse al terreno. Dichas llantas se modelaron como se presenta a continuación:

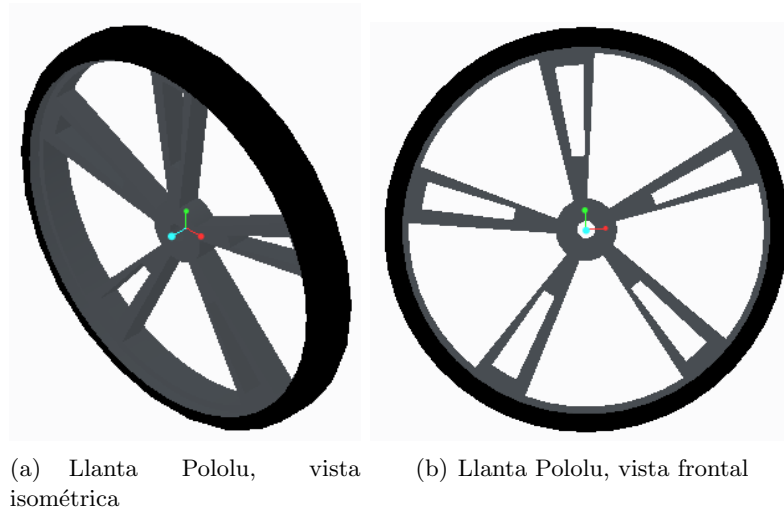


Figura 38: Llantas para el requerimiento de movimiento.

Finalmente el ensamble del diseño completo, incluyendo los micro motores, se visualizaría como se muestra continuación:

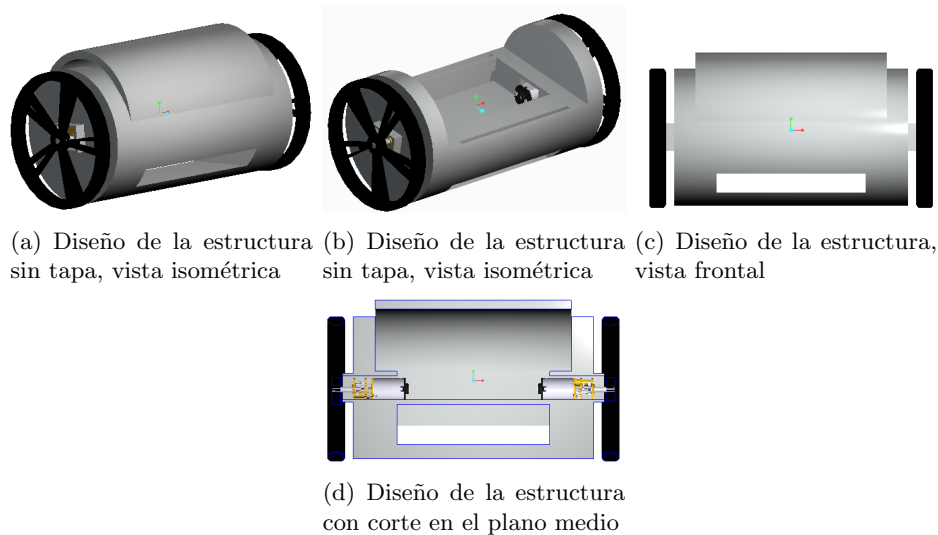


Figura 39: Ensamble del diseño final de la estructura del CanSat.

17 DESARROLLO DEL SOFTWARE

En esta sección se presentara el proceso de desarrollo del software para cumplir con la misión de enviar datos sobre las condiciones del sistema CanSat, específicamente sensores de temperatura, presión, altitud y humedad, así como características del sistema como aceleración, orientación y posicionamiento, con el fin de implementarlas para mandar instrucciones al CanSat para avanzar a un punto determinado.

Dicho software deberá contar con los siguientes requerimientos, que permitirán el cumplimiento general de la misión:

- Capacidad de recibir los datos telemétricos.
- Extracción de datos para análisis posterior a la misión.

- Graficar en tiempo real las variables utilizadas.

Por lo que se procederá a presentar los diagramas de flujo correspondientes. Comenzando por la secuencia de la misión, desde el punto de vista del software, definida aquí abajo:

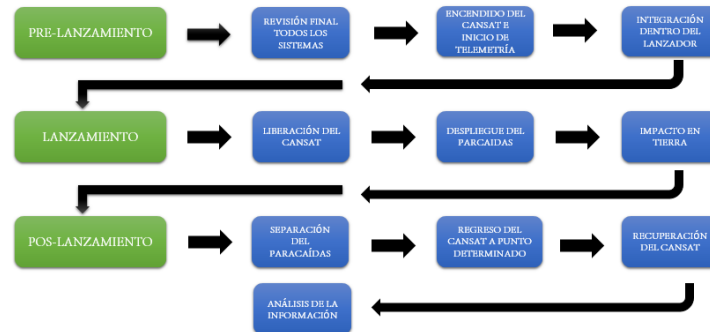


Figura 40: Secuencia de operación del software en la misión.

Mas específicamente el diagrama de flujo siguiente explica los pasos y acciones del programa durante la misión.

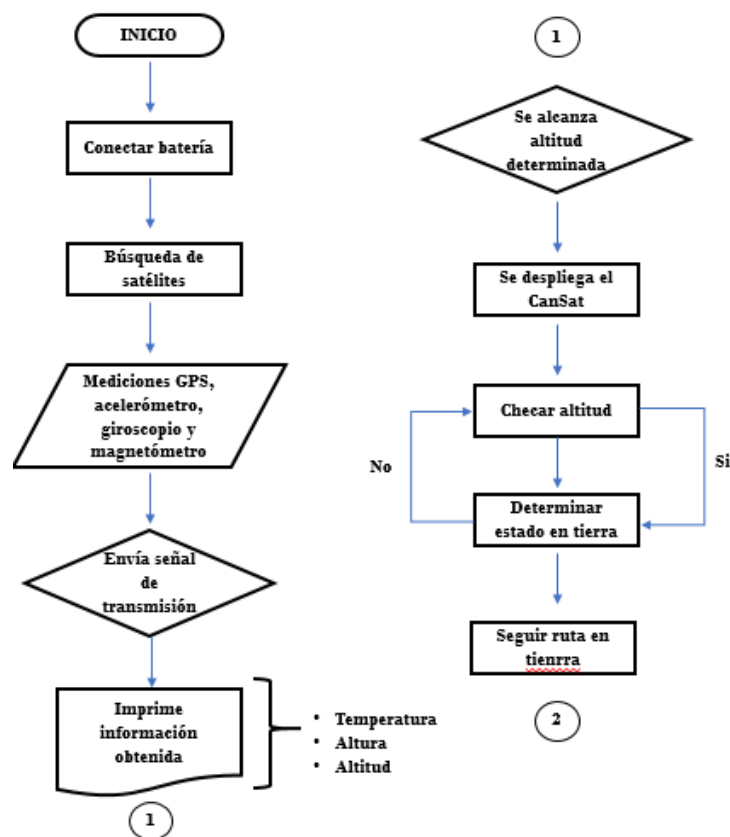


Figura 41: Diagrama de flujo del software en la misión.

Y a partir del marcador 2, se comienzan las operaciones para activar el sistema ComeBack.

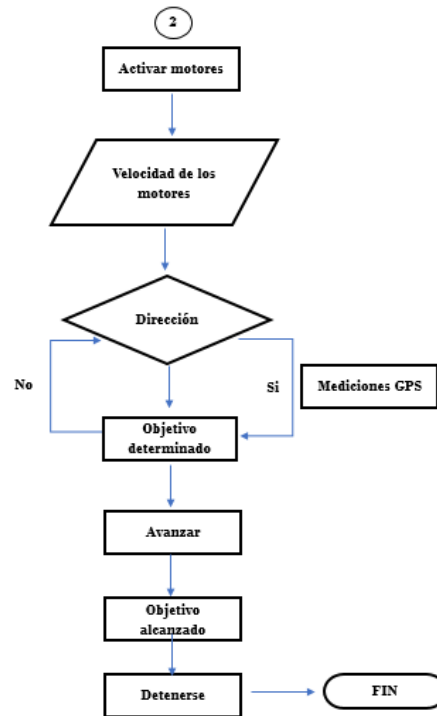


Figura 42: Diagrama de flujo del sistema ComeBack.

Una vez que se tiene definido la visión futura y objetivos del software, se procede a desarrollar el código, para lo cual primeramente hay que tener en cuenta, que el GY801 es una unidad de medición inercial de 9 grados de libertad, ya que combina un acelerómetro, un giroscopio y un magnetómetro de 3 ejes respectivamente cada uno de ellos, considerado un componente microelectromecánicos (MEMS, Microelectromechanical Systems), que realiza comportamientos mecánicos y electrónicos de orden nanométrico.

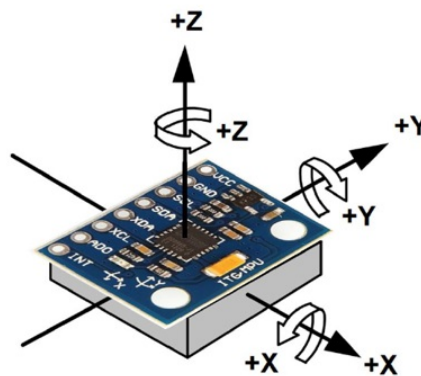


Figura 43: GY801, mostrando sus ejes.

Donde la principal ventaja de utilizarlo en conjunto con el GPS, para el sistema ComeBack es corregir sus errores acumulativos mediante sus mediciones a 9 grados de libertad. De modo que este dispositivo calcule su nueva posición agregando los cambios detectados a las posiciones previamente calculadas. Además mediante la medición de la gravedad se puede determinar la orientación del sensor, al registrar la aceleración en tres ejes y un poco de trigonometría, para explicar esto véase la imagen siguiente:

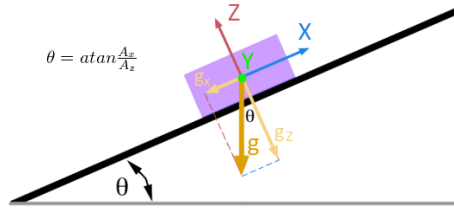


Figura 44: Diagrama de cuerpo libre para ejemplificar rotación en los 3 ejes

De modo que, si el sensor se encuentra horizontal, lo consideraremos en su plano X-Y, con Z apuntando hacia arriba, y únicamente giramos en el eje Y, obteniendo la ecuación para el ángulo resulte.

Sin embargo esto no es suficiente para lograr una medición decente, ya que utilizar solo un acelerómetro acumula errores y ruido, resultado de efectos de deriva, por lo que individualmente no resulta un sensor adecuado para determinar la posición. Es ahí donde entra el giroscopio, que mide desplazamiento angular por unidad de tiempo, es decir velocidad angular, complementando al acelerómetro porque responde bien a cambios bruscos y es relativamente inmunes al ruido, en rangos temporales cortos, debido a que mide la rotación girada por un determinado mecanismo.

Lo anterior no quiere decir que registre el ángulo girado si no la velocidad angular, que es la relación de variación del ángulo respecto del tiempo. Para obtener el ángulo de posición del sensor es necesario realizar la integración respecto del tiempo y combinar los ángulos calculados de ambos sensores, para lo cual se implementaran filtros al código.

De forma que el ángulo buscado del acelerómetro está pasando por un filtro pasa bajos, amortiguando las variaciones bruscas de aceleración; y el ángulo calculado por el giroscopio tenga un filtro pasa altos teniendo gran influencia cuando hay rotaciones rápidas, cuyos valores constantes deben de sumar 1, como en la ecuación siguiente, denominada, filtro complementario:

$$angulo = 0.98(angulo_{giros} + Velocidad_{giros}dt) + 0.02(Velocidad_{acelerometro}) \quad (\text{ecuación 3})$$

Lo cual apoyara a los sensores utilizados a reducir los errores en los datos proporcionados. Sin embargo debido a la complejidad de trazar el movimiento del picosatélite, mediante las 9 variables de grados de libertad y coordenada GPS, se decide añadir un segundo filtro, Kalman, que es un estimador matemático iterativo que elimina el error cuadrático medio de un conjunto de datos, es decir realizando una predicción de los datos recibidos más óptima y fiable a partir del promedio de datos.

En una iteración normal del filtro Kalman el primer paso es la predicción, para el instante actual, del valor de la variable de estado, utilizando el modelo del sistema y en base al valor estimado de la variable en la iteración anterior. Lo que en palabras mas simples implica fusionar las señales del acelerómetro, giroscopio y magnetómetro para que entren al filtro como una única fuente de medida de posiciones y velocidades. Lo que provoca que se realice la toma de datos de posición en forma matricial, para estimar datos obtenidos de sensores instalados en el picosatélite.

Por lo que el programa de obtención de datos ejecutado sobre el arduino constara de una función set-up, donde se configuran las velocidades de la comunicación serie entre el Arduino y la velocidad entre el canal del módulo GPS a 9600 baudios. Además de inicializar los sensores del GY801, el acelerómetro, giroscopio, magnetómetro y barómetro, junto con la respectiva configuración de los motores como dispositivo de salida, debido a que realizaran sus movimientos a

partir de la toma de datos y los respectivos cálculos.

Una vez inicializados los sensores, se inicia el bucle principal del programa, llamado loop (), el cual consiste básicamente en mandar a llamar todas las funciones que nos permitirán interpretar a los sensores del CanSat. Comenzando con la toma de variables como temperatura, presión y altitud, así como la lectura en hertz de los datos procedentes del GPS, los cuales son empaquetados en una línea de registro y transmitidos al monitor serial de Arduino.

Para ello, se configura el GPS para que busque triangularse con al menos cinco satélites, para tener una posición mas acertada, habilitando el envío de los mensajes, una vez haya cumplido este requisito.

Luego se obtiene la latitud y longitud de la posición actual del CanSat, mediante el uso de la librería TinyGPS, lo cual continuara cada 10 segundos, en inicial, osea el punto de partida, de modo que localice la ubicación actual por cuadrantes y cada 10 segundos que compare y no sean iguales, se activara la función avanzar, que desplegara el movimiento de las llantas, a determinado angulo, el cual se calcula en las funciones mag, transformation, vector length stabilasation, getHeading, tiltCompensate, correctAngle, calibrate, donde se implementa el filtro complementario y kalman a los datos proporcionados por el acelerómetro, giroscopio y magnetómetro, para la eliminación de ruido y errores estadísticos.

Finalmente, el algoritmo se completa cuando latitud y longitud actual han logrado ser iguales a latitud y longitud inicial, lo que se define como que el picosatélite ha vuelto a casa. Para saber mas, se anexa el código en el **Apéndice A**.

18 ESTACIÓN TERRENA

Hasta el momento solo se ha hablado del diseño de los elementos que compondrán al picosatélite, sin embargo, en esta sección se discutirá el diseño de otro componente sin el cual no se podría lograr su propósito, ya que como en los sistemas satelitales reales es necesario establecer un enlace a tierra, con el objetivo de permitir una comunicación directa con el satélite para mandar o recibir información, este elemento es conocido como estación terrena.

Una pequeña comparativa es que los sistemas satelitales reales con gran capacidad de tráfico son respaldados con grandes redes de antenas asociadas cuya infraestructura se llama telepuertos que incluye sistemas de antenas, edificios para oficinas e instalaciones para equipos de cómputo, como función de apoyo para la misión, equivalentes a lo que en un satélite constituye su plataforma o bus.

La estructura más compleja y reconocible de los telepuertos son las antenas pesadas con sistemas de seguimiento, como la que se muestra a continuación:



Figura 45: Telepuerto de SATMEX, México.

Además, las estaciones terrenas, cuentan con un edificio o área central de equipos interconectados entre sí, donde se controlan todas las operaciones y se hacen las conexiones de interfaz y el encaminamiento de señales de mando remoto. -3-



Figura 46: Centro de control satelital del SATMEX.

Por otra parte desde el punto de vista educativo, los picosatélite CanSat simulan esta tecnología mediante el uso de antenas de radiofrecuencia de menor tamaño, generalmente módulos inalámbricos que permiten enlazar dos sistemas, mediante comunicación serial, colocando uno de estos módulos dentro del picosatélite.

Mientras que se coloca otro modulo conectado vía USB a un dispositivo de cómputo que simulará el edificio de operaciones. Por lo que la función de este módulo es recibir los datos que manda su par dentro del CanSat, bajo los siguientes requerimientos:

- Ancho de banda apropiado

- Antenas omnidireccional
- Frecuencia de operación idéntica en transmisor y receptor.
- Computadora para el almacenamiento y análisis de datos.
- Antena de comunicación
- Transceptor USB

Dichos requerimientos se utilizan para diseñar el gráfico siguiente:

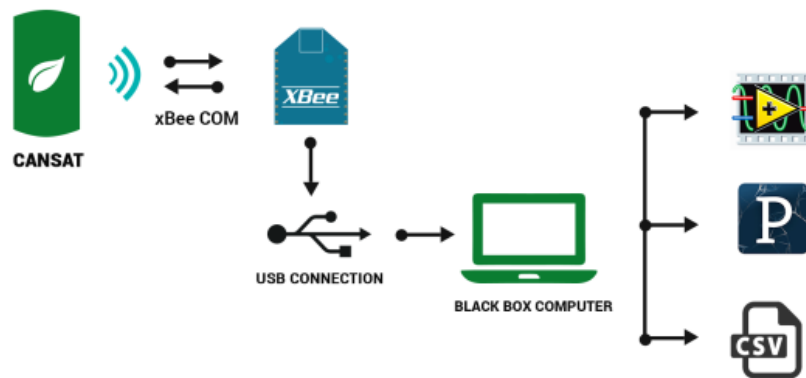


Figura 47: Diagrama de la estación terrena.

La figura 47 muestra que posterior a la recepción telemétrica en la computadora, se procede a la interpretación de datos, mediante el uso de software especializado, Matlab, Labview, Processing, etc. Con el fin de que el usuario procese los datos y obtenga de forma visible, gráfica y presentable la información recolectada de su misión propuesta.

Por lo tanto, la estación terrena, que se encuentra dentro del subsistema de comunicación, es parte crucial de la misión ya que le corresponde recibir los datos telemétricos, visualizarlos y procesarlos en una interfaz que permita la apreciación los resultados durante las diferentes etapas de la misión como el pre-lanzamiento, el ascenso, despliegue, descenso y aterrizaje.

Para realizarse se optó programación por bloques en Labview, donde se implementa el paquete NI-VISA de National Instruments para habilitar los puertos e interfaces de comunicación con Arduino.

Para utilizarlo, primeramente debe tenerse nuestro sistema ya programado, de modo que se continúe con la programación gráfica, donde cada bloque que se empleará del paquete de Arduino instalado en Labview representa una función tal cual del lenguaje y cada entrada del bloque en Labview representa los parámetros de entrada para dicha función.

Para facilitar esta tarea se utilizó el VI Package Manager, *LabVIEW Interface for Arduino*, ya que permite manipular nuestra placa Arduino desde LabView, por lo que se puede ver en la imagen 48 primeramente se abre la comunicación serial en un ciclo, que se repite con un temporizador cada 2 segundos, luego se define la señal obtenida del sensor y se separa en sus

tres mediciones, las cuales se obtienen como un valor que se desplegara en la interfaz gráfica final.

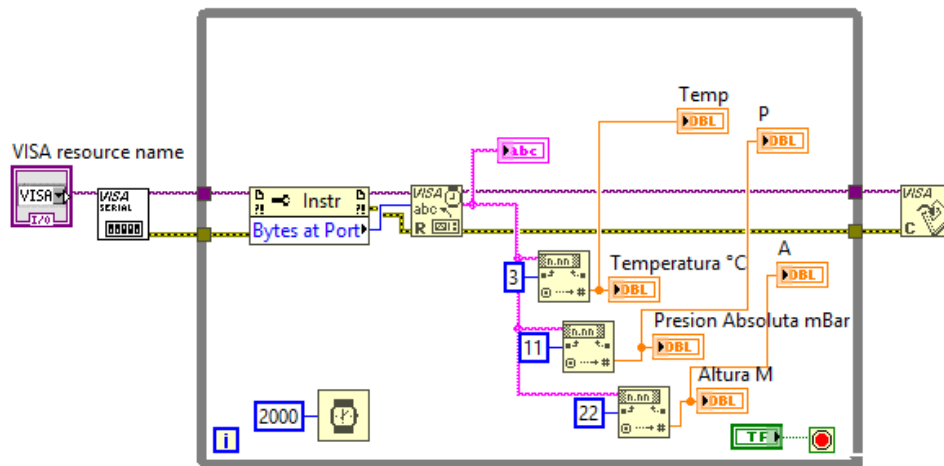


Figura 48: Diagrama por bloques de la interfaz de la estación terrena.

El diagrama de bloques anterior, nos proporciona la interfaz que se muestra en la 49

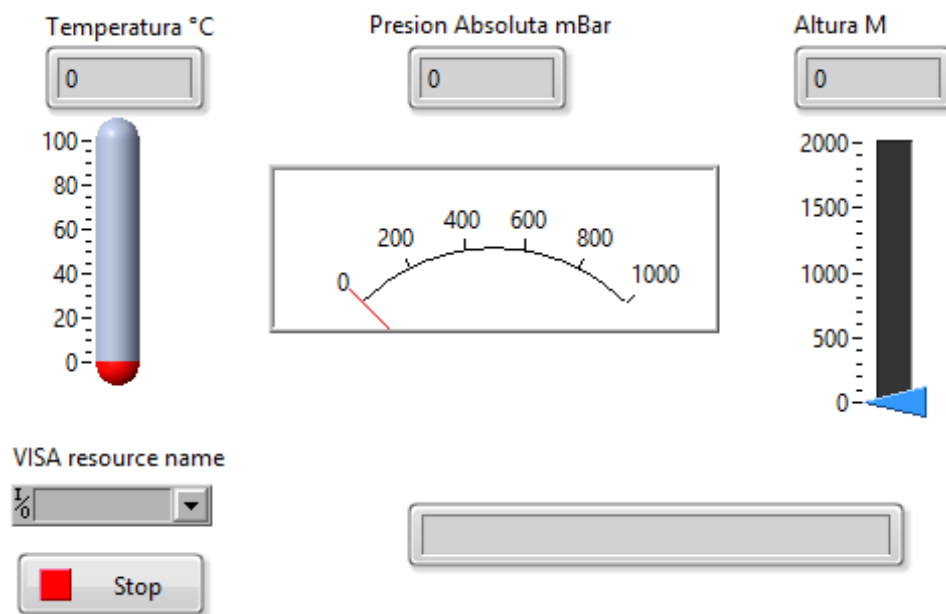


Figura 49: Diseño de la interfaz de la estación terrena.

La cual muestra todos los valores de manera amena para el usuario como un tablero de control y se vera en uso en la fase de pruebas y resultados.

19 SISTEMA DE DESCENSO

El descenso lento y controlado de un CanSat es una parte crucial para la toma de datos, ya que del sistema de descenso dependerá que tan prolongada será la toma de datos en el aire. Esta etapa empieza desde la separación del sistema de lanzamiento hasta que hace contacto con el

suelo.

Por lo tanto se propone emplear un paracaídas cuyo propósito será reducir la velocidad del descenso y proteger de un brusco impacto al sistema CanSat, por lo cual se buscaría cumplir con los siguientes requerimientos:

- El sistema debe poder descender de manera controlada un peso de al menos 500 g y como máximo de 1 kg.
- El dispositivo de descenso no debe ser más pesado que la carga.
- El paracaídas debe poder reducir la velocidad de descenso a al menos 12 m/s.
- El sistema de descenso deberá abrirse considerando una altura máxima de 500 m para comenzar la caída del CanSat.
- Se debe usar un material resistente para las cuerdas y debe estar cocido con el material del paracaídas, ya que esta unión, podría representar un punto débil.
- Colocar un agujero de derrame, en el centro del paracaídas, para que se libere el aire excedente y se mantenga el sistema en equilibrio.
- Debe contar con una longitud de cuerda de 1 a 2 pies, de 30 a 60 cm aproximadamente, entre el paracaídas y CanSat, la cual amortiguara cualquier oscilación del paracaídas al CanSat.
- Se recomienda utilizar nylon rip stop como el material de paracaídas, debido a su ligereza y alta resistencia que incorpora hilos más gruesos que impiden que se corran o expandan los posibles cortes o desperfectos.

19.1 AERODINÁMICA DE UN PARACAÍDAS

El paracaídas se analizara como un dispositivo que disminuye la velocidad de caídas del CanSat, el cual funciona bajo la resistencia aerodinámica que propone el desplazarse sobre un fluido, particularmente el aire. Por lo tanto el paracaídas se convierte en un elemento crucial para la seguridad de la misión del CanSat, evitando que impacte contra el suelo.



Figura 50: Ejemplo de paracaídas con un sistema CanSat

En esta subsección se estudiara la caída del CanSat, para lo cual es importante identificar las fases del descenso, así como las fuerzas involucradas, a continuación se presenta esta información en la tabla 26:

ETAPA DE DESCENSO	CARACTERÍSTICAS DEL DESCENSO	FUERZAS INVOLUCRADAS	COMPORTAMIENTO DE LA VELOCIDAD
LANZADOR LIBERA AL CANSAT	El CanSat cae en caída libre, en esos momentos la gravedad tirará de la lata y la acelerará hacia el suelo.	Está sometido a la fuerza de gravedad, compuesta por el peso de todos los sistemas del CanSat.	Su velocidad irá aumentando al transcurrir el tiempo de caída
CANSAT CON PARACAÍDAS ABIERTO	La forma del paracaídas abierto impone resistencia aerodinámica permitiendo que dentro de la parte interior del paracaídas exista una presión superior a la parte exterior, lo que equilibra el paracaídas provocando la tensión de los cordones del sistema de descenso.	La fuerza de arrastre del paracaídas alcanzará el equilibrio con la fuerza de la gravedad, en la dirección opuesta, provocado por la distribución de presiones.	Cuando la resistencia aerodinámica iguala el peso del CanSat, limitar la velocidad de descenso, por lo que reduce su velocidad de caída, manteniéndose constante
ATERRIZAJE, ANTES DE LLEGAR AL SUELO	La fuerza de arrastre del paracaídas continúa actuando sobre el CanSat en la dirección opuesta y reduciendo la velocidad de descenso, evitando un brusco impacto contra el suelo.	La fuerza de arrastre depende de la velocidad del CanSat y cuando la velocidad es baja, la fuerza de arrastre es menor que la fuerza de la gravedad.	La aceleración se vuelve cero y velocidad constante de la etapa anterior se vuelve la velocidad terminal con la que llegara el CanSat al suelo.

Tabla 26: Comportamiento de un paracaídas para un CanSat.

A consecuencia de la tabla anterior, se explicaran las ecuaciones presentes en el descenso de un paracaídas, con el propósito de considerarlas en el diseño de este sistema.

Para lo cual, lo primero que determinará el movimiento del paracaídas son las fuerzas y los momentos que actúan sobre el. Como lo son la fuerza normal $\mathbf{N}$, orientada al eje del vuelo, la fuerza tangencial $\mathbf{T}$, orientada al eje del paracaídas, la fuerza resultante $\mathbf{R}$, la fuerza de levantamiento $\mathbf{L}$ y la fuerza de arrastre $\mathbf{D}$.

Todas ellas representadas con respecto al paracaídas en la figura 51. Además de representar la velocidad de caída $\mathbf{V}$ y el ángulo de ataque del paracaídas α

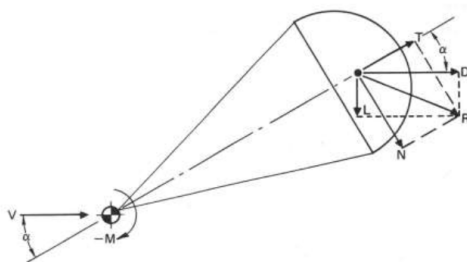


Figura 51: Fuerzas actuantes en un paracaídas.

Las fuerzas mostradas en el gráfico se pueden determinar mediante mediciones en el túnel

de viento, pero una vez que se conocen T y N y α se puede calcular D , mediante ecuación 4:

$$D = T \cos \alpha + N \sin \alpha \quad (\text{ecuación 4})$$

La ecuación anterior se considera cuando el paracaídas cae a un determinado ángulo de ataque, pero si este es igual a cero, $\alpha = 0$, la fuerza de arrastre se vuelve igual a la fuerza tangencial, lo cual lo veríamos en un equilibrio de fuerzas de un paracaídas en descenso constante, como lo muestra la 52. La cual presenta un paracaídas estable en descenso no acelerado, lo que representa un equilibrio entre la fuerza de arrastre total, D_T y el peso total de la carga con el paracaídas W_T

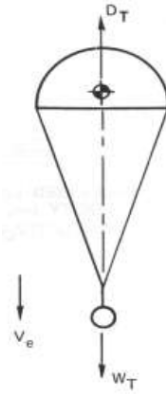


Figura 52: Paracaídas estable en descenso no acelerado.

Cuando el paracaídas se encuentra en descenso constante, la fuerza de arrastre total se obtiene mediante:

$$D_P + D_C = W_P + W_C \quad (\text{ecuación 5})$$

Lo anterior se puede simplificar en:

$$D_T = W_T \quad (\text{ecuación 6})$$

Donde:

- D_T Arrastre total.
- W_T Peso total del paracaídas y del CanSat.
- D_P Fuerza de arrastre del paracaídas.
- D_C Fuerza de arrastre del CanSat.
- W_P Peso del paracaídas.
- W_C Peso del CanSat.

Para calcular dichas fuerzas se requiere conocer los coeficientes aerodinámicos C_N , C_T , C_R , C_L y C_D , cuyos significados son:

- C_N Coeficiente de la fuerza normal.
- C_T Coeficiente de la fuerza tangencial.

- C_R Coeficiente de la fuerza resultante.
- C_L Coeficiente de la fuerza de levantamiento.
- C_D Coeficiente de la fuerza de arrastre.

En este caso en particular, donde la carga tiene forma de una lata, la fuerza de arrastre del CanSat sera despreciable en comparación con la mayor fuerza de arrastre producida por el paracaídas, el cual se obtendrá con la ecuación 7:

$$D_P = \frac{(C_D S) \rho}{2V^2} \quad (\text{ecuación 7})$$

Donde:

- C_D Coeficiente de arrastre del paracaídas.
- S Área superficial del paracaídas en m^2
- ρ Densidad del aire en Kg/m^3
- V Velocidad de descenso en m/s

Para fines de diseño, se busca construir un modelo de descenso que nos permita obtener una velocidad determinada, para lo cual se pueden combinar la ecuación ecuación 6 y ecuación 7 para obtener una despejada para la velocidad vertical de descenso en la ecuación 8:

$$V = \sqrt{\frac{2W_T}{SC_D \rho}} \quad (\text{ecuación 8})$$

La ecuación 8 representa la ecuación en su forma básica, pero si queremos un resultado mas apegado a la realidad, también se puede expresar esta ecuación para cualquier altitud, como en la ecuación 9 donde el subíndice presente en C_{D0} y ρ_0 simboliza las condiciones al nivel del mar y ρ la densidad del aire a una altitud en específico.

$$V = \sqrt{\frac{2W_T}{SC_{D0} \rho_0} \frac{1}{\sqrt{\rho/\rho_0}}} \quad (\text{ecuación 9})$$

En lo que respecta al coeficiente de arrastre C_D se ha utilizado en algunas ecuaciones, pero no se ha indagado en el, por lo cual en este momento se definirá mas detalladamente como: *una cantidad adimensional que se usa para cuantificar el arrastre o resistencia de un objeto en un fluido (como el aire en este caso) y de la geometría del objeto (el paracaídas del CanSat).*

Este coeficiente se suele obtener mediante experimentación, por ejemplo en un túnel de viento o por la prueba de gota, donde se determina la medición de la fuerza de arrastre a cierta velocidad o presión dinámica, para lo cual se utilizaría la ecuación 10:

$$C_D = \frac{D_P}{AP} \quad (\text{ecuación 10})$$

En la cual:

- D_P Fuerza de arrastre del paracaídas en *Newton(N)* .

- **A** Área del paracaídas en m^2 .
- **P** Presión dinámica sobre el paracaídas en N/m^2 .

Sin embargo la ecuación 10, solo es capaz de brindar un C_D aproximado, para determinarlo se tienen en cuenta factores como:

- Velocidad vertical de descenso.
- Área de la superficie del paracaídas.
- Patrón de flujo del aire alrededor del paracaídas.
- Forma del paracaídas, entre los mas comunes que se encuentran: plano, semiesférico, cruz, hexagonal, octagonal y ram air.
- Longitud de las líneas del paracaídas.

Por ejemplo, como se explico en la figura 51 debido a la naturaleza deslizante de un paracaídas, este puede tener tanto un componente vertical como uno horizontal, provocando que en lugar de descender hacia abajo como suele idealizarse, en la vida real descenderá con un ángulo, compuesto por una fuerza de levantamiento y otra de arrastre que reducirán la velocidad de descenso y en consecuencia también el C_D .

Por último, cabe mencionar que la permeabilidad del paracaídas no afecta el coeficiente de arrastre, siempre y cuando la tela no tenga una rigidez o porosidad excesiva, ya que con el aumento de esta ultima, el C_D se vuelve nulo, debido a la influencia del número de Reynolds, ya que el flujo de aire atravesaría los poros de la tela.

Para resumir esta sección, en base a la teoría representada, se pueden resumir los siguientes puntos del funcionamiento del paracaídas:

- La velocidad de descenso del CanSat, depende del arrastre que genere el paracaídas para equilibrar la fuerza de gravedad.
- El paracaídas se abre debido a la diferencia de presiones en su interior y exterior, conocida como presión dinámica.
- El diámetro del paracaídas, determina el área sobre la que actúa la presión dinámica.
- La fuerza de arrastre del paracaídas debe ser mayor que la presión dinámica.
- La velocidad de descenso depende de la geometría del paracaídas
- La presión dinámica es una función de la velocidad y la densidad del aire, que a su vez depende de la altitud y de la temperatura.

19.2 DISEÑO DEL PARACAÍDAS

Antes de comenzar la construcción del paracaídas, lo primero es calcular las dimensiones de la superficie que necesitará el paracaídas para cumplir con los requisitos.

A primera instancia se plantea que cuanto más grande sea el paracaídas, más lenta será la velocidad de descenso del objeto, pero un diámetro muy grande provocará que el CanSat tarde mucho en caer al suelo y pueda desplazarse a kilómetros de distancia de la zona de aterrizaje,

debido los efectos del viento, lo cual procurará evitarse.

Ahora para generar aproximaciones de diseño, lo primero que se considera es el equilibrio generado por la interacción que de W_T y D_T mostrado en la 52 donde se apreció que el peso jala y acelera al CanSat hacia el suelo, lo cual puede expresarse fácilmente como:

$$W_T = m \cdot g \quad (\text{ecuación 11})$$

Mientras que la fuerza de arrastre total D_T , se le puede dar el valor de la fuerza de arrastre del paracaídas D_P , debido a que es la que actúa en el CanSat, en dirección opuesta, disminuyendo la velocidad, por consiguiente es importante recordar que esta depende de la velocidad, lo cual se puede expresar mas claro con la ecuación siguiente:

$$D_P = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot A \cdot V^2 \quad (\text{ecuación 12})$$

Todas estas variables ya han sido utilizadas con anterioridad, así que solo las recordaremos brevemente:

- D_P Fuerza de arrastre del paracaídas en *Newton*s(N) .
- C_D Coeficiente de arrastre del paracaídas.
- ρ Densidad del aire en Kg/m^3 .
- A Área del paracaídas en m^2 .
- V Velocidad descendiente del CanSat en m/s .

Como se puede observar esta ecuación involucra el área, la cual es importante para conocer las dimensiones de las que se deberá construir el paracaídas, por lo que recordando la ecuación 6 cuando la aceleración es cero, se pueden igualar la ecuación 11 y ecuación 12 a modo de obtener la ecuación 13:

$$m \cdot g = 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot A \cdot V^2 \quad (\text{ecuación 13})$$

Y en consecuente, despejarla para el área:

$$A = \frac{m \cdot g}{0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot V^2} \quad (\text{ecuación 14})$$

O para el diámetro:

$$\phi = \sqrt{\frac{4 \cdot m \cdot g}{\pi \cdot 0.5 \cdot C_D \cdot \rho \cdot V^2}} \quad (\text{ecuación 15})$$

Una vez que se han generado estas ecuaciones, se resolverán para los requerimientos necesarios, que se recapitularan a continuación:

- Se requiere una velocidad de descenso de aproximadamente 12 m/s .
- A este punto, se cuenta con la estructura y la placa diseñada, por lo que se conoce el peso de ambas a $.420Kg$.
- Se tomara como valor de la gravedad $9.81m/s^2$.

- Mientras que el valor de la densidad empleado se calculara para demostrar que este dependerá de las condiciones climatológicas donde se realice la experimentación:

$$\rho = \frac{P}{R \cdot T} \quad (\text{ecuación 16})$$

En dicha ecuación se emplearan los valores:

- **P** Presión en Pascales tomada en la ciudad de Tijuana como $101400 Pa$.
- **R** El valor de la contante de los gases, se considerara con el valor ideal de $287 J/Kg^{\circ}K$.
- **T** Temperatura en grados Kelvin. Para la cual, en el verano de 2018 en la ciudad de Tijuana Baja California se reporto un temperatura promedio de $26^{\circ}C$, lo equivalente a $299.15^{\circ}K$.

Obteniendo como resultado de la ecuación 16 un valor de $\rho = 1.18 m/s^2$

- Se tomara el valor del C_D del gráfico siguiente, que encuentra el valor del coeficiente de acuerdo a su velocidad de descenso, en este caso con la conversión de unidades de $12 m/s$ a $39 ft/s$, obteniendo un valor de $C_D = .68$

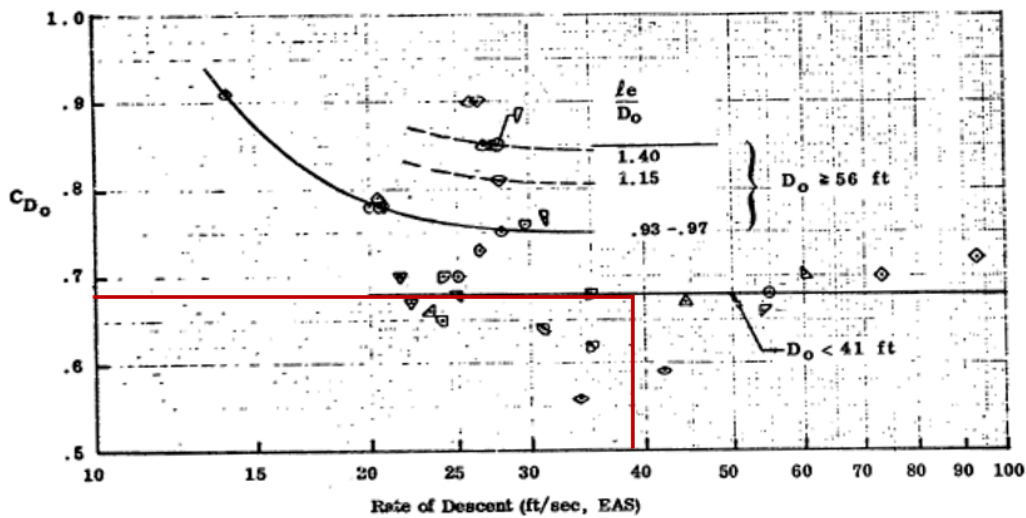


Figura 53: Gráfico para la obtención de C_D a partir de la velocidad del descenso.[56]

Con lo anterior se completan los valores necesarios para calcular el área necesaria para nuestro paracaídas, por lo que se procede a sustituir la ecuación 14 y la ecuación 15, obteniendo los siguientes resultados para área y diámetro del paracaídas:

$$A = .0713 m^2 = 713 cm^2$$

$$\phi = .301 m \sim 30 cm$$

Dicho diámetro sería válido para un paracaídas-plano, realizado a partir de un círculo cortado de una sola pieza de tela, que al inflarse genera una forma semi-esférica. Pero en este trabajo se probará un paracaídas-pabellón debido a que requiere menos tela para producir la forma inflada semi-elíptica (véase figura 54), lo que resulta como una ventaja al reducir peso.

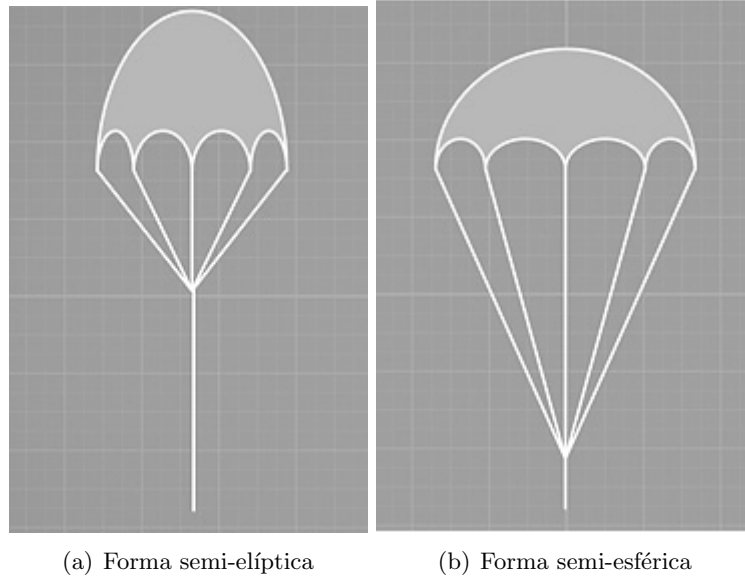


Figura 54: Formas que adquiere el paracaídas cuando se infla.

Por lo tanto para lograr una forma semi-elíptica, se buscara cumplir la área mencionada con la forma de un octágono, por lo que se prosigue ingresando el polígono en una circunferencia donde sus vértices serán tangentes a este y la distancia desde su centro a cualquier vértice será el radio del círculo, **R**.

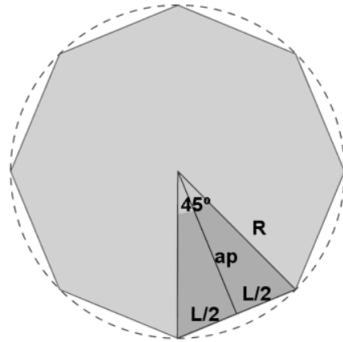


Figura 55: Octágono inscrito en un círculo. Forma deseada del paracaídas

En la ilustración anterior, se muestran dos líneas, cada una originada desde el centro del círculo extendiéndose hacia un vértice que forman un triángulo isósceles, ambos representan los apotemas, y su base es la mitad de la longitud del lado del octágono. Por lo tanto, si se dibujan una línea a cada vértice restante se vería fácilmente que el octágono está formado por 8 triángulos idénticos, concluyendo que el área del polígono es solo la suma de las áreas de los triángulos que lo componen, es decir:

$$A = 8 \cdot A_T \quad (\text{ecuación 17})$$

Con este concepto establecido, con un poco de geometría se calcularan las dimensiones del paracaídas, ósea lado del octágono (**L**) y apotema **AP**. Se comienza con establecer el área del triángulo que forma el polígono, A_T , como sigue: [58]

$$A_T = \frac{\text{base} \cdot \text{altura}}{2} = \frac{(\frac{L}{2}) \cdot AP}{2} \quad (\text{ecuación 18})$$

Como se ha razonado anteriormente, un octágono se compone de 8 triángulos idénticos, donde el ángulo subtendido en el vértice central del triángulo lo llamaremos θ_1 , cuyo valor sería $360^\circ/n$. Sin embargo para cálculos posteriores, estamos interesados en el ángulo entre **R** y **AP**, por lo que a este ángulo lo designaremos θ_2 y tendrá el valor de $360^\circ/2n$ o $180^\circ/n$ una vez reducido.

A continuación podemos derivar la expresión para obtener la medida del lado del polígono **L**, a partir de conocer el radio del círculo que comprende del octágono:

$$\begin{aligned}\sin(\theta_2) &= \frac{\frac{L}{2}}{R} \\ \sin\left(\frac{180^\circ}{n}\right) &= \frac{L}{2 \cdot R} \\ L &= 2 \cdot R \cdot \sin\left(\frac{180^\circ}{n}\right)\end{aligned}\tag{ecuación 19}$$

Así como el apotema **AP**:

$$\begin{aligned}\cos(\theta_2) &= \frac{AP}{R} \\ \cos\left(\frac{180^\circ}{n}\right) &= \frac{AP}{R} \\ AP &= R \cdot \cos\left(\frac{180^\circ}{n}\right)\end{aligned}\tag{ecuación 20}$$

Como recordaremos, se obtuvo un $\phi = 30cm$ y consecuentemente $R = 15cm$. Por lo tanto las medidas del lado y apotema de nuestro paracaídas son las siguientes:

$$\begin{aligned}L &= 12cm \\ AP &= 14cm\end{aligned}$$

Las cuales se mostraron redondeadas a su entero mas cercano, para dejar espacio para futuras costuras. Por consiguiente ahora se cuenta con lo necesario para realizar la fabricación.

FASE C: Diseño final y fabricación

En esta sección se muestran los diseños finales y los procesos de fabricación de los elementos físicos de este proyecto.

20 CONSTRUCCIÓN DEL PBC

Para la construcción de la placa del sistema CanSat, se implementaron los esquemáticos dibujados en la fase B para diseñar el PCB en el software Eagle-Autodesk, comenzando con ajustar todos los componentes dentro de las dimensiones de la superficie donde se instalará la placa, un area de 85 mm X 55 mm, como se muestra:

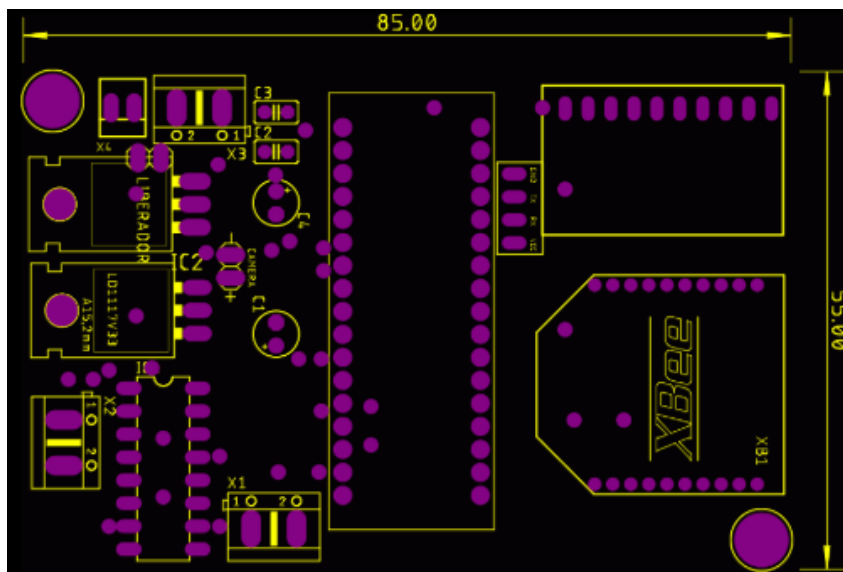


Figura 56: Placa con los componentes que integran el PCB en el software Eagle-Autodesk.

Lo siguiente trazar las rutas de conexión de acuerdo al esquemático, enfocándose en crear un diseño estético y sin cruzar las rutas entre si. Para dicho cometido, se ideo el uso de una placa doble clara, para tener conexiones tanto por la parte de arriba, en rojo, como en la parte de abajo, en azul, obteniendo el siguiente resultado:

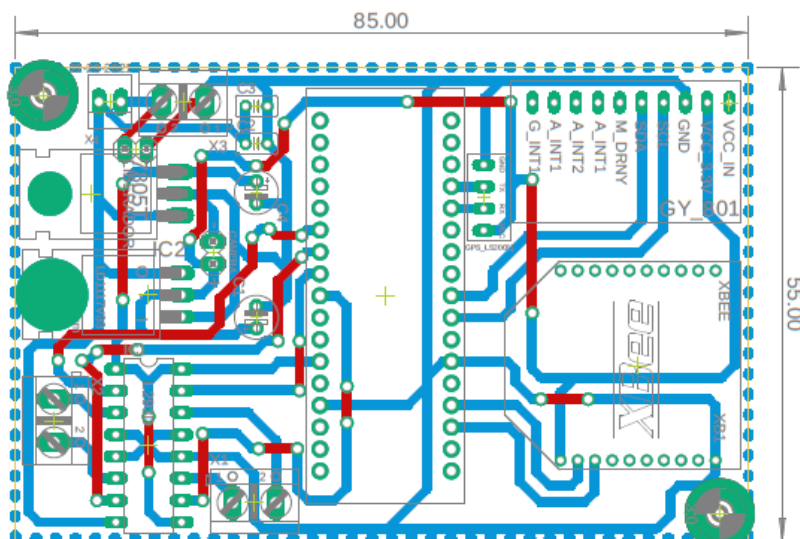
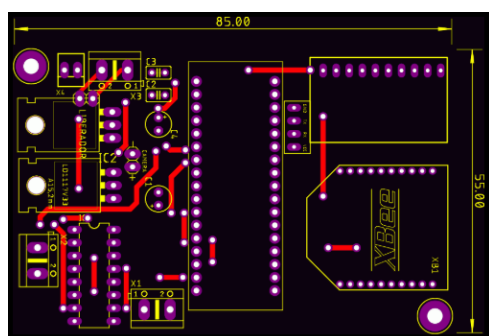
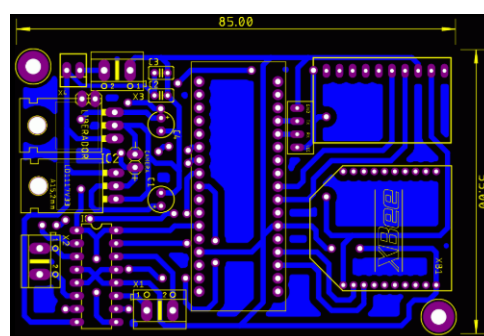


Figura 57: Diseño del PCB en el software Eagle-Autodesk.

Una vez completadas las conexiones, se procede a generar los archivos .GBR para recopilar y almacenar la información necesaria para la fabricación del circuito impreso:



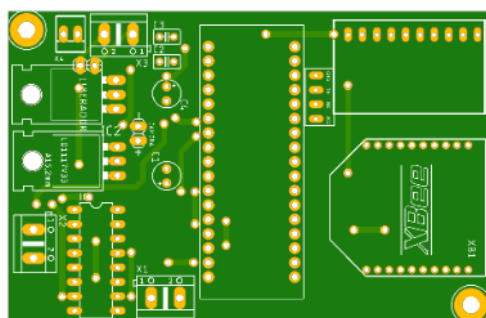
(a) Archivo GBR para el lado superior de la placa



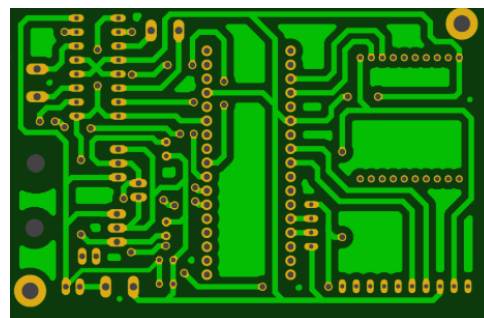
(b) Archivo GBR para el lado inferior de la placa

Figura 58: Vistas del PCB en el software Eagle-Autodesk.

Finalmente el modelo de manufactura de la placa es el siguiente:



(a) Manufactura de la placa, lado superior



(b) Manufactura de la placa, lado inferior

Figura 59: Diseño del preliminar PCB manufacturado.

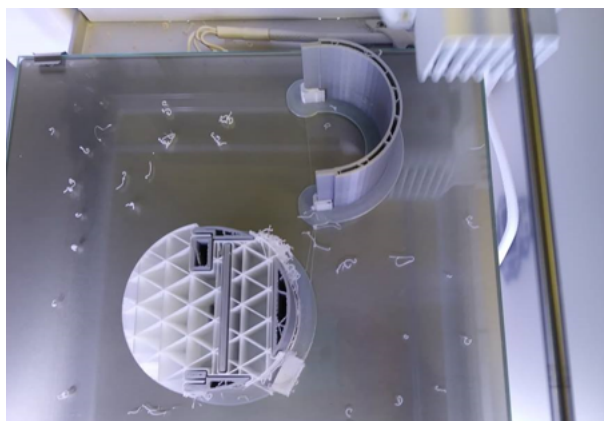
21 CONSTRUCCIÓN DE LA ESTRUCTURA

Posterior al diseño del modelo CAD del CanSat en la **Fase B** se procedio a su fabricación.

La construcción de la estructura se llevo a cabo en una impresora *Ultimaker 3 Extended*, que cuenta con un volumen de impresión de 215 x 215 x 300 mm y permite imprimir material de soporte en PVA, lo cual fue implementado en esta impresión para evitar que se deformara la forma cilíndrica del CanSat debido al calor de la impresión.



(a) Manufactura de la estructura, vista frontal



(b) Manufactura de la estructura, vista superior

Figura 60: Manufactura del modelo 3D de la estructura del CanSat.

22 CONSTRUCCIÓN DEL PARACAÍDAS

En este apartado se implementaran los requerimientos y cálculos de diseño realizados en la sección de *Sistemas de Descenso* pertenecientes a la **Fase B**.

Antes de comenzar, se recalcará que se logró conseguir el material recomendado por la ESA, para la fabricación de paracaídas, nylon rip-stop, el cual se utiliza comúnmente para chamarras impermeables y paraguas.

Una vez definido el material el proceso de construcción comenzó, dibujando un patrón del triángulo isósceles diseñado en la Fase B, cuyas medidas fueron 12 cm de base y 14 cm de altura.

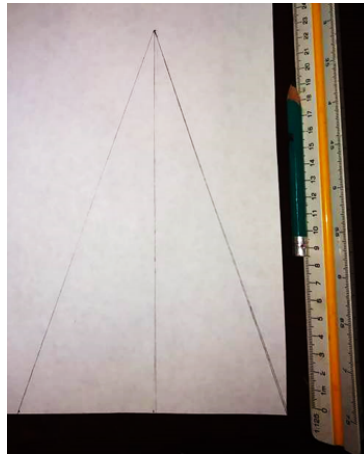


Figura 61: Patrón del triángulo diseñado para formar el paracaídas.

Luego con el patrón se cortan siete triángulos mas, que se marcarán sobre la tela, para proceder a cortarlos y confeccionarlos formando la figura de un octágono, como se muestra en la siguiente imagen.



Figura 62: Octágono confeccionado para un paracaídas.

En este punto es importante inspeccionar la confección de cada una de las equinas del octágono, porque en cada una de ellas se sujetaran las cuerdas del paracaídas. Para lo cual se ideo la manera mas oportuna de brindar soporte en la cuerdas pero evitar el desgarre de la tela por el peso de la carga, tomando como opción utilizar ganchos metálicos cocidos a las puntas del paracaídas.



Figura 63: Ganchos para sostener las cuerdas del paracaídas.

Una vez colocados los ganchos metálicos, se procede a cortar las cuerdas, las cuales de acuerdo a los requerimientos se sugiere que tengan la longitud de dos veces el diámetro del paracaídas, lo que es aproximadamente a 4 veces la apotema de nuestro octágono, con lo que obtenemos unas cuerdas de 56 cm, pero dejaremos a 60 para efectos de unión y costura.

Por ultimo ajustamos las cuerdas en los ganchos y finalizamos obteniendo el paracaídas, hecho a medida para la misión, como resultado.



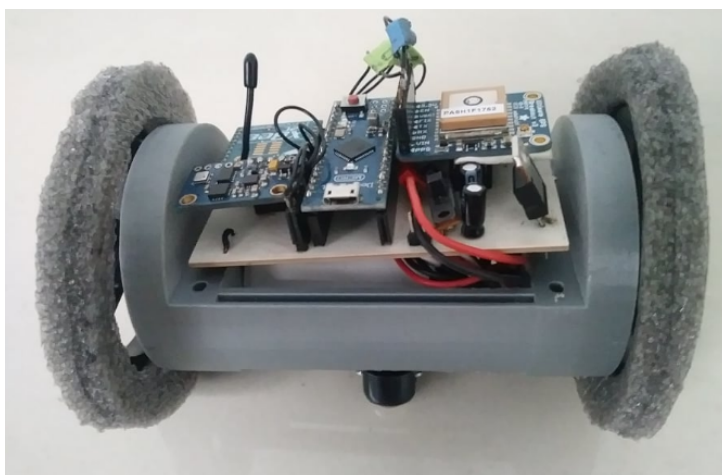
Figura 64: Paracaídas terminado.

FASE D: Ensamble y pruebas

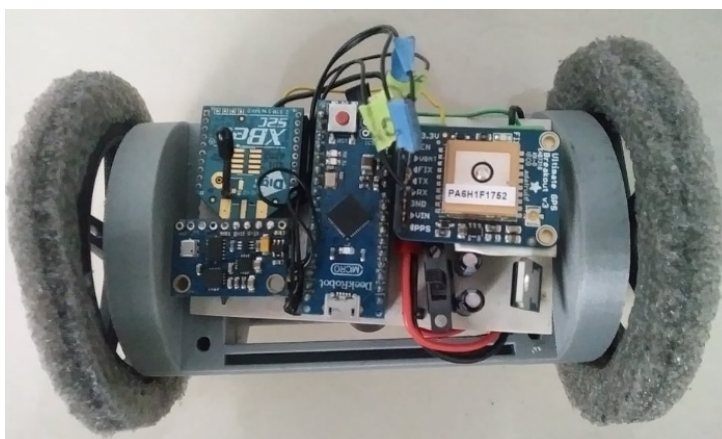
23 ENSAMBLE E INTEGRACIÓN

En esta sección se muestra la integración de todos los componentes con la estructura.

Por lo que se soldaron los componentes a la placa PCB, se conectaron todos los respectivos cables y se realizaron los montajes pertinentes, obteniendo como resultado lo siguiente:



(a) Ensamble del CanSat, vista frontal



(b) Ensamble del CanSat, vista superior

Figura 65: Manufactura del modelo 3D de la estructura del CanSat.

Como se puede visualizar en las imágenes anteriores y mas concretamente en una vista lateral, se añadieron dos el elementos que no estaban considerados en el diseño inicial, pero que hicieron falta, como lo es una tercera rueda estabilizadora y protección para las llantas.



Figura 66: CanSat vista lateral.

24 PRUEBAS DE INTEGRACIÓN

Como se ha mencionado a lo largo de este estudio, se pretende que los CanSat apeguen su metodología de desarrollo a la de los satélites reales, los cuales de hecho, son dispositivos con condiciones de operación extremas debido a que se someten a los cambios del ambiente espacial, altos niveles de radiación, en conjunto con cambios bruscos de las condiciones. Además de las fuerzas externas que debe soportar en su lanzamiento para colocarse en órbita.

Por lo que debe asegurarse el correcto funcionamiento del satélite en todos los sistemas de operación durante el lanzamiento y tiempo de la misión, para lo cual se realizan diversas pruebas en Tierra, que simulan algunas de estas condiciones, como lo son las siguientes: pruebas de vibración, ruido, impacto directo e indirecto, temperatura, radiación, comunicación, entre otras.

Los costos de estas pruebas son altamente elevados, ya que se requieren laboratorios muy especializados. Pero para nuestros objetivos una vez que todos los sistemas se conectaron dentro del CanSat, se procederá a realizar las pruebas de integración que son posibles para nuestro sistema: comunicación, vibración, fuerza centrífuga y impacto directo.

24.1 Prueba de comunicación

Se comienza con la prueba de comunicación, para poder realizar las otras pruebas con el sistema encendido y transmitiendo datos.

Para realizarlo, se procederá a utilizar el programa XCTU de DIGI-CONNECTIONS, proveedores de los XBEE, el cual se utiliza para programar y definir transmisor y receptor de ambos módulos utilizados en este proyecto, por lo que mediante la consola incluida, se realiza una comunicación de prueba entre ambos, visible en la imagen siguiente:

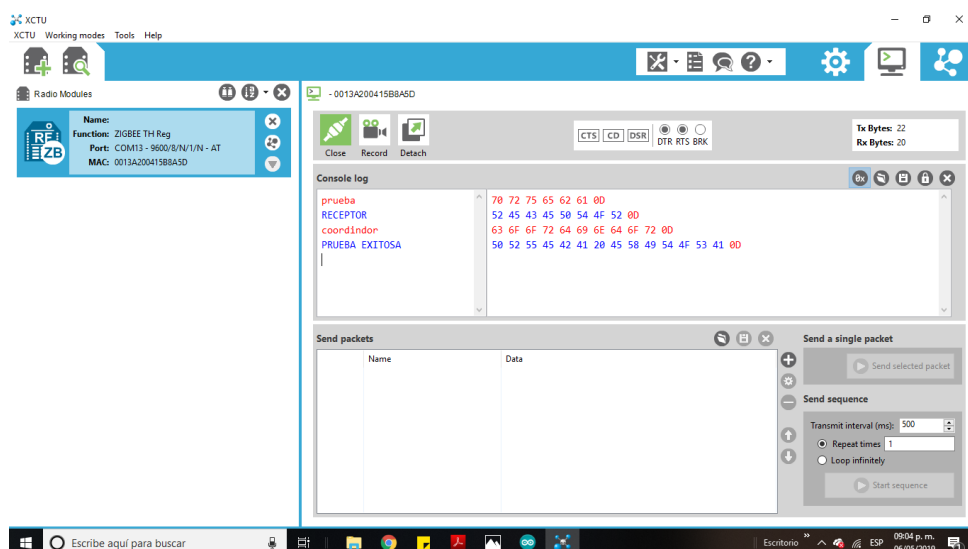


Figura 67: Prueba de comunicación.

En la imagen puede observar como dos módulos Xbee, en este caso conectados a diferentes computadoras, se comunican entre si, lo cual puede justificar la comunicación como comprobada.

24.2 Prueba de vibración

Cuando se lanza un satélite a órbita, el cohete lo somete a fuerzas vibratorias bruscas que podrían propiciar alguna falla en las conexiones y por lo tanto en la funcionalidad. Por lo que una prueba de vibración es requerida para simular las diferentes frecuencias y modos de vibración que pueden presentarse durante todas las etapas de lanzamiento, para inspeccionar el comportamiento de la estructura y las zonas más propensas a daños, así como las condiciones de la tornillero y piezas de ensamble.

Dicha prueba para los satélites se hace en una mesa vibratoria certificada para proyectos espaciales, pero para objetivos de probar el modelo CanSat de esta investigación, se simplificara a simular esta prueba agitando repetitiva y agresivamente al sistema con el fin de comprobar las conexiones y posición de los componentes. Como se muestra en la imagen siguiente, la prueba se realizo por al menos 3 minutos y transmitiendo.



Figura 68: Prueba de vibración al sistema integrado.

24.3 Prueba de fuerza centrífuga

La siguiente es la prueba de fuerza centrífuga, debido a que todos los satélites son expuestos este tipo de fuerzas cuando son lanzados desde la Tierra hasta llegar a su órbita de destino, durante el cual el satélite debería evitar daños en su estructura, electrónica y estructural.

En este satélite educativo también se recrea este tipo de fuerza como se muestra en la imagen debajo, utilizando una cuerda que este sujeta a la estructura del satélite con movimientos giratorios por al menos 3 minutos encendido.



Figura 69: Prueba de fuerza centrífuga en el sistema integrado.

24.4 Prueba de impacto

Por ultimo la prueba de impacto mecánico que someterá al satélite a diferentes impactos físicos, como cuando despeja sus componentes o es golpeado por algún objeto en el espacio.

Para simular esta prueba en el CanSat, se coloca en una superficie rígida y se procede a golpearlo con un maso para simular las vibraciones externas y posibles golpes, al menos 10 veces, mientras esta encendido y transmitiendo. Posteriormente se comprueba que todos los componentes se encuentren en buen estado y se prosigue.



Figura 70: Prueba de impacto directo en el sistema integrado.

25 PRUEBAS EN ANSYS

En esta sección se realizará las pruebas de deformación y esfuerzo, mediante el análisis del comportamiento que experimenta la estructura del CanSat tipo ComeBack, diseñado en este trabajo, utilizando el método de elemento finito por medio del software computacional ANSYS. Con el fin de prevenir la respuesta de la estructura durante el lanzamiento y desarrollo de la misión del CanSat.

Para lo cual primeramente es primordial conocer las propiedades físicas del material que vamos a analizar, en este caso ácido poliláctico, también conocido como PLA. El cual se eligió debido a que ofrece una buena resistencia a la tracción y calidad superficial, facilitando la impresión de piezas de alta resolución, por lo que es globalmente utilizado para herramientas, proyectos y prototipado de modelos.

Siguiente, se procede a indagar las características en la ficha técnica proporcionada por el proveedor del material, el cual fue PLA Silver Metallic RAL 9006 Ultimaker.

En este caso en dicha ficha, se encuentran las siguientes características del rollo del filamento:

CARACTERÍSTICA	VALOR
Diámetro del filamento	0.285 cm
Masa del filamento	350 g
Longitud del filamento	4400 cm

Tabla 27: Características del filamento PLA-Ultimaker.[60]

PROPIEDADES MECÁNICAS	VALOR
Módulo de elasticidad a la tracción	2346.5 MPa
Esfuerzo de tracción a la deformación	49.5 MPa
Esfuerzo de tracción a la rotura	45.6 MPa
Resistencia a la flexión	103 MPa
Módulo de flexión	3150 MPa
Modulo de Poisson	0.33
Gravedad específica	1.24

Tabla 28: Propiedades mecánicas del filamento PLA-Ultimaker.[60]

Una vez que se tienen los valores de las características del PLA, se proporcionan en la sección de Engineering Data del software, relacionandolo para las pruebas de deformación y esfuerzo de la estructura los valores prioritarios a proporcionar son densidad, modulo de elasticidad, radio de poisson y esfuerzo a la tracción, los cuales se tomaron de la tabla 28.

Sin embargo en tabla no se proporciona el valor de la densidad del material, necesario para las simulaciones en ansys, pero se encuentra el valor de la gravedad específica $Gravedad_{Especifica}$, a partir del cual se puede obtener dicho valor faltante, considerando la densidad del agua como $\rho_{agua} = 1,000 Kg/m^3$, en la siguiente ecuación:

$$\begin{aligned}
G_E &= \frac{\rho_{sustancia}}{\rho_{agua}} & (\text{ecuación 21}) \\
\rho_{sustancia} &= (Gravedad_E) \cdot (\rho_{agua}) \\
\rho_{PLA} &= (1.24) \cdot (1,000Kg/m^3) \\
\rho_{PLA} &= 1,240Kg/m^3 = 1.24g/m^3
\end{aligned}$$

Sin embargo, se puede comprobar este valor, mediante otras características del filamento, igualmente proporcionadas por tabla 27, aplicadas para deducir la siguiente próxima ecuación:

$$\rho_{PLA} = \frac{m}{V} = \frac{m}{S \cdot l} = \frac{m}{(\pi \cdot r^2) \cdot l} \quad (\text{ecuación 22})$$

Recordando de la tabla 27:

- m es la masa del rollo de filamento $m = 350g$.
- V corresponde al volumen.
- S la área de la sección transversal del filamento.
- l es la longitud total del filamento $l = 4400cm$.
- r es el radio de la sección transversal del filamento, de .285 cm.

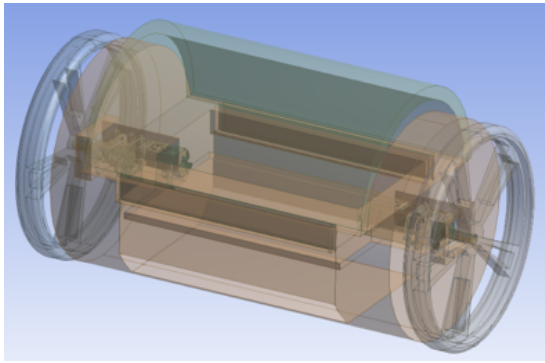
Con lo anterior se procede a sustituir en la ecuación 22 como sigue:

$$\begin{aligned}
\rho_{PLA} &= \frac{m}{(\pi \cdot r^2) \cdot l} \\
\rho_{PLA} &= \frac{350g}{(\pi \cdot (.285)^2) \cdot (4400cm)} \\
\rho_{PLA} &= \frac{350g}{280.69} \\
\rho_{PLA} &= 1.24g/m^3
\end{aligned}$$

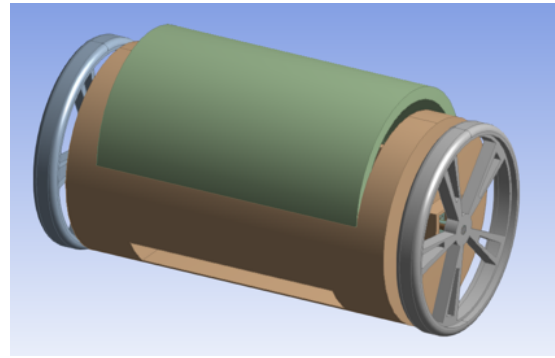
Ademas se pueden verificar dichos valores de densidad del material obtenido en un con un artículo publicado por la NASA "Fabricación aditiva y caracterización de PLA que contienen refuerzos de metal" [61] y "Optimización de propiedades mecánicas del PLA en corte" del departamento de ingeniería mecánica y aeroespacial de la Universidad Central de Florida. [62]

Prosiguiendo con el análisis del CanSat tipo ComeBack, la geometría incluirá la estructura, las llantas y los dos motores, contenidos en un volumen de 355 ml, con 6 cm de diámetro por 12 cm de altura. Ademas el modelo fue simplificado omitiendo elementos de unión y sensores, debido a que se consideran conectados sin movimiento relativo, por el agarre de los pines, tornillería y soldadura.

Por consiguiente, se inicia retomando el diseño de la estructura del CanSat, elaborado en la **FASE B Estructura del satélite CanSat** con el software asistido por computadora PTC-CREO y posteriormente se importa la geometría en ANSYS.



(a) Geometria sin solidificarse



(b) Geometria solida

Lo siguiente es elegir el tipo de mallado adecuado para esta forma, para la cual se toma la elección de utilizar elementos tetraédricos y una relevancia de mallado de 50. Además de un control de tamaño adaptativo y curvado en zonas específicas, como se muestra en la siguiente figura:

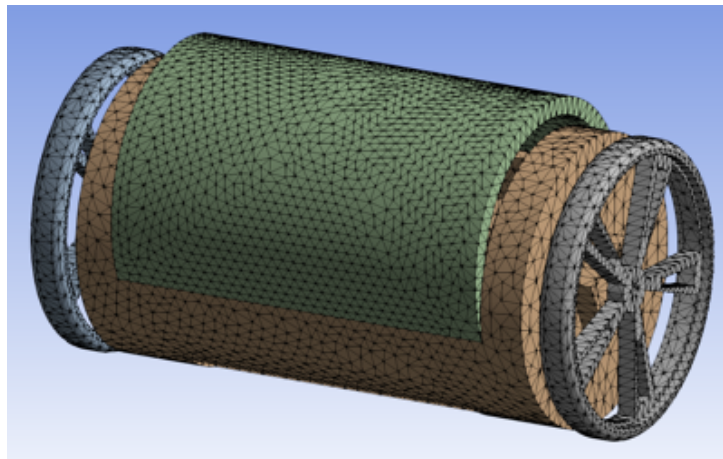


Figura 71: Mallado de la geometría de la estructura del CanSat.

Con los pasos anteriores se procede al análisis estático de la estructura para realizar el estudio de los esfuerzos, deformaciones y factor de seguridad durante la misión del CanSat. Para lo cual se considera una aceleración de 300 Newtons en dirección vertical negativa correspondiente a los 30 g aproximadamente que proporcionara un cohete en el lanzamiento, dicha fuerza la podemos ver en la figura 72 etiqueta con la letra **A**, con el fin de estimar los esfuerzos de tensión y la compresión que soporta la estructura.

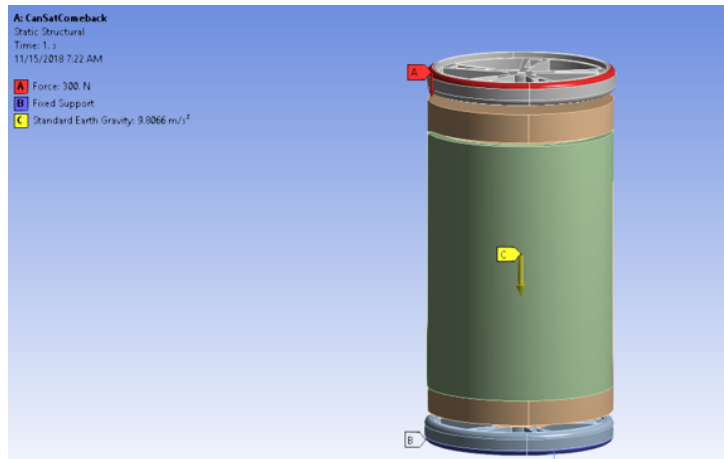


Figura 72: Fuerzas y restricciones aplicadas a la estructura del CanSat.

Además se le añade una restricción de empotramiento fijo en la parte inferior del CanSat, en otras palabras en una de las llantas para considerar el efecto de la caída postlanzamiento, etiquetada con la letra **B**, en la figura 72 . Y por último e igual de importante se incluye el efecto de la fuerza de gravedad que actuara sobre la estructura en dirección vertical negativo -X durante el descenso, con la correspondiente letra **C**.

Una vez asignadas todas las fuerzas y condiciones para el análisis, se procede a realizar el análisis numérico, para proporcionar los resultados presentados a continuación.

Mientras que el valor máximo de desplazamiento presentado es de .000764 mm. Este valor del desplazamiento se presentó en la región de aplicación de la fuerza, por lo que que los componentes internos del satélite no presentan ningún tipo de esfuerzo y deformación a causa de la fuerza estática aplicada, sin embargo, la estructura cilíndrica de la lata de refresco es la que recibe y soporta la fuerza axial aplicada, por lo que se implementara un amortiguador de esponja o espuma sobre las llantas.

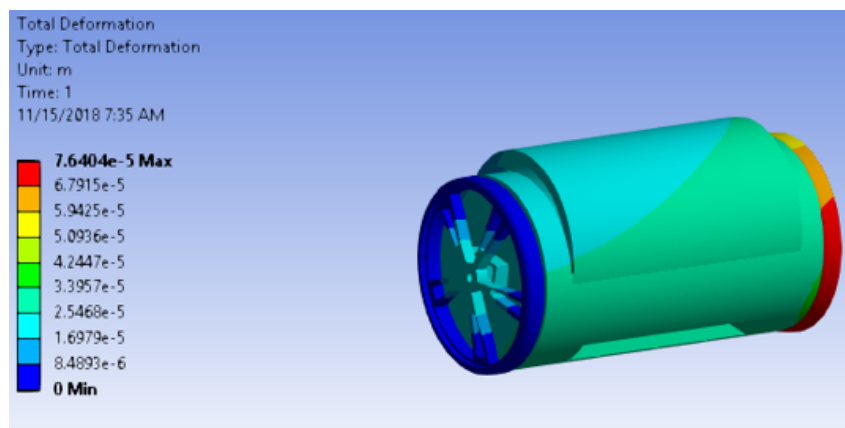


Figura 73: Resultados del análisis de deformación.

En la primera bajo esta condición la región de mayor concentración de esfuerzos se presenta únicamente en la zona superior de la geometría cilíndrica de la lata con un valor máximo de 166.26 MPa actuando a compresión,

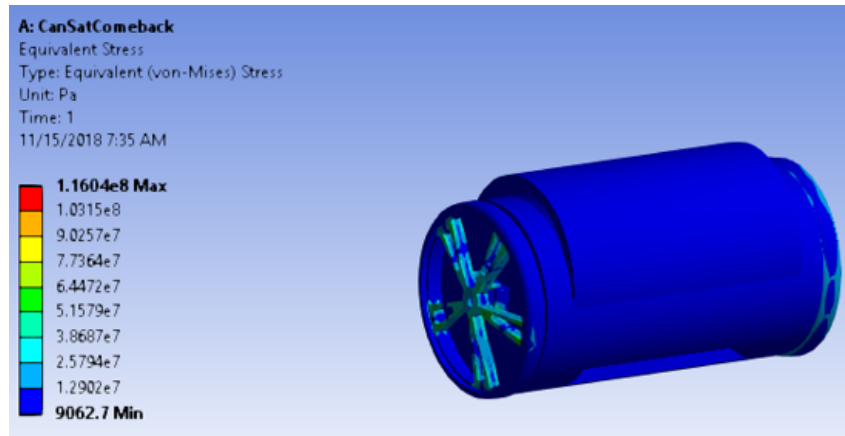


Figura 74: Resultados del análisis de esfuerzos.

A partir del esfuerzo total obtenido sobre la estructura se buscara el factor de seguridad que mide cuánta carga adicional más allá de lo planeado podrá soportar el diseño, para comparar la resistencia y la confiabilidad del modelo. Dicho factor de seguridad SF se calcula mediante el máximo esfuerzo de Von Mises σ_{MAX} y el valor de esfuerzo de tracción a la deformación del material σ_{TD} , relacionados mediante la siguiente ecuación:

$$SF = \frac{\sigma_{MAX}}{\sigma_{TD}} = 2.15 \quad (\text{ecuación 23})$$

Mismo resultado que puede verse en la simulación de en siguiente figura, donde se muestra la distribución de dicho factor a lo largo de la estructura:

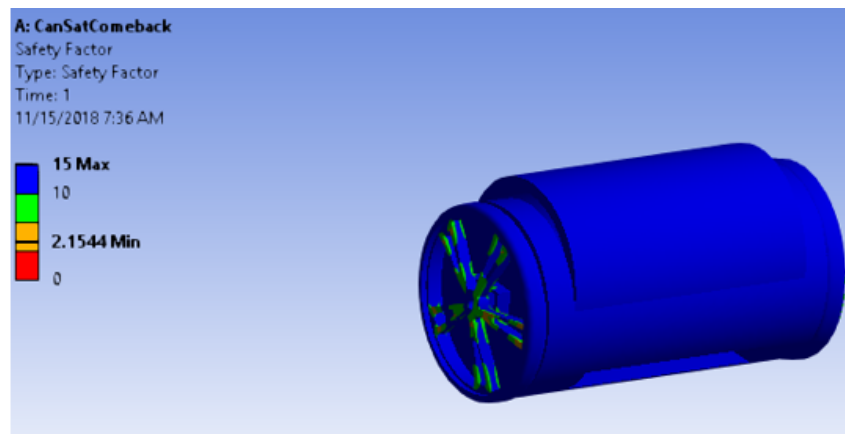


Figura 75: Resultados del análisis del factor de seguridad.

Por lo que finalmente este ultimo resultado presenta que una estructura con un factor de seguridad de exactamente 1 admitirá solo una vez la carga para la cual se diseño, cualquier peso adicional hará que la estructura falle. Sin embargo cuando una estructura presenta un factor de 2, como es este caso, significa que podrá con el peso planeado e incluso el doble de dicha carga.

FASE E: Resultados y mantenimiento

En esta sección se muestra la instrumentación completa de los sistemas, para lo cual primeramente se procede a calibrar el sistema.

Para lo cual se comienza cargando a la placa Arduino un código unicamente para leer los valores del magnetómetro a través del puerto serie con una velocidad 9600 bps, transmitiendo los datos en formato de cadena así: X, Y, Z.

Una vez que se ha cargado dicho código a la placa, se continua con el programa MagMaster que utilizaremos para la calibración del magnetómetro y obtener la matriz de transformación y bias del movimiento. Una imagen de dicho programa se muestra a continuación:

The screenshot shows the 'Magnetometer Device' window. At the top, the 'Serial Port' is set to 'COM6', with 'Open' and 'Close' buttons. Below this, the current readings are displayed: X = 11, Y = -280, and Z = -613. The interface is divided into six sections for axis calibration: Axis X+, Axis X-, Axis Y+, Axis Y-, Axis Z+, and Axis Z-. Each section contains a table with columns for X, Y, and Z, and buttons for 'Point 0°' and 'Point 180°'. Below these sections is a large blue button labeled 'Calculate Transformation Matrix and Bias'. At the bottom, there are three panels: 'Transformation Matrix' with input fields for M11 through M33, 'Bias' with input fields for Bx, By, and Bz, and 'Information' with buttons for 'How to Use the Results' and 'How to Use the Program'.

Figura 76: Programa MagMaster utilizado

Luego se procede a llenar cada uno de sus recuadros, con los valores del magnetómetro que proporciona el puerto serie que son enviados desde el arduino. La idea es definir las posiciones del sensor respecto a sus ejes. De modo que una vez se encuentre llenado, nos calculara la matriz de transformación y bias que requerimos para colocar en el código principal.

The screenshot shows the 'Magnetometer Device' window. At the top, the 'Serial Port' is set to 'COM6'. Below this, the main data is displayed: **X = 12**, **Y = -278**, and **Z = -613**. The interface is divided into eight sections for axis calibration, each with 'Point 0°' and 'Point 180°' buttons and input fields for X, Y, and Z coordinates.

Axis	Point	X	Y	Z
Axis X+	Point 0°	-639	-152	-80
	Point 180°	-670	-69	-31
Axis X-	Point 0°	663	-113	-50
	Point 180°	605	-60	-90
Axis Y+	Point 0°	-83	-788	-17
	Point 180°	34	-789	-106
Axis Y-	Point 0°	-19	525	-74
	Point 180°	-48	520	-98
Axis Z+	Point 0°	4	-145	-636
	Point 180°	-64	-198	-627
Axis Z-	Point 0°	-93	-37	511
	Point 180°	29	-126	507

Below the calibration sections is a 'Calculate Transformation Matrix and Bias' button. Underneath, the 'Transformation Matrix' is shown with values: M11=0.97, M12=0.007, M13=0.001, M21=-0.018, M22=0.974, M23=-0.088, M31=0.01, M32=0.018, M33=1.12. The 'Bias' section shows: Bx=-29.315, By=-113.405, Bz=-68.358. An 'Information' section contains links for 'How to Use the Results' and 'How to Use the Program'.

Figura 77: MagMaster despues de obtener las matrices requeridas.

Una vez que el sistema se encuentra calibrado y estabilizado, se pide en el código que únicamente muestre los valores de las variables principales de la misión, temperatura, presión y altura. Por lo que una vez transmitidas es posible visualizarlas en la interfaz gráfica de Labview.

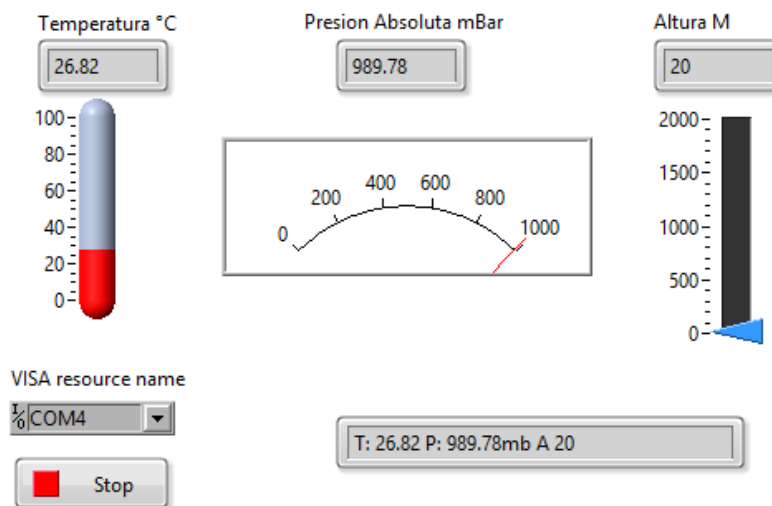


Figura 78: Intefaz en la adquisicion de datos, temperatura, presión y altura.

Por ultimo los valores resultados de cada variable pueden ser almacenados y posteriormente procesados en Matlab para graficarlos como se muestra para la temperatura como ejemplo en la imagen siguiente:

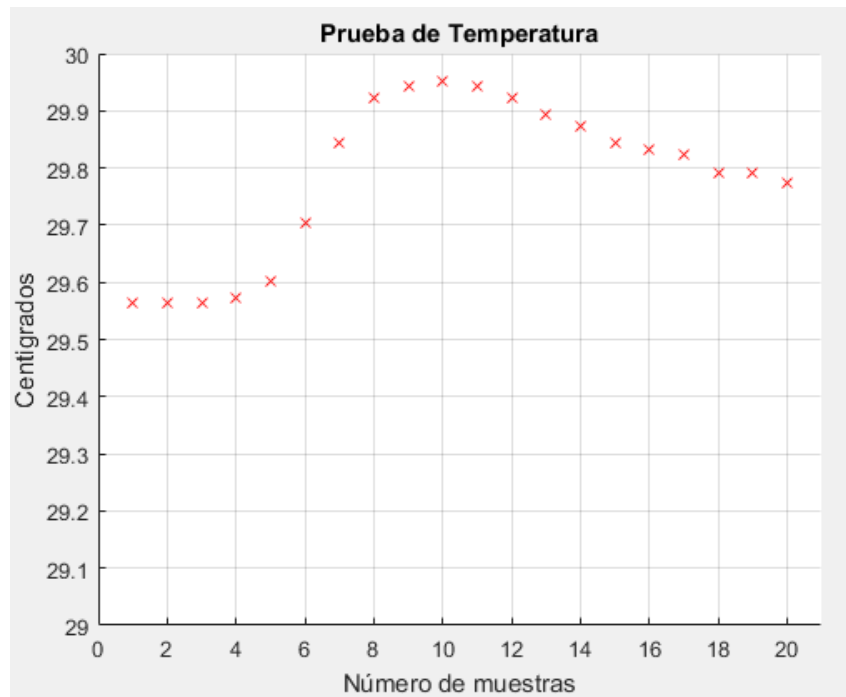


Figura 79: Gráfica de temperatura en Matlab.

Lo que también se realizó con las gráficas de presión y altitud respectivamente.

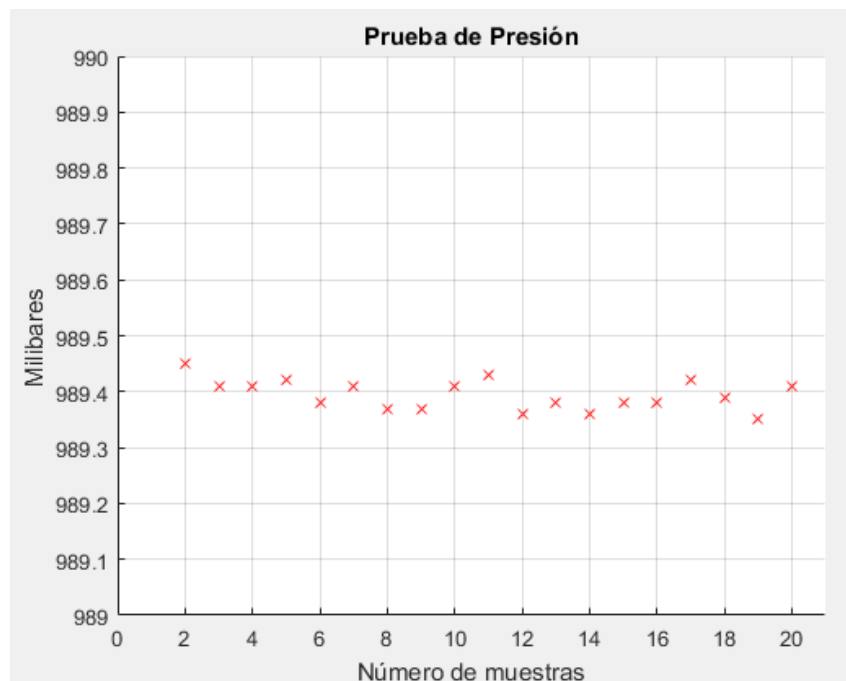


Figura 80: Gráfica de presión en Matlab.

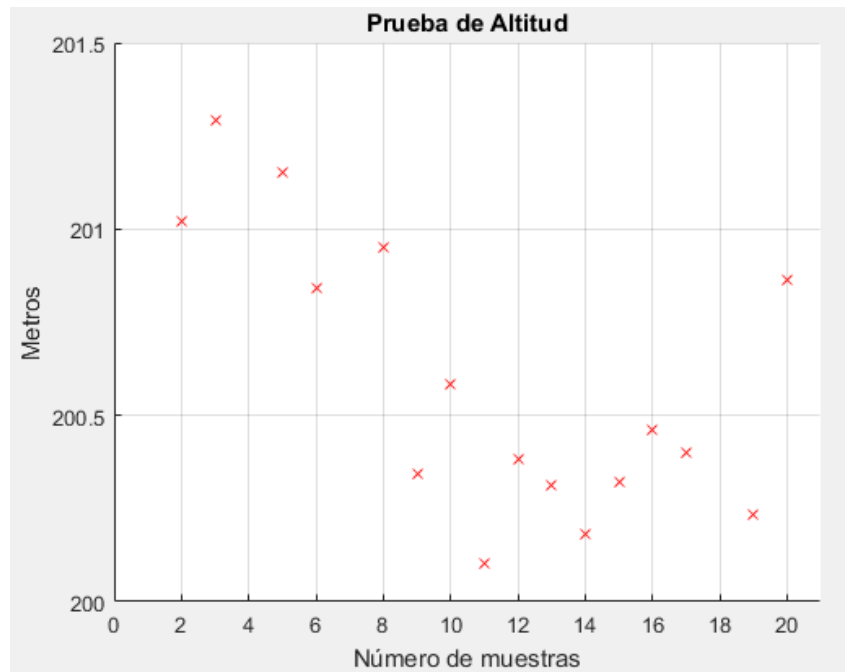


Figura 81: Grafica de altitud en Matlab.

Como podemos ver en la gráfica del altitud, en las muestras se pueden encontrar mediciones erróneas, propias de la precisión del sensor, pero puede corregirse con una curva de regresión, ya que la mayoría de los puntos corresponden a una curva descendiente.

FASE F: Cierre y Conclusiones

26 CONCLUSIONES

En resumen, como conclusión a mi tema “propuesta de diseño del hardware de un picosatélite CanSat de condiciones ambientales y sistema comeback” es pertinente decir que es posible utilizar este estudio como metodología educativa para realizar otros picosatélite con sistema ComeBack, así como motivar alumnos para participar en las competencias con sus picosatélite de diseño propio.

Específicamente esta propuesta resulta funcional, como se pudo apreciar en la fase E, de resultados, donde se mostró que el PCB aquí diseñado opera efectivamente con el código, por lo que se pudo obtener provecho de todos los sensores utilizados, cumpliendo con la misión general de enviar datos sobre las condiciones del sistema, particularmente la temperatura, presión y altitud, como se demostró con una interfaz gráfica en Labview. Al igual que el movimiento del picosatélite, marcando su ruta y ángulo, mediante la aplicación de filtros para minimizar errores y ruido, hasta su regreso al punto de inicio, definido como el punto de regreso a casa, por ello el nombre de sistema ComeBack.

Por lo tanto, de acuerdo a mis variables correspondientes a las condiciones ambientales, presentadas en la interfaz gráfica de Labview, puedo acreditar la misión general y el movimiento del sistema ComeBack, atestigua la misión secundaria. Con lo cual he comprendido como la esencia del desarrollo de un proyecto espacial, ya que este proyecto me reto y mejoro mis habilidades en investigación, cotización de materiales, diseño de placas electrónicas, diseño de estructuras, programación e instrumentación de sensores MEM's, entendimiento de proceso de señales, diseño de interfaces gráficas, cálculos y diseño de paracaídas y análisis computarizado de estructuras.

Aunque tuve problemas con la velocidad de operación del sistema ComeBack, ya que debido los números cálculos que debe procesar el Arduino y el bajo amperaje que manejan las llantas, este se mueve relativamente lento, pero con este altibajo, tuve la posibilidad de experimentar con el sin que se extraviara.

Por último, aprendí que esta tecnología se puede implementar en lugares remotos y puede procederse como trabajo futuro lanzar el picosatélite en un cohete o dron, para continuar la investigación a un nivel más allá. Para aplicar mejoras, resultara indispensable realizar el lanzamiento físicamente para adaptar la estructura, que por efectos de extensión de la investigación no se realizó, pero ampliaría nuestro conocimiento del tema.

Referencias

- [1] Robert J. Twiggs. Inspiring space Innovation. URL: "<https://twiggs-space-lab.myshopify.com>", accesado en: 2018.
- [2] UNISEC-Japon. University Space Engineering Consortium. Cansats UNISEC Japon. URL: "<http://www.unisec.jp/history/cansats/programandabstract.pdf> y <http://www.unisec-global.org/pdf/1/2-Nakasuka.pdf>", accesado en: 2018.
- [3] Robert J. Twiggs. Biografía de Robert. URL: "<https://www.moreheadstate.edu/College-of-Science/Earth-and-Space-Sciences/Faculty-Staff/Robert-J-Twiggs>", accesado en: 2018.
- [4] A. Gómez Roa, M. L. Paz González, A. Calvillo Téllez, J. A. Paz González, O. A. Morales Contreras, J. C. Núñez Pérez. Análisis dinámico estructural de satélite educativo CanSat. URL: "<http://www.cys.cic.ipn.mx/ojs/index.php/CyS/article/view/2942/2469>", accesado en: 2018.
- [5] Agencia Espacial Mexicana. Misiones espaciales. URL: "<http://www.educacionespacial.aem.gob.mx/>", accesado en: 2018.
- [6] Deepak Ravi A. y Twiggs R. J. Journal Of Small Satellites Research, Technology and Systems. Thinking Out of the Box: Space Science Beyond the CubeSat. URL: "<http://www.jossonline.com/wp-content/uploads/2014/12/0101-Thinking-Outside-the-Box-Space-Science-Beyond-the-CubeSat.pdf>", accesado en: 2018.
- [7] Whitwam Ryan. PocketQube starts selling affordable tiny satellites. URL: "<https://www.geek.com/wp-content/uploads/2014/01/qube-625x350.jpg>", accesado en: 2018.
- [8] ARLISS. A Rocket Launch for International Student Satellites. URL: "<http://www.arliss.org/p/about>", accesado en: 2018.
- [9] Walker, R. ESA Hands-on Space Education Project Activities for University Students: Attracting and Training the Next Generation of Space Engineers. URL: "<http://www.ieec.uned.es/Investigacion/Educon2010>", accesado en: 2018.
- [10] Agencia Espacial Europea. ESA-CanSat. European CanSat competition. URL: "<https://www.esa.int/Education/CanSat/>" y "<https://esamultimedia.esa.int/docs/edu/Tips-for-teams-2018.pdf>", accesado en: 2018.
- [11] University Space Engineering Consortium. CanSat Leader Training Program (CLTP). URL: "<http://www.cltp.info/program.html>", accesado en: 2018.
- [12] Farah A. Boletín UNAM-DGCS-49. URL: "<http://www.dgcs.unam.mx/boletin/bdboletin/2013-497.html>", accesado en: 2018.
- [13] Angulo Luz G. CanSat CUCEI. URL: "<http://www.cucei.udg.mx/es/noticia/cansat-cucei-2016-supera-expectativas-en-participacion>", accesado en: 2018.
- [14] Colín A. y Bermúdez B. Construcción de un picosatélite CanSat. URL: "<http://cienciauanl.uanl.mx/?p=6301>", accesado en: 2018.
- [15] GeoEnciclopedia. Satélites Artificiales. URL: "<http://www.geoenciclopedia.com/satelites-artificiales/>", accesado en: 2018.

- [16] SpaceFacts. An Early History of Satellites Timeline. NASA's Jet Propulsion Laboratory Infographics. URL: "<https://www.jpl.nasa.gov/infographics/infographic.view.php?id=11182>", accesado en: 2018.
- [17] Rebollar B. Historia de los satélites mexicanos. URL: "<http://haciaespacio.aem.gob.mx/revistadigital/articul.php?interior=262>", accesado en: 2018.
- [18] D. M. Tun y P. Beaujean. Satélites Mexicanos S.A. de C.V. URL: "<http://mexicoenelpacio.blogspot.mx/2008/12/historia-de-los-satlites-mexicanos.html>", accesado en: 2018.
- [19] NASA. Sounding Rocket Program Overview. URL: "<https://rscience.gsfc.nasa.gov/srrov.html>", accesado en: 2018.
- [20] Physics-and-radio-electronics. Satellite Communication. URL: "<http://www.physics-and-radio-electronics.com/satellite-communication/typesofsatellitesbasedonpurposeandsize.html>", accesado en: 2018.
- [21] Climate Central. Researching and reporting impacts of climate change. URL: "<http://www.climatecentral.org/>", accesado en: 2018.
- [22] Grind GIS. Active and Passive Remote Sensing. URL: "<https://grindgis.com/remote-sensing/active-and-passive-remote-sensing>", accesado en: 2018.
- [23] European-Global-Navigation-Satellite-Systems-Agency. What is GNSS?. URL: "<https://www.gsa.europa.eu/european-gnss/what-gnss>", accesado en: 2018.
- [24] Astronoo.com. Satélites de observación, Astronomía, Astrofísica, Evolución y Ciencias de la Tierra. URL: "<http://www.astronoo.com/es/satelites-observacion.html>", accesado: en 2018.
- [25] Galactics-Spacesim.org. Astronomy Satellite", URL: "<http://satellites.spacesim.org/english/>", accesado en: 2018.
- [26] NASA.GOV. What are SmallSats and CubeSats?. URL: "<https://www.nasa.gov/content/what-are-smallsats-and-cubesats>", accesado en: 2018.
- [27] David Darling. Satellite Mass Categories. URL: "<http://www.daviddarling.info/encyclopedia>", accesado en: 2018.
- [28] Timo Wekerle, José Bezerra Pessoa Filho, Luis Eduardo Vergueiro Loures da Costa, Luis Gonzaga Trabasso. Status and Trends of Smallsats and their Launch Vehicles, J. Aerosp. Technol. Manag., Sao Jose dos Campos, Vol.7, No 3, pp.269-286, Jul.-Sep., 2017. URL: "<http://www.scielo.br/pdf/jatm/v9n3/2175-9146-jatm-09-03-0269.pdf>", accesado en: 2018.
- [29] NAROM. The CanSat Book, Norwegian Centre for Space-related Education. URL: "<https://esero.no/wp-content/uploads/2015/11/The-CanSat-Book-R2.12.compressed.pdf>", accesado en: 2018.
- [30] NASA Official: Brian Dunbar. NPR 7120.5 — NASA Space Flight Program and Project Management Requirements". URL: "<https://nodis3.gsfc.nasa.gov/displayDir.cfm?t=NPRc=7120s=5E>", accesado en: 2018.
- [31] European-Education-Space-Resource-Office-UK. 2018 UK CANSAT Competition Guidelines. URL: "<https://www.stem.org.uk/sites/default/files/pages/downloads/UK>", accesado en: 2018.

- [32] Diego Navarro L. Integración de un satélite CanSat y propuesta de sus medios de lanzamiento para capacitar recursos humanos a nivel universitario. Repositorio digital de la Facultad de Ingeniería. UNAM. URL: "<http://www.ptolomeo.unam.mx:8080/xmlui/bitstream/handle/132.248.52.100/7352/>", accesado en: 2018.
- [33] Marco Antonio Olvera L. Diseño, pruebas e implementacion de un sistema de adquisición de datos y comunicación inalámbrica para la enseñanza de tecnología espacial. Repositorio digital de la Facultad de Ingeniería. UNAM. URL: "<http://132.248.52.100:8080/xmlui/handle/132.248.52.100/7079>", accesado en: 2018.
- [34] Oscar Roberto Sumano D. El prototipo robot CanSat del IINGEN-UNAM, Repositorio digital de la Facultad de Ingeniería. UNAM. URL: "<http://132.248.52.100:8080/xmlui/handle/132.248.52.100/5740>", accesado en: 2018.
- [35] Saclima Fotovoltaica. Energia solar en el espacio. URL: "<http://www.saclimafotovoltaica.com/energia-solar-en-el-espacio/>", accesado en: 2018.
- [36] University of Michigan. Climate and Space Science Engineering. URL: "<http://clasp.engin.umich.edu/img/pages/sweather.png>", accesado en: 2018.
- [37] Planete-sciences.org. Competition CanSat France 2016, Centre national d'études spatiales", URL: "<https://www.planete-sciences.org/espace/IMG/pdf/competition-cansat-france-2016.pdf>", accesado en: 2018.
- [38] A. Sanchez Colin, A. Gomez Roa, B. Bermudez Reyes. Pico-satélite CanSat: 1er. concurso nacional de satélites educativos. CELERINET. ENERO-JUNIO 2016, consultado en: 2018.
- [39] Bosch Sensor. BMP085 Digital Pressure Sensor". URL: "<https://www.sparkfun.com/datasheets/Components/General/BST-BMP085-DS000-05.pdf>", accesado en: 2018.
- [40] Bosch Sensor. BMP180 Digital Pressure Sensor Data Sheet. URL: "<https://www.thaieasyelec.com/downloads/EFDV392>", accesado en: 2018.
- [41] ADH Technology Co. GP-735 Data Sheet. URL: "<https://cdn.sparkfun.com/datasheets/GPS/GP-735T-150203.pdf>", accesado en: 2018.
- [42] U-blox. GPS NEO6MV2 Data Sheet. URL: "[https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6-DataSheet-\(GPS.G6-HW-09005\).pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/products/documents/NEO-6-DataSheet-(GPS.G6-HW-09005).pdf)", accesado en: 2018.
- [43] Honeywell. HMC5883L, 3-Axis Digital Compass IC. URL: "[https://www.thaieasyelec.com/downloads/ESEN238/\(GY-80\)HMC5883L.pdf](https://www.thaieasyelec.com/downloads/ESEN238/(GY-80)HMC5883L.pdf)", accesado en: 2018.
- [44] STMicroelectronics. LSM303DLH 3D magnetometer. URL: "<https://www.st.com/resource/en/datasheet/DM00027543.pdf>", accesado en: 2018.
- [45] Apogee Components. 808 Keychain Camera User Manual. URL: "<https://www.apogeerockets.com/downloads/PDFs/808-Keychain-Camera-Instructions.pdf>", accesado en: 2018.
- [46] Wolfwhoop.com. Wolfwhoop Wt03 Super Mini Camara. URL: "<http://wolfwhoop.com/uploadfile/2017/1221/20171221064041636.pdf>", accesado en: 2018.
- [47] Farnell.com. Arduino Micro. URL: "<http://www.farnell.com/datasheets/1685581.pdf>", accesado en: 2018.
- [48] DIGI. PRO S2B. Zigbee RF Modules. URL: "<https://www.digi.com/resources/>", accesado en: 2018.

- [49] DIGI.XBee-PRO S2C. Zigbee RF Modules. URL: "<https://www.digi.com/resources/documentation>", accesado en: 2018.
- [50] Pololu-RoboticsANDElectronics. Low-power Micro Gearmotor 6V. URL: "<https://www.tme.eu/en/Document/ac92fce1c94cd991dfe59c43d9c99320/POLOLU-1093.pdf>" y "<https://www.pololu.com/file/0J1487/pololu-micro-metal-gearmotors.pdf>", accesado en: 2018.
- [51] DFRobot, Micro Metal Geared motor-6V 75RPM. URL: "<https://www.marutsu.co.jp/contents/shop/marutsu/ds/FIT0485-Web.pdf>", accesado en: 2018.
- [52] Texas Instrument. L293x Quadruple Half-H Drivers. URL: "<http://www.ti.com/lit/ds/symlink/l293.pdf>", accesado en: 2018.
- [53] STMicroelectronics, DUAL FULL-BRIDGE DRIVER. URL: "<https://www.sparkfun.com/datasheets/Robotics/L298-H-Bridge.pdf>", accesado en: 2018.
- [54] University Space Engineering Consortium, Japan UNISEC. Can Satellite CanSat Design Manual, November, 2011. URL: "<http://www.rast.org.tr/UTEB/doc/egitim/doc-2.pdf>", accesado en: 2018.
- [55] A. Sanchez Colin, A. Gomez Roa, B. Bermudez Reyes. 2do. Concurso Nacional de Pico-Satelites Educativos CANSAT. Universidad Autonoma de Nuevo Leon. URL: "<http://investigacion.uanl.mx/2do-concurso-nacional-de-pico-satelites-educativos/>", accesado en: 2018.
- [56] Edwar E. Ewing. Ringsail Parachute Design. URL: "<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/745335.pdf> y "<https://www.researchgate.net/publication/235>", accesado en: 2018.
- [57] Theo W. Knacke. Parachute Recovery Systems Design Manual. URL: "<http://www.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/a247666.pdf>" y "<https://www.researchgate.net/publication/235149754-Parachute-Recovery-Systems-Design-Manual>", accesado en: 2018.
- [58] Abdul Haadi.Parachut Project. Leads University. Engineering Science and Technology. URL: "<http://ftp.demec.ufpr.br/foguete/bibliografia/PARACHUTE>", accesado en: 2018.
- [59] Compañía Telefonica Nacional de España. Estación terrena de comunicaciones por satelite Aguires, 1990, consultado en: 2018
- [60] Ultimaker. Ficha de datos técnicos PLA. Versión 3.011. Actualización 16/05/2017. URL: "<https://ultimaker.com/download/67583/TDS20PLA20v3.011-spa-ES.pdf>" accesado en: 2018.
- [61] Lily Kuentz, Anton Salem, M. Singh, M.C. Halbig, J.A. Sale. NASA Glenn Research Center, Cleveland. "Additive Manufacturing and Characterization of Polylactic Acid (PLA) Composites Containing Metal Reinforcements" URL: "<https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20160010284.pdf>" accesado en: 2018.
- [62] Jonathan Torres,Jose Cotelo Justin Karl, Ali Gordon. Department of Mechanical and Aerospace Engineering, University of Central Florida, Orlando, FL. Mechanical Property Optimization of FDM PLA in Shear with Multiple Objectives. "<http://ftp.demec.ufpr.br/foguete/bibliografia/PARACHUTE>", accesado en: 2018.

APÉNDICE A

```
#include <Wire.h>
#include <ADXL345.h>
#include <HMC5883L.h>
#include <SoftwareSerial.h>
#include <SFE_BMP180.h>

SoftwareSerial gpsSerial(11,12);
HMC5883L compass;
ADXL345 accelerometer;
SFE_BMP180 bmp180;
double PresionNivelMar = 1013.25;
const int sentenceSize=80;
const int motor_izq1 = 5;
const int motor_izq2 = 4;
const int motor_der1 = 13;
const int motor_der2 = 6;

int num_sat=3;
int a=0,band=0,sat=0,band2=0,band3=0,a1=0;
int velocidad;
int pasos;
int p3=0;
int minX = 0;
int maxX = 0;
int minY = 0;
int maxY = 0;
int offX = 0;
int offY = 0;
int offZ = 0;
int minZ=0;
int maxZ=0;

boolean scaler_flag = false;
float calibrated_values[3];
float xv, yv, zv;
float scaler;
float normal_vector_length;
float xx, yy, zz;
float heading1;
```

```

float heading2;
float alp3,distancia;
float tiltCompensate(float xx, float yy, float zz, Vector normAccel);
float correctAngle(float heading);
float correctAngle(float heading);
float noTiltCompensate(float xx,float yy,float zz);

char sentence[sentenceSize];

double la,la1,lo,lo1, co, ca;
double total=0,total1=0,pi=3.1416;
double annn,alp0,alp1,alp2,cad1,cop1;

void cuadrante(void);
int angulo(void);
void calibrate(void);
void mag();
void transformation(float uncalibrated_values[3]) ;
void vector_length_stabilisation();
void movimiento();
void adelante();
void atras();
void parar();
void izq();
void der();
void HOME();
void point();
void getHeading();
void grados2();
void calibrate();

void setup()
{
pinMode(motor_izq1, OUTPUT);
pinMode(motor_izq2, OUTPUT);
pinMode(motor_der1, OUTPUT);
pinMode(motor_der2, OUTPUT);
Serial.begin(9600);
gpsSerial.begin(9600);
bmp180.begin();
if (!accelerometer.begin())
{
delay(500);
}
while (!compass.begin())
{
delay(500);
}
compass.setRange(HMC5883L_RANGE_0.88GA);
compass.setMeasurementMode(HMC5883L_CONTINUOUS);
compass.setDataRate(HMC5883L_DATARATE_30HZ);

```

```

compass.setSamples(HMC5883L.SAMPLES_8);

}
void loop()
{
  char status;
  double T,P,A;

  status = bmp180.startTemperature();
  if (status != 0)
  {
    delay(status);
    status = bmp180.getTemperature(T);
    if (status != 0)
    {
      status = bmp180.startPressure(3);
      if (status != 0)
      {
        delay(status);
        status = bmp180.getPressure(P,T);
        if (status != 0)
        {
          Serial.print(" Temperatura: ");
          Serial.print(T);
          Serial.print(" *C , ");
          Serial.print(" Presion: ");
          Serial.print(P);
          Serial.print(" Milibares , ");
        }
      }
    }
  }
  A= bmp180.altitude(P,PresionNivelMar);
  Serial.print(" Altitud: ");
  Serial.print(A);
  Serial.println(" m");
}
}
}
}
delay(1000);

if (!band3)
  point();
HOME();

}

void HOME()
{
  gpss();
  movimiento();
}

```

```

void point()
{
    static int i = 0;
    do {
        if (gpsSerial.available())
        {
            char ch = gpsSerial.read();
            if (ch != '\n' && i < sentenceSize)
            {
                sentence[i] = ch;
                i++;
            }
            else
            {
                float lat, lon;
                int dd;
                float ss;
                char field[20];
                int grados=0,minutos=0;
                double a=0,b=0,c=0,segundos=0;
                getField(field,0);
                if (strcmp(field, "$GPGGA") == 0)
                {
                    getField(field, 7);

                    sat=atof(field);
                    Serial.println("Numero de satelites:"); Serial.println(sat);

                    if(sat>=num_sat){
                        band2=1;
                        band3=1;
                    }

                    if(band2==1){
                        if(band==0)
                        {band=1;
                            Serial.println("Punto de origen");
                            Serial.print("Lat: ");
                            getField(field,2);
                            a=atof(field)/100;
                            grados=a;
                            b=a-grados;
                            minutos=(b/60);
                            c=((b*60)-minutos)*100;
                            segundos=(c/3600);
                            total=grados+minutos+segundos;
                            la=total;
                            Serial.print(total,7);
                            Serial.print(" ");
                            Serial.print("Long: ");
                            Serial.print("-");
                            getField(field,4);
                            a=atof(field)/100;
                            grados=a;

```

```

b=a-grados;
minutos=(b/60);
c=((b*60)-minutos)*100;
segundos=(c/3600);
total=grados+minutos+segundos;
Serial.println(total,7);
lo=total;
adelante();delay(10000);
a1=1;
}

}}
sentence[i] = '\0';
i = 0;    }   }
}while(a1<1);//do
a1=0;
}

void gpss()
{
static int i = 0;
do {
if (gpsSerial.available())
{
char ch = gpsSerial.read();
if (ch != '\n' && i < sentenceSize)
{
sentence[i] = ch;
i++;
}
else
{
displayGPS();
}

sentence[i] = '\0';
i = 0;    }   }
}while(a1<1);//do
a1=0;
}

void displayGPS()
{
float lat, lon;
int dd;
float ss;
char field[20];
int grados=0,minutos=0;
double a=0,b=0,c=0,segundos=0;
getField(field,0);
if (strcmp(field, "$GPGGA") == 0)
{
getField(field, 7);

```

```

sat=atof(field);
Serial.println("Numero de satelites 1:");Serial.println(sat);

if(band2==1){

Serial.print("Lat: ");
getField(field,2);
a=atof(field)/100;
grados=a;
b=a-grados;
minutos=(b/60);
c=((b*60)-minutos)*100;
segundos=(c/3600);
total=grados+minutos+segundos;
la1=total;
Serial.print(total,7);
Serial.print(" ");
Serial.print("Long: ");
Serial.print("-");
getField(field,4);
a=atof(field)/100;
grados=a;
b=a-grados;
minutos=(b/60);
c=((b*60)-minutos)*100;
segundos=(c/3600);
total=grados+minutos+segundos;
lo1=total;
Serial.println(total,7);
cuadrante();}

}
else
{parar();}

}

void getField(char* buffer, int index)
{
int sentencePos = 0;
int fieldPos = 0;
int commaCount = 0;
while (sentencePos < sentenceSize)
{
if (sentence[sentencePos] == ',')
{
commaCount ++;
sentencePos ++;
}
if (commaCount == index)

```

```

{
  buffer[fieldPos] = sentence[sentencePos];
  fieldPos++;
}
sentencePos++;
}
buffer[fieldPos] = '\0';
}
void cuadrante()
{
  mag();
  movimiento();
  cad1=la1-la;
  cop1=lo1-lo;
  alp1=atan(cop1/cad1);
  alp1=abs((alp1*180)/pi);
  if(la1>la && lo>lo1){
    Serial.println("1ro cuadrante");
    alp0=(270-alp1);
  }
  if(la1> la && lo1>lo){
    Serial.println("2do cuadrante");
    alp0=(alp1+90);
  }
  if(la>la1 && lo<lo1){
    Serial.println("3ro cuadrante");
    alp0=(-alp1+90);
  }
  if(la>la1 && lo>lo1){
    Serial.println("4to cuadrante");
    alp0=(alp1+270);
  }
}

void adelante()
{
  digitalWrite(motor_izq1,0);
  digitalWrite(motor_izq2,1);
  digitalWrite(motor_der1,1);
  digitalWrite(motor_der2,0);
}

void atras()
{
  digitalWrite(motor_izq1,1);
  digitalWrite(motor_izq2,0);
  digitalWrite(motor_der1,0);
  digitalWrite(motor_der2,1);
}

```

```
void izq()
{
  digitalWrite(motor_izq1,0);
  digitalWrite(motor_izq2,1);
  digitalWrite(motor_der1,0);
  digitalWrite(motor_der2,1);
  Serial.println(" izq ");
}

void der()
{
  digitalWrite(motor_izq1,1);
  digitalWrite(motor_izq2,0);
  digitalWrite(motor_der1,1);
  digitalWrite(motor_der2,0);
  Serial.println(" der ");
}

void parar()
{
  digitalWrite(motor_izq1,0);
  digitalWrite(motor_izq2,0);
  digitalWrite(motor_der1,0);
  digitalWrite(motor_der2,0);
}

void movimiento()
{
  float ra,rb;
  ra=alp0-4;
  rb=alp0+4;
  if(la==la1 && lo!=lo1)
  { Serial.println(" Estas sobre el eje horizontal");
  }
  else if(lo==lo1 && la!=la1)
  { Serial.println(" Estas sobre el eje vertical");}
  else if(lo==lo1 && la==la1)
  { Serial.println(" estas sobre el origen debes detenerte");
  parar();delay(500);
  p3=1;
  delay(10000);
  }else
  p3=0;
  Serial.print(" el angulo hacia el home: ");
  Serial.println(alp0);
  Serial.print(" el angulo respecto a al norte del mag :");
  Serial.println(alp3);
  if(!p3)
  if(alp3<rb && alp3 >ra){
  Serial.println(" siga adelante ...");
  adelante();
  }
```

```

delay(3000);
}
else
{
if(alp3<ra)
{
parar();delay(500);
der();
delay(50);}
else{
if(alp3>rb)
{ parar();delay(500);
izq();
delay(50);
}
}
}
}

void cal_dis()
{
distancia=sqrt((pow((la1-la),2)+pow((lo1-lo),2))*11.319)*10000;
}

void mag()
{
float values_from_magnetometer[3];

getHeading();
values_from_magnetometer[0] = xv;
values_from_magnetometer[1] = yv;
values_from_magnetometer[2] = zv;
transformation(values_from_magnetometer);

vector_length_stabilisation();
xx=calibrated_values[0];
yy=calibrated_values[1];
zz=calibrated_values[2];

Serial.flush();
Serial.print(calibrated_values[0]);
Serial.print(",");
Serial.print(calibrated_values[1]);
Serial.print(",");
Serial.print(calibrated_values[2]);
Serial.println();

grados2();
delay(100);
alp3=heading2;
Serial.print("angulo del mag:");

```

```

Serial.println(alp3);
}

void transformation(float uncalibrated_values[3])
{

double calibration_matrix[3][3] =
{
{4.327, -0.266, -0.256},
{-0.325, 1.793, 0.144},
{-0.627, 0.924, 0.735}
};

double bias[3] =
{
3.283,
-54.021,
-28.507
};

for (int i=0; i<3; ++i) uncalibrated_values[i] = uncalibrated_values[i] - bias[i];
float result[3] = {0, 0, 0};
for (int i=0; i<3; ++i)
for (int j=0; j<3; ++j)
result[i] += calibration_matrix[i][j] * uncalibrated_values[j];
for (int i=0; i<3; ++i) calibrated_values[i] = result[i];
}

void vector_length_stabilisation(){
if (scaler_flag == false)
{
getHeading();
normal_vector_length = sqrt(calibrated_values[0]*calibrated_values[0] + calibrated_values[1]*calibrated_values[1] + calibrated_values[2]*calibrated_values[2]);
scaler_flag = true;
}
scaler = normal_vector_length/sqrt(calibrated_values[0]*calibrated_values[0] + calibrated_values[1]*calibrated_values[1] + calibrated_values[2]*calibrated_values[2]);
//apply the current scaler to the calibrated coordinates (global array calibrated_values)
calibrated_values[0] = calibrated_values[0]*scaler;
calibrated_values[1] = calibrated_values[1]*scaler;
calibrated_values[2] = calibrated_values[2]*scaler;
}

void getHeading()
{
Vector mag = compass.readNormalize();
xv = (float)mag.XAxis;
yv = (float)mag.YAxis;
zv = (float)mag.ZAxis;
}

float tiltCompensate(float xx, float yy, float zz, Vector normAccel)

```

```

{
float roll;
float pitch;

roll = asin(normAccel.YAxis);
pitch = asin(-normAccel.XAxis);

if (roll > 0.78 || roll < -0.78 || pitch > 0.78 || pitch < -0.78)
{
return -1000;
}
float cosRoll = cos(roll);
float sinRoll = sin(roll);
float cosPitch = cos(pitch);
float sinPitch = sin(pitch);

float Xh = xx * cosPitch + zz * sinPitch;
float Yh = xx * sinRoll * sinPitch + yy * cosRoll - zz * sinRoll * cosPitch;

float heading = atan2(Yh, Xh);

return heading;
}

float correctAngle(float heading)
{
if (heading < 0) { heading += 2 * PI; }
if (heading > 2 * PI) { heading -= 2 * PI; }

return heading;
}

void grados2()
{
Vector mag = compass.readNormalize();
Vector acc = accelerometer.readScaled();
heading1 = noTiltCompensate(xx,yy,zz);
heading2 = tiltCompensate(xx,yy,zz, acc);

if (heading2 == -1000)
{
heading2 = heading1;
}

float declinationAngle = (11.0 + (1.0 / 60.0)) / (180 / M_PI);
heading1 += declinationAngle;
heading2 += declinationAngle;
heading1 = correctAngle(heading1);
heading2 = correctAngle(heading2);
heading1 = heading1 * 180/M_PI;

```

```
heading2 = heading2 * 180/M_PI;
Serial.println(heading1);
Serial.print(":");
Serial.println(heading2);

}

float noTiltCompensate(float xx, float yy, float zz)
{
float heading = atan2(yy,xx);
return heading;
}

void calibrate()
{
for (int i=0;i<=499;i++)
{
Vector mag = compass.readRaw();
if (mag.XAxis < minX) minX = mag.XAxis;
if (mag.XAxis > maxX) maxX = mag.XAxis;
if (mag.YAxis < minY) minY = mag.YAxis;
if (mag.YAxis > maxY) maxY = mag.YAxis;
if (mag.ZAxis < minZ) minZ = mag.ZAxis;
if (mag.ZAxis > maxZ) maxZ = mag.ZAxis;
offX = (maxX + minX)/2;
offY = (maxY + minY)/2;
offZ = (maxZ + minZ)/2;
}
}
```