

INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE CÓMPUTO

No. de Registro: 2014-A061

Enero 2015

Documento Técnico:

Prototipo de Sistema de telemetría de
un satélite de órbita baja (Cubesat)

Autor:

Feliciano Hernández Luis Fernando

Resumen:

En el presente TT se enfocara a realizar una comunicación exitosa entre nuestro prototipo de hardware y un telepuerto. Para iniciar la comunicación se debió hacer previamente los cálculos de enlace satelital de subida como de bajada y haber calculado parámetros físicos que influyen en la comunicación como la temperatura, dimensiones de la antena, las condiciones atmosféricas así como establecer la potencia de transmisión y la frecuencia de operación. El usuario a través del software desarrollado deberá ingresar los valores correspondientes para realizar el enlace satelital para poder visualizar la información relacionada a la temperatura y la cantidad de combustible previamente obtenida por el prototipo que es un módulo para un nano satélite.

Palabras clave: Satélites, Cubesat, Comunicaciones y Señales, Instrumentación, Sensores, Tarjetas de Comunicación, Software de Monitoreo.

Directores



M.C. Puebla Lomas Jaime Hugo

Ing. Arumir Rivas Mariano



INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL
ESCUELA SUPERIOR DE CÓMPUTO
SUBDIRECCIÓN ACADÉMICA



No. De TT: 2014-A061

08 de Diciembre del 2015

Documento Técnico

“Prototipo de Sistema de telemetría de un satélite órbita baja (Cubesat)”

Presentan

Luis Fernando Feliciano Hernándezⁱ

Directores

M. en C. Jaime Hugo Puebla Lomas

Ing. Mariano Arumir Rivas

Resumen:

En el presente TT se enfocará a realizar una comunicación exitosa entre nuestro prototipo de hardware y un telepuerto. Para iniciar la comunicación se debió hacer previamente los cálculos de enlace satelital de subida como de bajada y haber calculado parámetros físicos que influyen en la comunicación como la temperatura, dimensiones de la antena, las condiciones atmosféricas así como establecer la potencia de transmisión y la frecuencia de operación. El usuario a través del software desarrollado deberá ingresar los valores correspondientes para realizar el enlace satelital para poder visualizar la información relacionada a la temperatura y la cantidad de combustible previamente obtenida por el prototipo que es un módulo para un nano satélite.

Palabras clave: Satélites, Cubesat, Comunicaciones y Señales, Instrumentación, Sensores, Tarjetas de Comunicación, Software de Monitoreo.

ⁱ lfer091@gmail.com



ESCUELA SUPERIOR DE CÓMPUTO
SUBDIRECCIÓN ACADÉMICA
DEPARTAMENTO DE FORMACIÓN INTEGRAL E
INSTITUCIONAL
COMISIÓN ACADÉMICA DE TRABAJO TERMINAL



México, D.F. a 15 de Diciembre de 2015.

DR. FLAVIO ARTURO SÁNCHEZ GARFIAS
PRESIDENTE DE LA COMISIÓN ACADÉMICA
DE TRABAJO TERMINAL
P R E S E N T E

Por medio del presente, se informa que el alumno que integra el **TRABAJO TERMINAL: 2014-A061**, titulado "**Prototipo de Sistema de telemetría de un satélite órbita baja (Cubesat)**" concluyeron satisfactoriamente su trabajo.

Los discos (DVDs) fueron revisados ampliamente por sus servidores y corregidos cubriendo el alcance y el objetivo planteados en el protocolo original y de acuerdo a los requisitos establecidos por la Comisión que Usted preside.

ATENTAMENTE

M.C. Jaime Hugo Puebla Lomas

Ing. Mariano Arumir Rivas

ADVERTENCIA

“En este documento contiene información desarrollada por la Escuela Superior de Cómputo del Instituto Politécnico Nacional, a partir de datos y documentos con derecho de propiedad y por lo tanto, su uso quedará restringido a las aplicaciones que explícitamente se convengan.”

La aplicación no convenida exime a la escuela su responsabilidad técnica y da lugar a las consecuencias legales que para tal efecto se determinen. Información adicional sobre este reporte técnico podrá obtenerse en: La Subdirección Académica de la Escuela Superior de Cómputo del Instituto Politécnico Nacional, situada en Av. Juan de Dios Bátiz s/n Teléfono: 57296000, extensión 52000.

AGRADECIMIENTOS

Me gustaría agradecer a mi madre quién me ha apoyado durante mucho tiempo a pesar de las situaciones difíciles que hemos enfrentado juntos nunca, se ha dado por vencida provocado en mí el valor suficiente para terminar mis estudios universitarios, valorando así todo su esfuerzo, sudor y lágrimas que una madre sufre por su hijo para brindarme la oportunidad estudiar en la ESCOM.

Como ella menciona frecuentemente la única herencia que se le puede dar a un hijo es la “educación”, para poder defenderse ante las injusticias de la sociedad y favorecer en un desarrollo particular y único para el beneficio de nuestra nación.

En este párrafo quiero agradecer de forma personal al Profesor Jaime Hugo Puebla Lomas por tener varios valores humanos y profesionales como lo son la paciencia, humildad, pasión, conocimiento, valentía y honestidad que fueron muy importantes para finalizar mi presente Trabajo Terminal de una manera satisfactoria y por enseñarme todo lo relacionado a los satélites junto al profesor Mariano Arumir Rivas que sin duda alguna fueron y son punta de lanza para este prototipo relacionada a la tecnología espacial.

También agradezco al Instituto Politécnico Nacional, por haberme dado la oportunidad que pocos tienen de estudiar entre sus aulas y aprender lo máximo relacionado a mi pasión por las matemáticas, programación y la electrónica con los mejores profesores ya que cada uno de ellos ha contribuido con un granito de arena en mi futura formación como profesionista en el ámbito de la Ingeniería en Sistemas Computacionales.

Finalmente a mis colegas, amigos y compañeros de clase que sin duda alguna siempre estarán en mi memoria y que hasta la fecha no he encontrado mejor amigo que Eduardo quien me ha apoyado con sabios consejos.

Att. Luis Fernando Feliciano Hernández

ÍNDICE GENERAL

| | |
|--|-----------|
| 1. INTRODUCCIÓN | 6 |
| 2. ANTECEDENTES | 9 |
| 2.1 Problemática | 9 |
| 2.2 Justificación | 10 |
| 2.3 Objetivos | 11 |
| 2.3.1 Objetivo General | 11 |
| 2.3.2 Objetivo Específicos | 12 |
| 2.4 Antecedentes | 12 |
| 3. MARCO TEÓRICO | 16 |
| 3.1 ¿Qué es un Cubesat? | 16 |
| 3.1.1 Algunos de los estándares requeridos por la NASA | 17 |
| 3.2 Sistema de control térmico para un Cubesat | 18 |
| 3.2.1 Ambiente térmico para las naves espaciales | 19 |
| 3.2.1.1 La radiación solar directa: | 19 |
| 3.2.1.2 Albedo de la Tierra: | 20 |
| 3.2.1.3 Radiación infrarroja de la Tierra: | 20 |
| 3.2.2 Balance Térmico: | 20 |
| 3.3 Combustible de un Cubesat | 21 |
| 3.3.1 Sistema de propulsión: | 21 |
| 3.3.2 Características generales del propelente: | 22 |
| 3.3.3 Tipos de tanques para el sistema propulsión | 23 |
| 3.3.4 Método para medir el nivel de combustible usando un sensor refractométrico | 24 |
| 3.4 Breve explicación de Riconsat y AlcatelSat | 25 |
| 3.4.1 Estación terrena | 25 |
| 3.4.1.1 Hardware | 25 |
| 3.4.1.2 Operaciones de la estación | 27 |
| 3.4.1.3 Software | 28 |
| 4. ECUACIONES UTILIZADAS EN LA TELEMETRÍA | 29 |
| 4.1 Ganancia: | 29 |
| 4.2 Temperatura de ruido | 29 |
| 4.3 Ancho de Banda: | 30 |

| | |
|---|-----------|
| 4.4 Ángulo de Elevación: | 30 |
| 4.5 Ángulo de Azimut | 30 |
| 4.6 Distancia entre la estación terrena y el Cubesat | 31 |
| 4.7 Pérdida por propagación | 31 |
| 4.8 Formulas para el Enlace Ascendente | 31 |
| 4.9 Formulas para el Enlace Descendente | 32 |
| 4.10 Comprobación para la comunicación a 800km mediante la extrapolación | 33 |
| 4.11.1 Perdidas en la trayectoria por el espacio libre..... | 33 |
| 4.11.2 Cálculo del Lsp para el prototipo. | 34 |
| 5. TARJETA DE COMUNICACIÓN PARA LA TELEMETRÍA. | 35 |
| 5.1 Tarjeta de comunicación Radiometrix TR2I-433-5 | 36 |
| 5.1.1 Cálculo de Enlace Satelital | 37 |
| 5.1.1.1 Cálculo de enlace satelital up (de subida) distancia mínima | 37 |
| 5.1.1.2 Cálculo de enlace satelital up (de subida) distancia máxima..... | 38 |
| 5.1.1.3 Cálculo de enlace satelital down (de bajada) distancia mínima | 38 |
| 5.1.1.4 Cálculo de enlace satelital down (de bajada) distancia máxima..... | 39 |
| 5.2 Tarjeta de comunicación XBEE S1 | 39 |
| 5.2.1 Cálculo de enlace satelital del sistema híbrido utilizando XBEE S1..... | 40 |
| 6. DESARROLLO DEL PROTOTIPO HÍBRIDO SATELITAL. | 41 |
| 6.1 Funcionamiento general del Sistema | 42 |
| 6.1.1 Sensor de temperatura TMP102 | 43 |
| 6.1.1.1 Lectura de temperatura..... | 43 |
| 6.1.2 Sensor de presión BMP180 | 44 |
| 6.1.2.1 Típica aplicación del BMP180..... | 46 |
| 6.1.2.1 Cálculo de Altitud | 46 |
| 6.1.3 Sensor Ultrasónico HC-SR04 | 47 |
| 6.2 Diagrama esquemático del CANSAT | 48 |
| 6.3 Diagrama del PCB | 50 |
| 6.4 Colocación de elementos | 50 |
| 6.5 Armado físico del Cansat 2.0 | 51 |
| 6.6 Prueba de envío de datos | 51 |
| 7. ANÁLISIS DEL SOFTWARE | 52 |
| 7.1 Análisis de Requerimientos | 52 |

| | | |
|------------|----------------------------------|-----------|
| 7.1.1 | Requerimientos Funcionales | 52 |
| 7.1.2 | Requerimientos No Funcionales | 53 |
| 7.1.2.1 | Atributos de calidad del sistema | 53 |
| 7.2 | Análisis de Viabilidad | 53 |
| 7.2.1 | Viabilidad Técnica | 53 |
| 7.2.2 | Viabilidad del Software | 54 |
| 7.2.3 | Viabilidad del Hardware | 54 |
| 7.3 | Análisis de Riesgos | 55 |
| 7.4 | Análisis Técnico | 61 |
| 7.4.1 | Requerimientos Técnicos | 62 |
| 7.4.2 | Requerimientos Humanos | 62 |
| 7.4.3 | Requerimientos de Equipo | 63 |
| 7.5 | Diagramas UML | 63 |
| 7.5.1 | Diagramas de Caso de Uso | 64 |
| 7.5.2 | Diagramas de Secuencia | 68 |
| 7.5.3 | Diagramas de Clases | 71 |
| 7.6 | Programa en Lab-View | 72 |
| 7.7 | Interfaz Gráfica | 73 |
| 8. | RESULTADOS | 74 |
| 9. | CONCLUSIONES | 75 |
| 9.1 | TRABAJO A FUTURO | 76 |
| 10. | BIBLIOGRAFÍA | 77 |
| 11. | GLOSARIO | 78 |
| 12. | ANEXOS | 79 |
| | Programa en Arduino "CANSAT 1.0" | 79 |
| | Sensor TMP102 | 81 |
| | Cronograma de actividades | 83 |

ÍNDICE DE IMÁGENES

| | |
|---|----|
| Figura 1. SATEDU | 8 |
| Figura 2. Antena parabólica de la estación terrena de ESIME Zacatenco | 14 |
| Figura 3.Estructura ejemplo de un Cubesat | 16 |
| Figura 4.Ambiente general térmico para un Cubesat | 19 |
| Figura 5.Partes de un tanque LH2 | 23 |
| Figura 6.Sistema de propulsión CAT | 24 |
| Figura 7. Esquema del sensor refractométrico de fibras ópticas. | 25 |
| Figura 8.Montaje de la antena Yagui de 2m | 26 |
| Figura 9. Interfaz gráfica de Uni_Trac y Nova respectivamente | 27 |
| Figura 10.Pantalla general del Software Cubesat GS | 28 |
| Figura 11.Tarjeta de comunicación Radiometrix TR21-458-5 | 36 |
| Figura 12. Tarjeta de comunicación XBEE S1 | 40 |
| Figura 13.Esquema general del prototipo satelital | 42 |
| Figura 14.Diagrama a bloques (izq.) y Diagrama esquemático (der.) | 43 |
| Figura 15.Diagrama de flujo del funcionamiento del sensor BMP180 | 45 |
| Figura 16.Diagrama electrónico para la conexión del sensor | 46 |
| Figura 17.Gráfica de presión barométrica | 47 |
| Figura 18.Diagrama esquemático del CANSAT | 48 |
| Figura 19.Diagrama del PCB (izq.) y placa finalizada (der.)..... | 50 |
| Figura 20.Colocación de los dispositivos electrónicos..... | 50 |
| Figura 21. Armado final del CANSAT | 51 |
| Figura 22.Comunicación de los XBEE..... | 51 |
| Figura 23.Diagrama UML general | 64 |
| Figura 24.Diagrama de secuencia 1. Petición de datos | 68 |
| Figura 25.Diagrama de secuencia 2. Alarma..... | 69 |
| Figura 26.Diagrama de secuencia 3. Envío de información..... | 69 |
| Figura 27.Diagrama de secuencia 4. Visualizar información..... | 70 |
| Figura 28.Diagrama de secuencia 5. Reporte | 70 |
| Figura 29.Diagrama de clases..... | 71 |
| Figura 30. Diagrama general realizado en Lab-View..... | 72 |
| Figura 31. Interfaz gráfica previa a su funcionamiento..... | 73 |
| Figura 32.Funcionamiento total del sistema..... | 74 |

ÍNDICE DE TABLAS

| | |
|--|----|
| Tabla 1.Temperatura para una estructura interna estándar..... | 18 |
| Tabla 2.Especificaciones de propulsores..... | 24 |
| Tabla 3.Valores obtenidos a partir de la extrapolación de 0.0375 Km | 34 |
| Tabla 4.Características de las tarjetas de comunicación | 35 |
| Tabla 5.Tabla de requerimientos para realizar enlace..... | 37 |
| Tabla 6.Formato de Datos para 12-bits (izq.), Formato de Datos para 13-bits (der.) | 44 |
| Tabla 7.Valores de impacto..... | 55 |
| Tabla 8.Explicación de riesgos | 56 |
| Tabla 9.Retraso en la entrega de componentes..... | 56 |
| Tabla 10.Mal funcionamiento de los componentes | 57 |
| Tabla 11.Ensamblaje erróneo en la placa de cobre..... | 57 |
| Tabla 12.Modificación del sistema | 57 |
| Tabla 13.Retraso en el diseño..... | 58 |
| Tabla 14.Retraso en la codificación..... | 58 |
| Tabla 15.Retraso en las pruebas | 58 |
| Tabla 16.Retraso en la entrega total del sistema..... | 59 |
| Tabla 17.Falta de experiencia en el desarrollo del Sistema..... | 59 |
| Tabla 18.Estado climático | 59 |
| Tabla 19.Transferencia de datos erróneo | 60 |
| Tabla 20.No se puede mostrar las mediciones..... | 60 |
| Tabla 21.Usuario no sabe utilizar el sistema | 60 |
| Tabla 22.Desastre natural..... | 60 |
| Tabla 23.Financiamiento del Proyecto..... | 61 |
| Tabla 24. Caso de uso No.1 Petición de información | 65 |
| Tabla 25 Caso de uso No.2 .Activar Sistema | 65 |
| Tabla 26. Caso de uso No.3 Sensor Temperatura | 66 |
| Tabla 27. Caso de uso No.4 Sensor Combustible | 66 |
| Tabla 28.Caso de uso No.5. Alarma | 67 |
| Tabla 29.Caso de uso No.6 Envió de información | 67 |
| Tabla 30.Caso de uso No.7 Visualizar información | 68 |
| Tabla 31.Caso de uso No.8 Reporte..... | 68 |
| Tabla 32.Pruebas de mediciones..... | 74 |

1. INTRODUCCIÓN

En el año 1999 la Universidad Estatal Politécnica de Californiaⁱ, desarrolló e implemento un nano-satélite al que llamo Cubesat con una la complejidad electrónica y mecánica similar al de un satélite real pero a menor escala, dicho nano-satélite tiene un volumen exacto de 1 litro , con un peso menor a los 1.33 Kg y se encuentra ubicada en órbita baja es decir no más de 800 Km de altura.

Una de las universidades pioneras de esta tecnología es la Universidad de Saint Louisⁱⁱ lo cual indica que se han lanzado hacia al espacio un poco más de 300 Cubesats entre los años 2000 y el 2014, E.U.A. ha realizado 190 lanzamientos mientras que Rusia 80 y Japón 30; abarcando diferentes sectores como el militar (44), el gobierno (30), la educación (130) y la industria privada (97).

No todos los lanzamientos de este grupo tuvieron éxito, el informe menciona que solo 160 lograron su misión objetivo, para lograrlo involucra varias etapas como lo son: Ser lanzados satisfactoriamente por un cohete desde Tierra, poner el Cubesat en órbita, efectuar comunicación (enlace de bajada y el enlace de subida), realizar mediciones y continuar en órbita. Cabe recalcar que hubo un incremento de lanzamientos del 142% en el año 2014 con respecto al 2013 y un 480% del 2012 respectivamente.

Un Cubesat contiene diferentes subsistemas como lo son:

Sistema de comandos y de datos, la fuente de alimentación, el control térmico, el posicionamiento y la propulsión, las comunicaciones, la computadora de vuelo y la carga útil (se refiere a todos los instrumentos necesarios por el cual fue hecho para cumplir su misión objetivo).

Todos los sistemas internos de un satélite tienen una función en particular y crítica, ya que su funcionamiento depende de otros subsistemas. Una de las partes encargadas de administrar y jerarquizar las tareas de estos subsistemas es la computadora de vuelo.

Todo el desarrollo e investigación que requiere un nano-satélite como lo es el Cubesat involucra que tuvo que ser validado y soportado por cálculos físicos, matemáticos además de otras ciencias.

Para ello se tiene que planear a responder las interrogantes que rodean a la fabricación del Cubesat como: ¿A qué distancia de la Tierra se encontrará y cómo le afectará la gravedad?, ¿Cómo le afecta a las comunicaciones si en la Tierra hay algún tipo de gas o lluvia?, ¿Cuánta radiación solar hay? ¿Cuál es el rango de temperatura?, ¿Cuánta potencia se necesita para enviar y recibir datos?, ¿Cuánto tiempo tarda en dar una vuelta a la Tierra?, ¿Cuánto tiempo de vida útil tendrá (ya que está relacionado a la cantidad de combustible)?, ¿A qué temperatura interna dejara de funcionar los sistemas electrónicos?, ¿Cuánto combustible se requiere para poner al nano satélite en su órbita baja?, ¿Cuáles fueron los cálculos de telemetría para tener comunicación con el Cubesat?, etc...

Si bien toda esta investigación y nuevo conocimiento empezó desde el lanzamiento del Spunik1, y por los países de EUA y Rusia eso no impide que un país como el nuestro que retoma este ramo de la ciencia pueda crear y tener su propia tecnología espacial.

La mayoría de los satélites mexicanos funcionales existentes en el espacio han sido comprados y lanzados por industrias extranjeras.

Pero desde que se creó la Agencia Espacial Mexicanaⁱⁱⁱ, uno de sus objetivos a largo plazo es que académicos mexicanos puedan desarrollar e implementar tecnología espacial, para así reducir costos en la fabricación de satélites, y colocar a la Industria Espacial mexicana entre uno de las principales industrias aeroespaciales a nivel mundial.

El desarrollo espacial en México ha sido lento, pero hace 10 años el Dr. Esaú Vicente Vivas profesor e investigador de la UNAM especializado en el desarrollo e implementación de Sistemas Espaciales con el apoyo de otras universidades e instituciones importantes del país, desarrollaron un prototipo de un microsatélite al que denominaron “SATEDU”^{iv} (Figura 1).

Dicho microsatélite tendría el propósito de acercar la tecnología espacial y satelital a los jóvenes estudiantes o universitarios para que conocieran, experimentaran y se acercaran a esta nueva tecnología para nuestro país, este microsatélite cuenta con: Una computadora de vuelo, Sistema de potencia, Sistema de estabilización, Sistema de sensores y de comunicaciones.

Junto con ello desarrollaron un software que permite simular el funcionamiento del satélite puesto en órbita y la comunicación entre el satélite y la estación terrena. “SATEDU” tiene un costo aproximado de \$25,000 pesos, es relativamente barato a comparación de otros microsátélites desarrollados por otras Universidades.



Figura 1. SATEDU¹

A pesar de la limitante económica y material ya que no se cuenta con un satélite para hacer las pruebas correspondientes, se propondrán ideas y un prototipo de hardware que podría ser implementado en un nano satélite. En el cual se pretende que sea de un tamaño pequeño y a través de un sensor fabricado con tecnología espacial pueda “leer” la temperatura interna del nano satélite, y con el complemento del hardware se pueda monitorear esta variable física.

Se podrá saber la cantidad de combustible con el uso de un sensor que sensorará el nivel disponible de combustible y el combustible gastado. Para la comunicación se basará en los cálculos de telemetría así como de las características físicas y técnicas de la antena del nanosatélite y de la estación terrena.

El personal aquí en la Tierra que se ubica en la estación terrena puede enviar una solicitud para saber la temperatura y combustible del nanosatélite.

Claro está que previamente debió haber ingresado los valores correspondientes para hacer el enlace y así obtener la información. Este monitoreo solicitado ayudará a tomar mejores decisiones sobre las futuras tareas del nanosatélite.

¹ Vivas Esaú, 2012. SATEDU. Recuperado en <http://proyectos2.iingen.unam.mx/SATEDU/>

2. ANTECEDENTES

2.1 Problemática

A nivel mundial el desarrollo Espacial está tomando importancia en diferentes países por los beneficios que este otorga a su población, industria, economía, salud, comunicaciones, etc.

Los investigadores, las instituciones y los estudiantes de México han tratado de estar a la vanguardia del desarrollo espacial y satelital pero dichos esfuerzos que han surgido para ello, han desaparecido provocando un rezago y atraso en el desarrollo Aeroespacial y satelital.

Con el paso de los años hemos dependido de las industrias o instituciones extranjeras para cada una de las etapas como la fabricación, el lanzamiento y el posicionamiento de nuestro propio satélite, cabe recalcar que el gobierno mexicano ha gastado millones de pesos para que nuestra nación cuente con los beneficios que proporcionan la tecnología espacial y satelital.

Desafortunadamente la vida útil de estos satélites mexicanos lanzados y utilizados a lo largo de la historia tiene una dependencia proporcional a la cantidad de combustible disponible destinándolos a ser basura espacial.

Es importante mencionar que países como EUA, Rusia, Japón son pioneros en la tecnología espacial y cuentan con un gran avance, desarrollo e implementación tecnología aeroespacial desde hace varios años, tanto es así que ya existen industrias comerciales dedicadas a los Cubesat encargadas de vender los componentes, kits o tarjetas modulares necesarias para armar y lanzarlos al espacio. Entre ellas se encuentran: “Cubesat kit”, “Pumpkin”, “Clyde Space”, “Cubesat Shop”, “ISIS”, etc^v, venden los diferentes módulos necesarios para el Cubesat por separado a un alto costo.

En el año pasado el gobierno mexicano creó la Agencia Espacial Mexicana cuya misión y visión está relacionada al desarrollo espacial mexicano para reducir costos en la fabricación de satélites y para su probable lanzamiento hacia el espacio, es una gran noticia si queremos que el pueblo mexicano se vea beneficiado por la implementación y desarrollo de este tipo de tecnología. Hay mucho campo de investigación para el desarrollo “Espacial mexicano”.

El presente Trabajo Terminal intenta contribuir a la Agencia Espacial Mexicana con el desarrollo de un prototipo bajo una investigación espacial y satelital que permita saber la temperatura interna

de un nanosatélite así como la cantidad de combustible disponible del mismo y a través de un software que permita una comunicación entre la “estación terrena” y el “nanosatelite”, para así permitir que la carga útil funcione correctamente y obtener más datos del comportamiento de estas variables en el espacio. Posteriormente se explicara cómo se alcanzarán dichos objetivos.

2.2 Justificación

La implementación de tecnología espacial y satelital en diferentes campos de la ciencia ha permitido que diferentes países del mundo, conozcan mejor la ubicación, el tipo y la cantidad de recursos naturales disponibles en sus territorios, siembren semillas de una forma más inteligente y precisa para obtener mejores cosechas, además de conocer en tiempo real los daños ocasionados por desastres naturales como lo son los incendios, huracanes, terremotos y erupciones implementando programas de software inteligentes para su estudio y así tomar mejores decisiones contribuyendo al beneficio general de la población y de la economía.

Aunque hoy en día colocar un satélite geostacionario en órbita es muy caro, ya que la mitad de ese costo es para el lanzamiento, posicionamiento y el combustible mientras que la otra mitad está dividida para la estructura física, las partes mecánicas, eléctricas, programación de las computadoras y la mano de obra.

Una solución para reducir esos costos, es implementar, desarrollar y lanzar un satélite de órbita baja es la implementación de los Cubesats, las ventajas de estos es que requieren menor potencia de comunicación, usan menos combustible para su colocación en la órbita baja, y obtienen buenas resultados en sus misiones.

La posición de estos satélites se encuentra en promedio a 800Km de la superficie terrestre, dicha distancia ha complicado la reparación de alguna de sus partes físicas, electrónicas o mecánicas. Esto ha ocasionado que se efectúen diferentes pruebas, experimentos rigurosos para evitar el mal funcionamiento del mismo o en el peor de los casos la pérdida total del satélite que van desde la construcción, la elección de materiales, resistencia a cambios de temperatura bruscos y a la radiación, a las vibraciones, entre otras.

Es importante desarrollar e implementar programas de Software que procesen e interpreten los diferentes datos obtenidos del espacio y de toda la estructura electrónica para así monitorear, visualizar y comunicar la información obtenida para tomar decisiones, mediciones, comprobación de datos, realización de diferentes pruebas, etc.

En la actualidad ya existen empresas dedicadas a vender satélites de órbita baja como los Cubesats así como todas las partes físicas, electrónicas, y mecánicas del satélite. Además aseguran que el lanzamiento y posicionamiento sea un éxito. El costo puede ir aumentado si queremos que el satélite efectúe exitosamente más tareas ya que por cada tarea se requiere un software en específico.

Un módulo de comunicación cuesta entre \$110,000 y \$144,500 claro descartando otros módulos electrónicos, mecánicos, etc. así como del costo de lanzamiento y de posicionamiento. La mayoría de las empresas son norteamericanas o rusas con 40 o 50 años de experiencia en el campo espacial. México con la Agencia Espacial Mexicana, las universidades más importantes en el desarrollo tecnológico y con la ayuda de otras organizaciones internacionales podrá desarrollar, e implementar su propia tecnología. Y reducir costos para el lanzamiento y funcionamiento de un Satélite mexicano.

Con el desarrollo de este Trabajo Terminal se pretende reducir costos en el desarrollo espacial en al menos de alguno de los módulos necesarios de un nanosatélite. Además de crear un software que permita su comunicación, lectura e interpretación de datos para así transformarlo en información útil para el especialista.

2.3 Objetivos

2.3.1 Objetivo General

El prototipo híbrido desarrollado se basará en una investigación espacial y satelital, este será validado por medio de cálculos de telemetría, para ello se analizará las características físicas y técnicas que involucra el enlace de subida así como el enlace de bajada.

Además de usar la técnica de extrapolación para garantizar la comunicación relativamente lejana y el uso de un software que permita ver los cambios de temperatura y la cantidad de combustible disponible a través de una petición del usuario.

2.3.2 Objetivo Específicos

- Desarrollar un sistema electrónico que permita la lectura e interpretación de datos de temperatura y de combustible.
- Validar los cálculos para los enlaces de subida y bajada satelital tomando en cuenta las características físicas y técnicas del sistema de comunicación.
- Desarrollar un software que permita visualizar la información obtenida de los sensores.
- Garantizar la funcionalidad de la tarjeta para que pueda comunicarse a una distancia de 800km mediante la extrapolación.

2.4 Antecedentes

En este apartado se explicará los avances y las fuentes que se tuvieron que consultar para desarrollar y limitar el presente Trabajo Terminal. Durante el mes de Mayo del año pasado, se asistió a un curso de percepción remota impartida en la Universidad de Tabasco por la INEGI, donde fue explicado por la Doctora Alejandra López Caloca egresada de la UNAM y especialista en percepción remota, entre otros expertos.

En dicho curso explicaron que a través de la aplicación de filtros en las fotografías se podría obtener valiosa información relacionada a los lugares aptos para la siembra para cierto tipo semillas de acuerdo a la humedad y otras características biológicas, también se puede saber qué tipo de animales viven en cierta zona de acuerdo a su forma, así como saber que tanto ha crecido o disminuido la población de una ciudad o pueblo, el aumento o desaparición de áreas verdes en el país, así como la localización de petróleo u otros recursos naturales, entre muchas otras aplicaciones. Para cada una de las aplicaciones anteriormente explicadas requiere un filtro distinto y particular ya que para ello ocupan un proceso matemático único.

La INEGI ocupa un software comercial llamado ERDAS dicho software permite al usuario la aplicación de filtros para obtener información deseada de una o más fotografías, además existe software libre que realiza este tipo de procesos.

Se continuó con la investigación y se asistió un mes después a una conferencia en el Instituto de Geofísica de la UNAM, donde había varios expositores entre ellos el cosmonauta ruso Alexander Alexanderovich Misurkin y otros dedicados al desarrollo espacial en diferentes campos como la medicina, la ingeniería, telecomunicaciones, astronomía y el turismo.

A mí en lo personal me impacto haber escuchado las palabras del cosmonauta ruso, donde afirma la existencia de la vida microbiana afuera de la Estación Internacional Espacial, también nos comentó los diferentes entrenamientos que requieren los astronautas para ser lanzados hacia el espacio y cuáles son las consecuencias físicas reflejadas en el cuerpo humano provocadas por la gravedad casi nula en el espacio, además explicó los resultados de algunos experimentos realizados en la Estación Internacional Espacial como la vegetación terrestre crece mucho más rápido con la utilización de la tierra lunar como abono y se desarrolla mucho más rápido ya que la fuerza de la gravedad es mucho menor. Un doctor egresado de la UNAM tiene la especialidad en “Medicina Espacial” y se planteó la pregunta de ¿cómo realizar una cirugía en el espacio?, y cómo funciona el sistema reproductivo humano en el espacio, entre otras cuestiones.

La UNAM para los siguientes años contará con un centro de investigación en Querétaro enfocada en mayor parte al desarrollo de tecnologías y ciencias espaciales. En dicha conferencia se contactó un académico quien nos comentó que el satélite Satmex6 podría estar en línea final de su vida útil con el cual podría haber la posibilidad de realizar pruebas de telemetría, pruebas de enlaces ascendentes y descendentes para ello habría que ir a la organización de Satmex.

Algo importante es que Rusia con su amplia experiencia en el desarrollo tecnológico espacial está dispuesta a trabajar en conjunto con la Agencia Espacial Mexicana para el logro desarrollo tecnológico en nuestro país. En los siguientes años Rusia quiere entrar al mercado del turismo espacial junto a otros proyectos.

Se realizaron varias visitas a la Universidad Autónoma- de Hidalgo donde se encuentra actualmente uno de los directores de esta tesis, dicha Universidad nos proporcionaría la estación terrena bajo sus características técnicas además de otros instrumentos necesarios para la realización de la telemetría como un analizador de espectros, pero dicha estación tenía el detalle de solo poder realizar enlaces de bajada y no de subida. Por lo que opto por ir a la estación de radio y de televisión del Estado de Hidalgo ya que ahí labora uno de los profesores de esa Universidad, se acudió a dicha instalación y me fue explicado de forma breve cómo funciona su estación terrena, sus características técnicas, entre otras cosas. Se llegó a la conclusión de que si se podría realizar ambos enlaces pero solo para audio o video y que para ellos era inaccesible la obtención de datos internos del satélite ya que para ello se tendría que tener el módem del fabricante del satélite y pues dicho módem no estaba alcance de ellos.

En la Unidad de ESIME Culhuacán se está impartiendo la maestría aeroespacial, por lo que existen varios expertos relacionados al tema satelital, entre ellos se encuentra el Dr. Alejandro Monsiváis el cual nos explicó que varios satélites comerciales ya contaban con un sistema regulatorio de temperatura automático con otros subsistemas mecánicos, electrónicos y de comunicación.

Y que los ingenieros que laboran en la estación terrena reciben el estado de salud del satélite a través de una trama donde viene especificado la temperatura interna del satélite entre otras mediciones, dicha información se almacena en una base de datos de la estación. Pero en caso de la temperatura se basa en el concepto del “control térmico” el cual menciono sería interesante investigarlo y analizarlo.

Por consiguiente se prosiguió ir a Satmex, con el cual comprendí que es realmente difícil obtener datos verdaderos o reales de un satélite y más de su funcionalidad interna. Para ello Satmex ya no existe y se convirtió en una empresa privada llamada Eutelsat. Se hizo contacto el gerente Pier Beaujean quién es uno de los encargados de la estación terrena y solo proporcionó dos valores el valor de temperatura más bajo y el más alto registrado por el cual fue ineficiente para los objetivos de esta tesis. Además nos comentó que solo se puede hacer uso del satélite en forma comercial y para ello habría que contratar un ancho de banda para audio o video. A partir de aquí se abandonó la idea de utilizar un satélite real o de saber su funcionalidad.

Finalmente se fue a buscar opiniones de otros expertos en el tema en la ESIME Zacatenco el cual ellos ahorita están construyendo una base terrena el cual contará con dos antenas se me explicó de forma breve su estructura ver Figura2.



Figura 2. Antena parabólica de la estación terrena de ESIME Zacatenco ⁱⁱ

Dicha estación terrena se comunicará con un Cubesat mexicano próximamente lanzando, en el cual se analizarán sus datos con fines académicos. Un punto clave fue como desarrollaron dicha infraestructura por el cual comentaron que se basaron primeramente en la extrapolación, la propagación de ondas, entre otros conceptos; por consiguiente realizaron las respectivas pruebas con 2 antenas Yagui, un punto está localizado en el departamento de Doctorado de la ESIME y el otro nodo se encontraba en la base militar de Santa Lucia, ocuparon radios que sintonizan la frecuencia de forma automática tomando en cuenta el efecto Doppler, de ese modo extrapolaron el sistema hasta la distancia real que se comunicará dicha estación con el Satélite para así saber la cantidad de dB requeridos para garantizarla comunicación, dicho de otra forma supieron que cantidad mínima de dB deberá soportar la tarjeta de comunicación para realizar los enlaces. Cabe mencionar que esta escuela trabaja en un proyecto real con un Cubesat por consiguiente tiene los medios necesarios para alcanzar dichos objetivos, mencionaron que el costo total del sistema fue alrededor de \$10'000 solo para la infraestructura de la estación terrena.

Uno de los objetivos de la presente Tesis es garantizar la comunicación a 800km por lo que se optó por utilizar el mismo método de extrapolación para saber la cantidad de dB necesarios para garantizar la comunicación a esa distancia, además no se ocupará un satélite real ni una estación terrena por las limitaciones financieras y de acceso.

En el presente verano de este año en curso se tomó un curso denominado “Construye tu propio CANSAT”, impartida en la Asociación Mexicana de Astronomía y patrocinada por la AEM. El término de CANSAT proviene de las palabras CAN + SAT = Lata + satélite, se ocupa para realizar mediciones del medio ambiente o dependiendo de su “carga útil” se podrá ocupar para objetivos más específicos, este dispositivo comúnmente es lanzado con un cohete a propulsión con agua o de algún compuesto químico, posteriormente desciende con un paracaídas y realiza las mediciones y cálculos previamente programados hasta llegar a tierra. En este curso se vieron temas como la “Computadora a vuelo”, “telemetría y telecomando vía X-BEE”, programación de microprocesadores utilizando Arduino, “electrónica”, construcción física del CANSAT, y medición de variables físicas como presión atmosférica, temperatura, altura, etc.

ⁱⁱ Puebla J., 2015. Estación terrena.

Al final se decidió incorporar el sistema híbrido dentro del CANSAT permitiendo así simular un satélite y afrontar problemas como el ahorro de energía, colocación de los componentes, la comunicación, etc. Posteriormente se detallará el desarrollo del presente Trabajo Terminal.

3. MARCO TEÓRICO

En este capítulo se explicará de forma breve ¿Qué es un Cubesat?, ¿Cuáles y para qué sirven cada uno de los componentes del Cubesat?, ¿Para qué y cómo medir la temperatura interna del Cubesat?, ¿Cómo determinar la vida útil del satélite?, etc. Además se pondrá un ejemplo exitoso de un Cubesat lanzado en el año 2002 por la Universidad de Arizona.

3.1 ¿Qué es un Cubesat?

El origen Cubesat recae en el profesor Twiggs de la Universidad de Stanford y fue propuesto como un vehículo para apoyar la educación práctica espacio de nivel universitario y las oportunidades de bajo costo para el acceso al espacio de acceso. En su nivel más fundamental, un Cubesat se puede definir como una nave espacial en forma de un cuboide con un peso de 1 kg, con medidas de 10 x 10 x 10 cm, esto ahora se conoce comúnmente como una “1U”.

La definición del Cubesat es escalable y se pueden combinar para producir sistemas de volumen más grandes. En la Figura 3 se muestra los módulos que componen a un Cubesat.

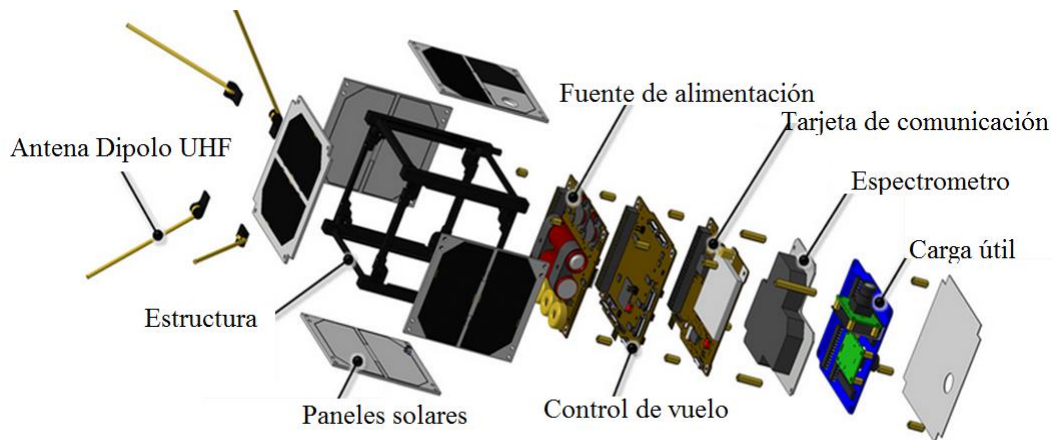


Figura 3. Estructura ejemplo de un Cubesat ⁱⁱⁱ

ⁱⁱⁱ Nano board on Cubesat, 2012. Recuperado en <http://www.digikey.com/>

Una de las partes que define la misión o el uso del Cubesat es el “Payload” o “Carga útil” en este módulo se encuentran las cámaras que pueden tomar fotografías al planeta Tierra o una parte específica de ella, con la utilización de filtros de imágenes se puede obtener información relacionada al tráfico, desforestación, lugares aptos para sembrar de acuerdo a las características biológicas de la planta, así como el crecimiento de las zonas urbanas, etc.

Además en el “Payload” se puede equipar con diferentes sensores como lo son los solares, infrarrojos, temperatura, entre otros para estudiar el Sol o el cosmos^{vi}. Continuamos con el módulo de comunicación, en la figura 3 se muestra un transceiver UHF, pero puede utilizar otro tipo de modulación ya que depende, de que información se vaya transmitir, pudiendo ser voz, datos, imágenes o video en dicho sistema de comunicación es importante saber las características físicas de la antena que se utilizará, en este ejemplo se usa una antena tipo dipolo a una frecuencia UHF.

Después sigue la computadora de control de vuelo, este controla la posición en coordenadas x,y,z, determina que tan lejos se encuentra de su órbita programada para así tomar o activar módulos mecánicos para el regreso a su órbita, así como posicionar el nanosatélite en línea de vista para la correcta comunicación en Tierra y el nanosatélite entre otras funciones.

Otro módulo del Cubesat es el almacenamiento de energía eléctrica, en este sistema está conformado por baterías, encargados de almacenar energía adquirida por unas celdas solares especiales que con el uso de fotoceldas convierten los rayos solares en energía eléctrica.

Y por último la estructura física es quién protegerá todo el sistema mecánico así como eléctrico del Cubesat; dicha estructura debe soportar los cambios bruscos de temperatura, la radiación solar, entre otros fenómenos espaciales y debe estar construido bajo los estándares y normas de instituciones como la NASA, EESA, ILS, entre otros.

3.1.1 Algunos de los estándares requeridos por la NASA

Estos estándares están enfocados en el peso, el tamaño, la forma, entre otras características técnicas, mecánicas y electrónicas para el lanzamiento del Cubesat por parte de la NASA^{vii}.

A continuación se describe alguno de esos estándares.

- a) La estructura se especifica mediante diagramas técnicos el tamaño exacto de la estructura que cubrirá toda la parte electrónica y mecánica, también indica el tamaño de las tarjetas electrónicas, el material con el que se debe hacer. Todo debe ser uno solo sin ningún elemento

extra para su lanzamiento, ejecución y posicionamiento orbital. Indica los estándares de propulsión así como de la masa total.

- b) Requerimientos mecánicos: Son normas relacionadas a las coordenadas para el posicionamiento, indica el peso máximo proporcional por cada “1U”, la localización en cm del centro de gravedad por cada “1U”, así como el peso recomendado para cada una de las piezas.
- c) Requerimientos electrónicos: El sistema de energía Cubesat estará en estado de apagado para evitar la activación de cualquier función mientras se esté desplegando en órbita. El Cubesat puede contener diferentes subsistemas como comando y manipulación de datos, Comunicación RF, Control para la determinación de altitud además de su sistema de energía como las baterías, celdas solares, etc.

3.2 Sistema de control térmico para un Cubesat

Un subsistema de control térmico es un elemento esencial para el diseño de cualquier nave espacial. Su principal propósito es mantener las temperaturas de todos los componentes de naves espaciales dentro de los rangos operativos permitidos durante todas las fases de la misión, cada uno de los componentes tienen un límite de temperatura que se muestran en la Tabla 1.

Con el diseño térmico adecuado garantiza fiabilidad nave espacial en el desempeño de su misión a pesar de las variaciones en el medio ambiente que la nave se encuentra en el espacio, como la aportación de energía a partir del Sol, la Tierra, y la influencia de las fases de iluminación del Sol o de los eclipses.

Además, la radiación térmica a partir de componentes internos debe tenerse en cuenta para garantizar la estabilidad de la temperatura relativa y para reducir al mínimo los niveles de temperatura^{viii}. Para la transferencia de calor es necesario conocer la convección, la conducción y las propiedades de la radiación.

| Componente | T ^a de Operación (°C) | T ^a de supervivencia |
|--|----------------------------------|---------------------------------|
| Baterías | -30 a 60 | -50 a 60 |
| Electrónica en general | -40 a 85 | -40 a 125 |
| Detectores Infrarrojos | -269 a -173 | -260 a 35 |
| Paneles Solares | -100 a 125 | -100 a 125 |
| Detectores de partículas en estado sólido | -35 a 0 | -35 a 35 |

Tabla 1. Temperatura para una estructura interna estándar

3.2.1 Ambiente térmico para las naves espaciales

Las entradas térmicas que contribuyen al calentamiento de un Cubesat^{ix} en una órbita terrestre baja son los acoplamientos entre el medio ambiente y la generación interna de calor.

En la Figura 4 ilustra todos los flujos de calor para un Cubesat que orbita la Tierra. Existen 4 contribuidores de calor que son explicados como: La radiación solar directa, Albedo de la Tierra, Radiación infrarroja de la Tierra y la generación de calor interno.

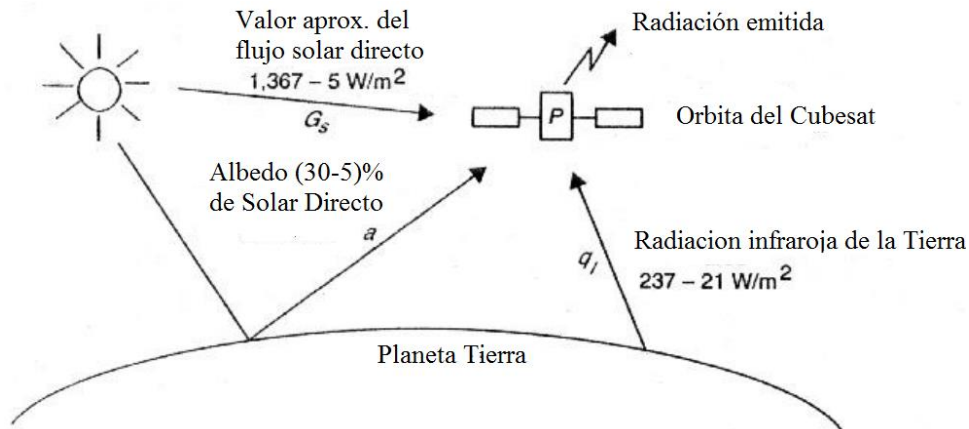


Figura 4. Ambiente general térmico para un Cubesat^{iv}

3.2.1.1 La radiación solar directa:

Es la cantidad de radiación que se emite por el Sol y golpea cualquier objeto en el espacio. Debido a la distancia entre el Sol y la Tierra, los rayos solares se consideran, para ser colimado por un flujo de calor solar Q_s , de 1300 W/m^2 en el solsticio de invierno y 1400 W/m^2 en solsticio de verano en el hemisferio norte. El flujo de calor que describe la cantidad de directa de la radiación solar absorbida por el Cubesat se define como:

$$Q_{solar} = Q_s A_{prj} \alpha^1$$

Donde A_{prj} es el área proyectada de la superficie que mira hacia el Sol, y α es el coeficiente de absorción solar de la superficie.

^{iv} Control térmico. s.f. Recuperado en <https://sites.google.com/site/rjsatelite/>

3.2.1.2 Albedo de la Tierra:

Como la radiación directa solar es absorbida por el planeta Tierra, una fracción de este flujo se refleja hacia el espacio, se conoce como “albedo α ”. El factor de albedo puede variar ya que depende de la localización en la Tierra y las propiedades de las superficies reflectantes como las nubes y la nieve tienen un alto albedo a comparación con el agua. Para un Cubesat el valor del albedo está entre 30% y 35%. Por lo tanto, la cantidad de flujo de calor reflejado que es absorbida por una nave espacial es:

$$Q_{alb} = Q_s \alpha A_{prj} F_{s-planeta} \alpha^1$$

Donde α es el factor albedo y $F_{s-planeta}$ el factor de vista de la superficie del Cubesat a la Tierra.

3.2.1.3 Radiación infrarroja de la Tierra:

La Tierra es considerada como una fuente a temperatura constante. Esta fuente de resultados en el planeta emite energía radiante en infrarrojo (IR). El flujo de infrarrojos de la Tierra Q_{IR} , varía entre $220 W/m^2$ y $270 W/m^2$ para el solsticio de invierno y solsticio de verano, respectivamente. Por lo tanto, la radiación total IR absorbida por el Cubesat está dada por:

$$Q_{planet} = Q_{IR} A_{prj} F_{s-planeta} \alpha_{IR}^1$$

Donde Q_{IR} es el flujo de calor de la Tierra y α_{IR} es el coeficiente de absorción de infrarrojos de la superficie.

3.2.2 Balance Térmico:

Para determinar la temperatura del Cubesat, debe implementarse un balance térmico para saber cuánta energía entra y sale del sistema. Por lo tanto, en el estado de equilibrio de la expresión matemática del balance de energía del Cubesat es el siguiente:

$$Q_{sol} + Q_{alb} + Q_{IR} + Q_{int} - Q_{rad} = 0^1$$

Donde para Q_{int} se refiere al calor interno generado por los subsistemas del Cubesat y Q_{rad} representa la radiación emitida por el Cubesat en el espacio.

¹ Brown, C. D. (2002). Thermal Control Elements of Spacecraft Design (page 390-400). Virginia. AIAA, Inc.

3.3 Combustible de un Cubesat

El tipo y la cantidad de combustible son puntos críticos en el sistema de propulsión, el correcto funcionamiento de este sistema permitirá mantener el satélite en órbita y reposicionarlo para realizar la telemetría hacia la Tierra, estos movimientos deben ser muy precisos usando una cantidad mínima de combustible, aunque como todo sistema presenta fallas totales o parciales.

3.3.1 Sistema de propulsión:

Un sistema de propulsión es capaz de crear una velocidad creciente o aceleración a un cuerpo, a través de un dispositivo que expelle materia llamado impulsor. Dicho empuje, se logra mediante el calor de una reacción en cadena que se expelle por un orificio a muy alta velocidad. Los elementos que conforman un sistema de propulsión se muestra a continuación:

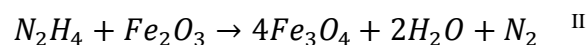
- **Propelente:** Este provee la fuente de transferencia de momento para generar un impulso y puede ser gaseoso, líquido o sólido.
- **Almacenamiento de propelente:** Esta parte mantiene el propelente en óptimas condiciones para ser usado, en los gases y líquidos son mantenidos a presiones y temperaturas específicas, mientras que para el estado sólido es combinado con hardware para la conversión de energía y su aceleración al momento de ser usado.
- **Sistema de alimentación del propelente:** Es el medio por el cual se traslada el propelente líquido o gaseoso del tanque de almacenamiento al acelerador.
- **Fuente de energía:** Las fuentes de energía más comunes son la de reacción química, presión de gas, eléctrica o nuclear.
- **Conversión de energía:** Es la forma como se transforma la energía dependiendo de la fuente, por ejemplo para la energía de presión se convierte en empuje permitiendo que el gas se expanda y produzca aceleración, o para la energía eléctrica crea campos de fuerzas electromagnéticas.
- **Acelerador:** Estos llevan las partículas de la masa del propelente a la velocidad y dirección deseadas para proveer el empuje, son termodinámicos o electromagnéticos.

3.3.2 Características generales del propelente:

A continuación se detallará algunas características principales necesarias para realizar la medición del combustible.

- **Grado de peligrosidad:** La mayoría de ellos son peligrosos, difíciles de usar y tóxicos como la familia de la hidracina, por lo que existe una alta probabilidad de que causen explosiones o fuego. Esto conlleva a tener una selección cuidadosa de los tanques, selladores, etc.
- **Presión a vapor:** La ebullición de un líquido depende del elemento o compuesto químico en cuestión, en algunos casos el punto de ebullición genera una presión que es igual a la presión atmosférica. Los elementos con presión de vapor alto pueden provocar daños en las bombas permitiendo oscilaciones de presión e inestabilidad de combustión.
- **Propiedades de transferencia de calor:** Este dato es considerado cuando un motor se está regenerativamente enfriado para ello se selecciona un componente con un alto calor específico como el hidrógeno líquido que tiene un calor específico de 7320j/Kg.K a 20 K comparado con el agua que tiene 4217J/Kg.K a 273K.
- **Viscosidad:** Es estudiado esta característica cuando se diseña un sistema de enfriamiento regenerativo, entre más viscoso sea, será más difícil de bombearlo, en el caso del agua tiene una viscosidad de 1.0, el nitrógeno líquido de 0.024.
- **Densidad:** Es un factor importante para la selección del tanque, ya que mientras mayor sea su densidad, mayor será la masa del propelente; que se puede poner en un volumen.
- **Reactividad química:** Para los motores de cohete sólido, el oxidante y el combustible deben ser químicamente compatibles durante su almacenamiento, además en los motores líquidos estos componentes deben ser compatibles en la cámara de combustión.

El oxidante y el combustible más usado en la industria so la hidracina y el tetróxido de dinitrógeno.



^{II} Mejía del Puerto, H. 2010. Sensores Ópticos para medición de cantidad de propelente en satélites de comunicaciones, pág.40

3.3.3 Tipos de tanques para el sistema propulsión

Un satélite es un instrumento muy específico para una misión particular, esto involucrando su estructura, funcionalidad, componentes, etc. Dicho esto se tiene que un tanque es único y casi irrepetible para el satélite en cuestión aunque debido al éxito se repite la estructura del tanque. Entre ellos se encuentre el tanque para sistemas de hidrógeno líquido que se compone de las siguientes partes ver Figura 5.

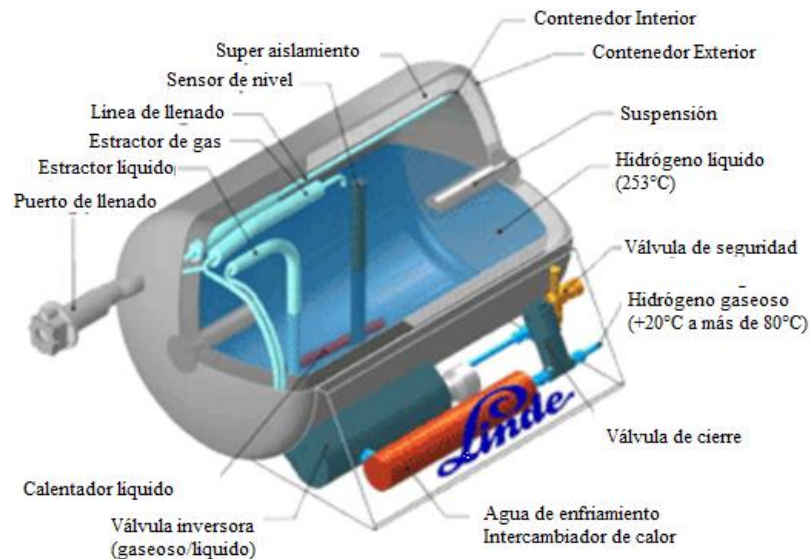


Figura 5. Partes de un tanque LH2 ^v

Otro tanque fue desarrollado por el Prof. Longmire^x de la Universidad de Michigan específicamente para los Cubesat, se trata de un pequeño propulsor de iones llamado “CubeSat Propulsor Ambipolar”, este expulsa gas ionizado a alta velocidad para proporcionar empuje, a la vez este gas se inyecta con un filtro fino en una cámara de cuarzo que tiene un extremo abierto.

La potencia de radiofrecuencia se acopla a la cámara, para hacer que el gas forme un plasma y excite una onda de helicón, calentando así de manera eficiente el plasma provocando temperaturas de cientos de miles de grados.

Al final, el CAT es capaz de alcanzar valores de impulso específicos entre 2 y 5 segundos, con un empuje de unos 0,2 mN por vatio ver Figura 6.

^v s.a. s.f. Recuperado en <https://www.linde.com>

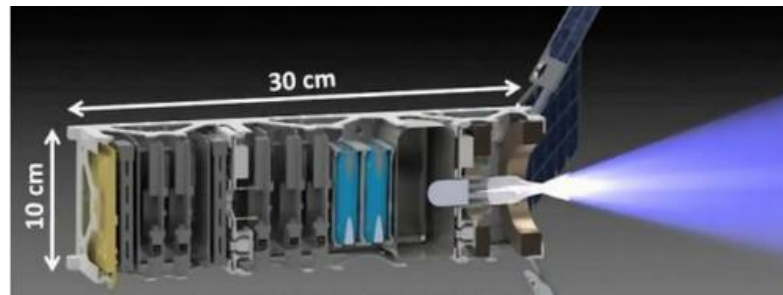


Figura 6. Sistema de propulsión CAT ^{vi}

En la siguiente tabla se muestra los diferentes tipos de propulsores con su respectiva cantidad de empuje.

| Ejemplos | DASA CGT-1 | EADS Astrium S10-13 | NorthropMRE-01 | Prototipo AFRL |
|----------------------------|---------------|---------------------|----------------|----------------|
| Masa del propulsor | 0.12 – 0.2 kg | 0.35 kg | 0.5 kg | 0.1kg |
| Rango del propulsor | 0.02 – 1N | 4 – 500 N | 0.05– 400N | 20 uN |
| Potencia Requerida | 8 W | 17W | 15W | 2.25 W |
| Químico | N2 | N2H4,H2,O2 | N2H4 | N3H3 |
| Empuje | 65-70 | 280-465 | 220-235 | 300 |

Tabla 2. Especificaciones de propulsores.

Estos tanques son sujetos a varias pruebas como presión, vibración, aceleración, conducción térmica etc. ya que no es opción repararlos o soldarlos en el espacio y deberán durar al menos 10 años.

3.3.4 Método para medir el nivel de combustible usando un sensor refractométrico

El sensor refractométrico de fibras ópticas se muestra en la Figura 7, y funciona de la siguiente manera:

La fuente de radiación óptica (1) emite un haz que incide en una fibra óptica de entrada o transmisora (2), este haz se propaga por la fibra y es transmitido al elemento óptico de detección (3) que será puesto en contacto con el medio circundante del índice de refracción n a fin de realizar la transducción.

La luz que se propaga dentro del elemento óptico incide de tal manera que en algún momento encuentra una interfaz entre el elemento óptico de detección y el medio, algunos de esos rayos serán reflejados o transmitidos dependiendo de su ángulo, los que continúan en la propagación

^{vi} s.a. 2012. Recuperado en <http://img-2.gizmag.com/kickstarter-university-michigan>

dentro del elemento óptico son los rayos reflejados, de tal manera que esta intensidad de luz llega a la fibra óptica de salida o receptora (4).

Finalmente los rayos de luz que son aceptados por la fibra óptica receptora son transmitidos hacia el dispositivo fotoreceptor, que a su vez está conectado a un amplificador electrónico, para realizar la transducción óptica a electrónica y realizar procesamiento de datos.

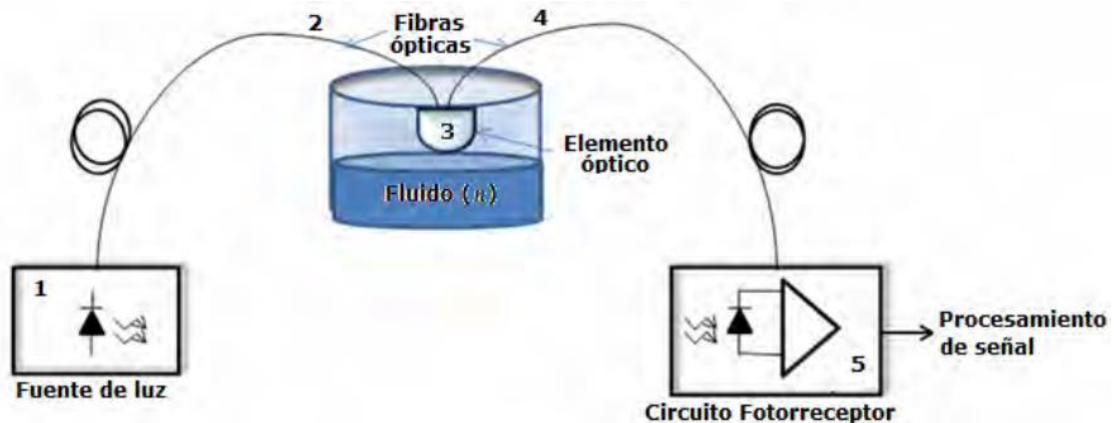


Figura 7. Esquema del sensor refractométrico de fibras ópticas. ^{vii}

3.4 Breve explicación de Riconsat y AlcatelSat

Se revisó un artículo en el cual describe el desarrollo del software y del hardware requerido para el desarrollo y la implementación de la estación terrena ubicada en la Universidad de Arizona para realizar la telemetría con los Cubesat llamados “RinconSat^{xi}” y “AlcatelSat^{xii}”.

3.4.1 Estación terrena

La ubicación de la estación terrena tuvo una latitud al N 32 13.942’, una longitud al E 110°56.811’ y una altitud de 763.5 m, dicha estación obtuvo una licencia “Christopher Walker, WA4CEW”, y operó bajo una frecuencia de radio aficionados. El costo de dicha estación terrena fue de \$12’000 dólares y contaba con protección a la caída de rayos.

3.4.1.1 Hardware

Se describe el equipo necesario para realizar la comunicación entre la estación terrena y los Cubesats. Empezando por las antenas yaguis, este tipo de antenas requieren una señalización

^{vii} Mejía del Puerto H. 2010. Sensores Ópticos para medición de cantidad de propelente en satélites de comunicaciones, pág. 69

exacta, para ello implementaron un sistema de rotación que les permitió una mayor precisión en el apuntamiento además colocaron un mástil para obtener un mejor ángulo de Azimut e instalaron un amplificador de bajo ruido para percibir señales débiles junto al módulo “Uni_trac 2000” que les permito moverlo automáticamente y la sintonizar la radio para compensar el efecto Doppler ver Figura 8. Por ello la primera antena de 2m tenía una ganancia de 12.25 dB y una potencia de 160W, para la segunda antena de 70cm tiene una ganancia de 16.8 dB y 180W de potencia.



Figura 8. Montaje de la antena Yagui de 2m ^{viii}

Dicha estructura la construyeron en un techo de hormigón el cual soporta vientos de hasta 120 m/s además contiene una protección a rayos. Utilizaron cable coaxial de 46 m para comunicar las antenas con la sala de radio tiene una pérdida de 2.28 dB/31m a 433Mhz. En dicha sala colocaron el transceptor por su alta sensibilidad, alta potencia de transmisión con una sensibilidad de -124 dBm.

Ocuparon un módem que contiene un modulador de señal AFSK, un demodulador de señal AFSK (no modula $<-40\text{dBV}$ o $>-8.0\text{dBV}$), un convertidor de nivel RS232 y un detector de señal entrante. Para el modulador solucionaron el problema ocupando un circuito detector de energía externa el cual consta de un rectificador de media onda, un filtro pasa bajas y el comparador.

Además de ser un interfaz entre la radio y el software de telemetría. Por último comentan que se tienen 2 PC's uno es para el control de los satélites y adquisición de datos y el otro para mover las antenas y sintonizar la radio.

^{viii} Cooper C. 2002. Recuperado en The CubeSat Ground Station at the University of Arizona pág. 2

3.4.1.2 Operaciones de la estación

Dichas operaciones fueron basadas en un híbrido de hardware y un software de seguimiento, dicho sistema empieza los rotadores de la antena “Yaesu G-5500” permitiendo controlar los ángulos de elevación y de azimut, posteriormente son conectados al rotador Uni_Trac 2000 que reduce el efecto Doppler y sintoniza la radio, después este al computador en el cual se pudo configurar el Uni_Trac 2000 y observar el movimiento del satélite a través de Nova.

En la interfaz de Uni_Trac 2000 permitió configurar el enlace ascendente y descendente, posicionar la antena para una máxima señalización, especificar la latitud y longitud de la estación terrena, efectuar el corrimiento del efecto Doppler, además se supo si el satélite estaba en el horizonte o no, por último dicha interfaz mostró información de la localización del satélite y lo comparó con la posición actual de la antena.

Cuando este se conectó a Nova este trabajo con la huella del satélite y así pudieron observar gráficas detalladas de la Tierra y saber los movimientos futuros del satélite en su órbita además tiene información útil como tiempo de la pérdida de la señal, adquisición de la señal, distancia, altura (encima de la superficie), duración del paso del satélite, uso de elementos Keplerianos (excentricidad, perigeo, número de órbita, otros). Y toda la información previamente adquirida se guardó en un archivo (.SAT) con un archivo de configuración (.cfg). Ver Figura 9.

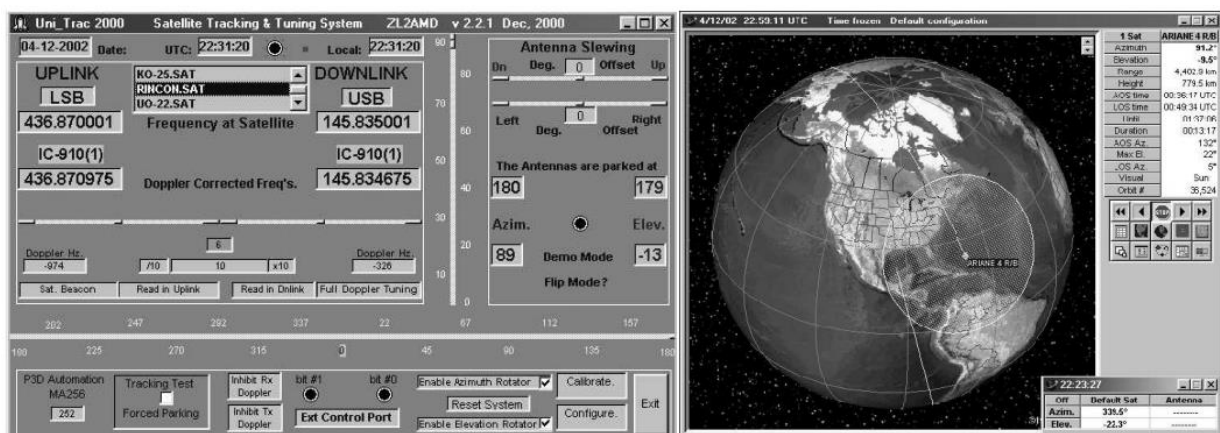


Figura 9. Interfaz gráfica de Uni_Trac y Nova respectivamente ^{ix}

^{ix} Cooper C. 2002. Recuperado en The CubeSat Ground Station at the University of Arizona pág. 3

3. 4.1.3 Software

Desarrollaron un software con bibliotecas de Java “JDK 1.3.0_03” en el cual interactuó con un administrador de MySQL, posteriormente este controló un sistema de gestión de base de datos y el operador pudo acceder a la base de datos mediante el uso de los controles de la vista “Estado del satélite. Ver Figura 10.

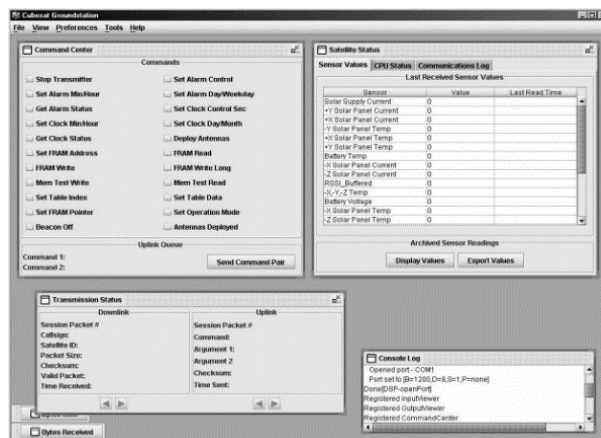


Figura 10. Pantalla general del Software Cubesat GS ^x

Dicho sistema les permitieron tener una mayor facilidad en el uso del protocolo personalizado con el software de telemetría y el de comunicaciones fue programado en modelo vista-controlador. Para el dicho software “CubesatGS” tenía las siguientes vistas:

- Vista de entrada: Muestra todos los bytes que entran el puerto de comunicaciones, tanto en formato hexadecimal y formatos ASCII.
- Visor de salida: Muestra todos los bytes que fueron enviados por el puerto de comunicaciones, tanto en formatos hexadecimal y ASCII.
- Centro de comando: Es la interfaz para el Controlador Comando.
- Ver estado del satélite: Muestra los datos recibidos de telemetría en un formato fácil de leer.
- Paquete visor de estado: Muestra información sobre todos los paquetes de datos transmitidos y recibidos.
- Ver los datos del registro: Almacena toda la telemetría recibida en una base de datos.
- Comunicaciones: Graba todo Los comandos enviados al satélite y todo respuestas recibidas a los comandos.

^x Cooper C. 2002. Recuperado en The CubeSat Ground Station at the University of Arizona pág. 7

Una parte importante de un sistema satelital es el sistema de comunicación, dicho sistema debe estar basado con cálculos de telemetría, como lo son el enlace de subida, y el enlace de bajada entre otros, para ello es necesario conocer el valor de las diferentes variables que afectan o benefician la potencia de la señal para así poder enviar o recibir información del satélite, en el siguiente capítulo se detalla estos puntos.

4. ECUACIONES UTILIZADAS EN LA TELEMETRÍA

4.1 Ganancia:

La ganancia^{xiii} es la capacidad de la antena para amplificar las señales que recibe o transmite, en cierta dirección, en relación con el nivel de potencia radiada o recibida por la misma, está se mide en dB. La eficiencia de la antena es un factor siempre menor que uno, donde sus valores típicos, se encuentran entre los 0.6 y 0.75 para las antenas más grandes y perfeccionadas, entre 0.5 y 0.6 para las de aplicaciones menos críticas. Se muestra en la Ecuación (1) donde se requiere:

El diámetro de la antena (d), la longitud de la onda (λ), la velocidad de la luz (c), la frecuencia (f) y la eficiencia de la antena (η).

$$G_{max} = \eta \left(\frac{\pi d}{\lambda} \right)^2 = [G_{max}]_{dB} = 10 \log(G_{max}) \quad (1)$$

La antena tiene dos valores de ganancia, uno para frecuencias de enlace ascendente y otro para frecuencia de enlace descendente.

4.2 Temperatura de ruido

Esta temperatura es el factor resistencia para la cual se opone el amplificador de bajo ruido en el sistema de recepción. Debido a esto el receptor se calienta por la sumatoria de ruido térmico, del ruido proveniente de la atmósfera, de los cambios climatológicos y del espacio exterior. La temperatura de antena depende del patrón de radiación, la temperatura física del entorno y el ruido que recibe desde el espacio, se muestra en la Ecuación (2).

$$\frac{G}{T} = 10 \log \left(\frac{G_{max}}{T_s} \right) dB^{\circ}K \quad (2)$$

⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾ Rosado Carlos. 1998. Comunicación por satélite. Geneva 20, Switzerland. Ahciet. Pág. 74-76.

4.3 Ancho de Banda:

En el cálculo para el ancho de Banda se toma en cuenta lo siguiente: La velocidad de transmisión (V_{tx}), el índice de modulación (F_{mod}), el código para la corrección de errores (FEC) y la atenuación progresiva (Roll-off). Ver Ecuación (3)

$$BW = \frac{((V_{elTX})(F_{mod})(Roll-off))}{FEC} (HZ) \quad (3)$$

4.4 Angulo de Elevación:

Para poder entablar una comunicación entre la estación terrena y el Cubesat es necesario orientar la antena para ellos se definen los ángulos de elevación y azimut. Ángulo de Elevación es el ángulo formado entre el plano horizontal local y la línea de vista entre la estación terrena y el satélite.

Donde se requiere: La latitud de la estación terrena (l), la Longitud del satélite – Longitud de la estación terrena (ΔL), la constante del radio de la Tierra (RC) que es de 6,378 Km, y la radio de la órbita (h) que es 7178Km. Ver Ecuación (4).

$$A_E = \arctan \left[\frac{\cos(l) \cos(\Delta L) - \frac{RC}{h}}{\sin(\arccos(\cos(l) \cos \Delta L))} \right] \quad (4)$$

4.5 Ángulo de Azimut

Es el ángulo medido en el sentido de las manecillas del reloj entre la línea que une la estación terrena con el norte geográfico y la proyección horizontal local de la línea máxima de radiación de la antena, que debe apuntar en la dirección hacia el satélite.

Dicho ángulo depende de la localización de la estación terrena con el Cubesat; para el ángulo azimut puede tener los siguientes valores para el ángulo: Si la estación está en el hemisferio norte y al este del satélite ($\alpha = \alpha' + 180$) o si la estación está en el hemisferio norte y al oeste del satélite ($\alpha = 180 - \alpha'$) o si la estación está en el hemisferio sur y al oeste del satélite ($\alpha = \alpha'$) y finalmente si la estación está en el hemisferio sur y al este del satélite ($\alpha = 360 - \alpha'$). Ver Ecuación (5).

$$\alpha = 180^\circ + \left[\arctan \left(\frac{\tan \left(\frac{long_{SAT} - long_E}{T} \right)}{\sin \left(\frac{lat_E}{T} \right)} \right) \right] \quad (5)$$

^{(4) (5)} Rosado Carlos. 1998. Comunicación por satélite. Geneva 20, Switzerland. Ahciet. Pág. 219-225.

4.6 Distancia entre la estación terrena y el Cubesat

El Cubesat se encuentra a una distancia aproximada de 800 Km. de la Tierra, por lo que es un requisito importante conocer la distancia real entre el satélite y las estaciones terrenas, para evitar problemas de pérdida de la señal por desvanecimientos en la recepción y transmisión, por lo que se considera en la siguiente fórmula: La distancia del centro de la Tierra al satélite (HCS), el ángulo de elevación de la antena (AE) y el radio de la Tierra (RC). Ver Ecuación (6).

$$D = \sqrt{HCS^2 + R_c^2 - [2HCS * R_c(\text{sen}(A_E - \arcsen(\frac{R_c}{HCS} * \cos A_E)))]} \text{ (km)} \quad (6)$$

4.7 Pérdida por propagación

La pérdida por propagación se calcula considerando la distancia entre la estación terrena y el satélite, para ellos se requiere la distancia entre estación terrena y satélite (D). Ver Ecuación (7).

$$L_P = 10 \log(4\pi D^2) \text{ (dBm}^2) \quad (7)$$

4.8 Formulas para el Enlace Ascendente

El enlace ascendente se considera la relación señal a ruido que corresponde a la trayectoria de la señal que sale de la estación terrena hacia el satélite, es decir en este cálculo estarán comprendidos los parámetros de la etapa transmisora de la estación terrena. Ver Ecuaciones (8), (9) y (10) respectivamente.

$$\frac{C}{N_{O_{ASC}}} = PIRE_{TX} + (G/T)_{SAT} - K - L_s - L\Delta - \mu_{ASC} \left(\frac{dB}{HZ}\right) \quad (8)$$

$$PIRE_{E/T} = DFS_{PORT} + L_P \text{ (dBw)} \quad (9)$$

$$DFS_{PORT} = DFS_{SAT} - BOI + ATP + 10 \log \left\{ \frac{1}{\text{portadoras}} \right\} \text{ (dB)} \quad (10)$$

⁽⁶⁾⁽⁷⁾ Rosado Carlos. 1998. Comunicación por satélite. Geneva 20, Switzerland. Ahciet. Pág. 112-130.

⁽⁸⁾⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾ Rivas. Mariano. 2014. Apuntes de la materia de “Enlaces satelitales” en la UAEH.

Dónde:

PIREE/T = Potencia Isotrópica radiada efectiva de la estación terrena.

(G/T)SAT = Figura de mérito de la antena receptora del satélite.

K = Es la constante de Boltzman con valor constante de -228.6 (dBJ/°K).

LS = Perdidas en el espacio libre ascendente

LΔ = Perdidas misceláneas, es la sumatoria de las perdidas atmosféricas, de apuntamiento y de polarización, su valor aproximado es de 1dB.

BOI = Back off de entrada al satélite.

DFSPORT = Densidad de flujo de saturación por portadora.

ATP = Atenuador de posición

μ = Margen de atenuación de lluvia.

4.9 Formulas para el Enlace Descendente

Para este tipo de enlace es necesario tomar en cuenta todos los factores necesarios que implican para su cálculo. Ver Ecuaciones (11), (12) y (13) respectivamente.

$$(C/N_o)_{DESC} = PIRE_{SAT} + (G/T)_{E/T} - K - L_s - \mu - L\Delta \left(\frac{dB}{Hz} \right) \quad (11)$$

$$PIRE_{SAT} = PIRE_{SATE} - BOO + 10 \log \frac{1}{\#portadoras} \text{ (dBw)} \quad (12)$$

$$(G/T)_{E/T} = G_{Rx} - 10 \log(T_s) \text{ (dB/K}^\circ) \quad (13)$$

Para:

(G/T)E/T = Figura de mérito de la estación terrena receptora.

PIRE_{SAT} = Es el valor de PIRE del satélite para el sitio receptor.

K = Constante de Boltzman.

LS = Perdidas en espacio libre.

μ - Margen de atenuación por lluvia descendente.

LΔ = Sumatoria de pérdida.

GRX = Ganancia de recepción de la antena.

TS = Temperatura de ruido del sistema.

⁽¹¹⁾⁽¹²⁾⁽¹³⁾ Rivas. Mariano. 2014. Apuntes de la materia de “Enlaces satelitales” en la UAEH.

4.10 Comprobación para la comunicación a 800km mediante la extrapolación

Para garantizar la comunicación a esa distancia, se optó por emplear un análisis de estimación donde se involucra la “extrapolación” en el sistema requiriendo conocer varios factores como lo son: La frecuencia en la que va operar y la distancia entre las tarjetas de recepción y transmisión, esto nos permitirá saber la pérdida en la trayectoria por el espacio libre en dicha distancia. Para ello el prototipo funcionará de forma real a una distancia de 0.006 Km, por consiguiente se harán los cálculos a partir de esa distancia y se empezará a extrapolar hasta llegar a la distancia aproximada de los 800km.

4.11.1 Perdidas en la trayectoria por el espacio libre

El término pérdida en el espacio libre I_{sp} simplifica la representación de la potencia recibida en función de la ganancia de las antenas transmisora y receptora. La potencia recibida en el espacio libre por una antena receptora, la cual está separada de la antena transmisora una distancia d , está dada por la ecuación de Friis. Ver Ecuación 14.

$$P_r = \frac{P_t G_t G_r \lambda^2}{(4\pi)^2 d^2 L} = \frac{(4\pi)^2 A_e}{\lambda^2} \text{ con } \lambda = \frac{c}{f} \quad (14)$$

Dónde:

P_r = Potencia recibida, en función de la separación entre el receptor y transmisor.

P_t = Potencia transmitida

G_t = Ganancia de la antena transmisora

G_r = Ganancia de la antena receptora

λ = Longitud de onda (m)

d = Es la distancia (m)

c = Constante de la velocidad de la luz 299 792 458 m/s

L = Otras pérdidas de potencia en sistema.

f = Frecuencia (Hz) = 433 Mhz = 0.433 Ghz.

Se puede expresar la ecuación de Friis como $l_{sp} = 1757 * 10^6 * f^2 * d^2$, para f se expresa en Ghz y d en kilómetros. Para convertir la pérdida en decibeles se aplica logaritmo natural en base 10 y posteriormente se multiplica por 10. Ver Ecuación 15.

$$L_{sp} = 10 \log l_{sp} = 92.45 + 20 \log(fd) \text{ dB} \quad (15)$$

⁽¹⁴⁾⁽¹⁵⁾ Rosado Carlos. 1998. Comunicación por satélite. Geneva 20, Switzerland. Ahciet. Pág. 76-77.

4.11.2 Cálculo del L_{sp} para el prototipo.

Con la ecuación de pérdida de trayectoria en el espacio libre anteriormente explicada, se garantizará la comunicación a 800km para ello se requiere hacer los cálculos de L_{sp} y ver la cantidad de dB mínimos necesarios en la tarjeta de comunicación para efectuar tal acción.

Se propuso extrapolarlo a partir de una distancia de 37.5m con una frecuencia de 0.433GHz. Los datos obtenidos se muestran en la siguiente tabla. Ver Tabla 3.

| Distancia (km) | Decibelios (dB) |
|----------------|-----------------|
| 0.0375 | 56.6604 |
| 0.075 | 62.681 |
| 0.15 | 68.7016 |
| 0.3 | 74.722 |
| 0.6 | 80.7428 |
| 1.2 | 86.7634 |
| 2.4 | 92.78 |
| 4.8 | 98.80 |
| 9.6 | 104.825 |
| 19.2 | 110.846 |
| 38.4 | 116.866 |
| 76.8 | 122.887 |
| 153.6 | 128.908 |
| 307.2 | 134.928 |
| 614.4 | 140.949 |
| 1228.8 | 146.969 |

Tabla 3. Valores obtenidos a partir de la extrapolación de 0.0375 Km

Con los resultados obtenidos se concluyó que la tarjeta de comunicación debe cumplir con la característica de tener una sensibilidad superior aproximando de 143 dB para garantizar la comunicación a 800km con una frecuencia de 433Mhz.

Una vez definido la distancia a partir del cual se realizará la extrapolación que es de 7 metros, se buscará la tarjeta de comunicación con características técnicas específicas. En el siguiente capítulo se detallará de manera más específica las tarjetas de comunicación seleccionadas para realizar la comunicación a 800km y la otra para la extrapolación.

5. TARJETA DE COMUNICACIÓN PARA LA TELEMETRÍA.

En este capítulo se explica el porqué de la selección de dos tarjetas de comunicación distintas entre sí, ya que una de ellas lo ocuparemos de forma teórica y la otra de forma práctica.

Para la selección de las tarjetas se compararon sus características técnicas como: La cantidad de decibelios necesarios para realizar la telemetría a la menor y mayor distancia, la frecuencia de operación, su sensibilidad en dB para la recepción de datos, la cantidad de potencia para la salida de la señal, la ganancia de la antena, y su precio comercial. Ver tabla comparativa 4.

| Nombre | Frecuencia [MHz] | Cantidad dB necesarios | | Distancia máxima [tarjeta m] | Sensibilidad [Recepción] | Ganancia [Antena] | Potencia [Trans.] | Precio c/u [\$] |
|-------------------|------------------|------------------------|-------------------------------|------------------------------|--------------------------|-------------------|-------------------|-----------------|
| | | Extrapolación [7m] * | Distancia del Enlace [800 km] | | | | | |
| TR21-433-5 | 433 | 41.9547 | 144.232 | >1000 | -118dBm | | +20dBm | \$3289 |
| XBEE S1 | 2400 | 56.9539 | 158.113 | 90 | -92 dBm | 1dB | 0 dBW | \$400 |
| XBEE PRO | 900 | 48.4345 | 149.594 | 2800 | -100 dBm | 1dB | 60 mW | \$965 |
| XBEE PRO 2 | 2400 | 56.9539 | 158.113 | 1600 | -100 dBm | RSMA | 63 mW | \$670 |

Tabla 4. Características de las tarjetas de comunicación

* Para realizar el cálculo de la “extrapolación” se ocupó la fórmula de Friss $[l_{sp} = 1757 * 10^6 * f^2 * d^2]$, donde la f se expresa en Ghz y la d presenta la distancia en Km; para pasarlo a unidad dimensional se tiene que aplicar log base 10 y posteriormente multiplicarlo por 10.

En la tabla 4 se calculó la cantidad de dB para poder realizar en enlace satelital a los 800km a diferentes frecuencias; para la tarjeta Radiometrix tiene una frecuencia de 0.433GHz y se necesitan 143.23 dB, mientras que para los 7 m se requieren 42.079 dB. Esto indica que la estación terrena debe generar un mínimo de potencia de 143.23dB para poder transmitir los datos.

Como no se pudo conseguir una estación terrena con esa cantidad de potencia, se prosiguió a utilizar las tarjetas de comunicación XBEE, su sensibilidad, frecuencia y distancia de transmisión son muy bajas, pero para los fines prácticos por los cuales se está elaborando esta tesis, son muy útiles para mostrar la extrapolación a 7m.

Cabe recalcar que con la tarjeta Radiometrix es útil para distancias mayores a 1Km, y su cantidad de potencia necesaria para ello es mucho menor que utilizar cualquier tipo de XBEE, pero su costo radica en £112 c/u, pero como son necesarios 2 el costo total sería \$6580^{xiv} (sin costos de envío), este precio ha aumentado por la devaluación de nuestra moneda ante otras divisas, por lo que se optó por la tecnología XBEE.

5.1 Tarjeta de comunicación Radiometrix TR2I-433-5

Se seleccionó este dispositivo^{xv} (ver Figura 11), porque su sensibilidad de recepción alcanza la cantidad máxima de -118dBm el cual es factible colocarlo en un telepuerto ya que no requerirá mucha potencia para realizar los enlaces de subida así como de bajada a 800Km, este hecho se demostrará en los cálculos realizados.

El fabricante afirma que esta tarjeta de comunicación se puede ocupar en diferentes aplicaciones relacionadas con el telecomando, telemetría, control remoto y seguridad.

Las características técnicas son las siguientes:

- Puede operar con frecuencias entre los 458.5 – 459.1 o 433.05-434.79 Mhz.
- Puede llegar a tener 128 canales para la transmisión utilizando la frecuencia de 433Mhz.
- Se comunica vía R232.
- Su potencia de transmisión es +20dB.
- Requiere una alimentación entre 4.6V a 16V.
- Tiene un ancho de banda de 5kps.
- Su tamaño es de 59 × 38 × 10mm.

A continuación se muestra la tarjeta.



Figura 11. Tarjeta de comunicación Radiometrix TR2I-458-5 ^{xi}

En el siguiente apartado 5.1.1 se muestra los cálculos necesarios si se ocupará la tarjeta Radiometrix

^{xi} s.a. s.f. Recuperado en <http://www.radiometrix.com/files/additional/TR2I-458-5.jpg>

5.1.1 Cálculo de Enlace Satelital

Para la realización de los cálculos de enlace satelital de subida como de bajada se tuvieron que dar por hecho: La correcta funcionalidad del telepuerto cuya potencia permitiera comunicarse con un satélite real a través de la ganancia de sus antenas anteponiendo la tarjeta de comunicación Radiometrix aumentando así la sensibilidad de recepción y la potencia de transmisión, aunque dicho satélite de igual forma no fue real solo se me proporcionaron datos importantes (ver tabla 5) para la realización de la telemetría por parte del EUTELSAT lanzado hace varios años atrás.

| Parámetros de enlace | Ascendente | Descendente |
|---|------------------------|-----------------------------------|
| PIRE del Transmisor | 21.5 dBW | 6 dBW |
| Distancia mínima | 800 km | 800 km |
| Distancia máxima | 1362.7 Km | 1362.7 Km |
| Frecuencia Portadora (rango de la tarjeta es de 433.05 – 434.79) | 433.70 MHz | 434.40 MHz |
| Ganancia de antena Trasmisora | 11.5 dBi | 3 dBi |
| Perdidas por distancia Max. | 127.5 dB | 136.2 dB |
| Perdidas por distancia Min. | 122.7 dB | 131.3 dB |
| Perdidas varias | 3 dB | 3 dB |
| Ganancia de Antena Receptora | 2 dBi | 14 dBi |
| Constante | Nombre | Valor |
| c | Velocidad de la luz | 299,792,458 m/s |
| T | Temperatura ambiente | 298 °K |
| k | Constante de Boltzmann | 1.3805488 x 10 ⁻²³ J/K |

Tabla 5. Tabla de requerimientos para realizar enlace

5.1.1.1 Cálculo de enlace satelital up (de subida) distancia mínima

Para este cálculo se requiere la siguiente formula:

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = PIRE_{sat} (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi f_u d_u}{c}\right) + \frac{G_u}{T_u} \left(\frac{dB}{K}\right) - 10 \log(k) - 10 \log(B) - BO_I (dB) - L (dB)$$

De acuerdo a los datos de la tabla 5. se prosigue a sustituir los datos.

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 21.5 (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi * 433.7 * 10^6 Hz * 800 * 10^3 m}{299,792,458 \frac{m}{s}}\right) + \frac{11.5}{298} \left(\frac{dB}{^\circ K}\right) - 10 \log\left(1.3805488 * \frac{10^{-23} J}{K}\right) - 0 - 0 - 122.7 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 21.5 (dBW) - 143.2533 - 13.2421 + 228.5996 - 122.7 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = -32.0958$$

5.1.1.2 Cálculo de enlace satelital up (de subida) distancia máxima

Para este cálculo se requiere la siguiente formula:

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = PIRE_{sat} (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi f_u d_u}{c}\right) + \frac{G_u}{T_u} \left(\frac{dB}{K}\right) - 10 \log(k) - 10 \log(B) - BO_I (dB) - L (dB)$$

De acuerdo a los datos de la tabla 5. se prosigue a sustituir los datos.

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 21.5 (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi * 433.7 * 10^6 Hz * 1362.7 * 10^3 m}{299,792,458 \frac{m}{s}}\right) + \frac{11.5}{298} \left(\frac{dB}{^\circ K}\right) - 10 \log\left(1.3805488 * \frac{10^{-23} J}{K}\right) - 0 - 0 - 127.5 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 21.5 (dBW) - 147.88 - 13.2421 + 228.5996 - 127.5 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = -41.5225$$

$$* 298^\circ K = 10 \log(298) = 24.7421; \therefore \frac{11.5}{298} \left(\frac{dB}{^\circ K}\right) = 11.5 - 24.7421 = -13.2421$$

5.1.1.3 Cálculo de enlace satelital down (de bajada) distancia mínima

$$\left(\frac{C}{N}\right)_d = PIRE_{s,sat} (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi f_d d_d}{c}\right) + \frac{G}{T} \left(\frac{dB}{K}\right) - 10 \log(k) - 10 \log(B) - BO_o (dB) - L' (dB)$$

De acuerdo a los datos de la tabla 5. se prosigue a sustituir los datos.

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 6 (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi * 434.4 * 10^6 Hz * 800 * 10^3 m}{299,792,458 \frac{m}{s}}\right) + \frac{14}{298} \left(\frac{dB}{^\circ K}\right) - 10 \log\left(1.3805488 * \frac{10^{-23} J}{K}\right) - 0 - 0 - 131.3 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 6 (dBW) - 143.2674 - 10.7421 + 228.5996 - 131.3 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = -53.7099$$

5.1.1.4 Cálculo de enlace satelital down (de bajada) distancia máxima

$$\left(\frac{C}{N}\right)_d = PIRE_{s,sat} (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi f_d d_d}{c}\right) + \frac{G}{T} \left(\frac{dB}{K}\right) - 10 \log(k) - 10 \log(B) - BO_o (dB) - L' (dB)$$

De acuerdo a los datos de la tabla 5. se prosigue a sustituir los datos.

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 6 (dBW) - 20 \log\left(\frac{4\pi * 434.4 * 10^6 Hz * 1362.7 * 10^3 m}{299,792,458 \frac{m}{s}}\right) + \frac{14}{298} \left(\frac{dB}{^\circ K}\right) - 10 \log\left(1.3805488 * \frac{10^{-23} J}{K}\right) - 0 - 0 - 136.2 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = 6 (dBW) - 147.894 - 10.7421 + 228.5996 - 136.2 (dB) - 3 (dB)$$

$$\left(\frac{C}{N}\right)_u = -63.2365$$

$$* 298^\circ K = 10 \log(298) = 24.7421; \therefore \frac{14}{298} \left(\frac{dB}{^\circ K}\right) = 14 - 24.7421 = -10.7421$$

$$\text{Extras: } ** 10 \log\left(1.3805488 * \frac{10^{-23} J}{K}\right) = -228.5996$$

5.2 Tarjeta de comunicación XBEE S1

La tarjeta de comunicación seleccionada para comunicar y realizar la extrapolación a partir de 7 metros será XBEE S1^{xvi} ver Figura 12, aunque su potencia como su sensibilidad son muy bajas es suficiente para comunicarse a esa distancia razonable ya que su máximo alcance es de 90m. Con este dispositivo se reduce el costo de la comunicación en un 88%, aunque aumenta la cantidad de dB en un 36%. La tecnología XBEE se ocupa para proyectos escolares como la construcción de los CANSAT's, en la industria, la automatización de algunos procesos en los hogares entre otros.



Figura 12. Tarjeta de comunicación XBEE S1 ^{xii}

Las características técnicas son las siguientes:

- Requiere una alimentación de 2.8V – 3.4V
- Para poder transmitir datos requiere 3.3V con 45mA.
- Para recibir datos consume 3.3V y 50mA de corriente.
- Mide 2.438 × 2.761cm
- Opera con temperaturas entre -40 a 85°C.

En el siguiente subcapítulo 5.2.1 se muestran los cálculos para realizar la extrapolación con un dispositivo llamado XBEE, ya que la distancia de comunicación es muy corta y no es necesario realizar cálculos de enlace satelital de subida o de bajada por lo que se prosiguió por realizar el cálculo de pérdidas en el espacio libre.

5.2.1 Cálculo de enlace satelital del sistema híbrido utilizando XBEE S1

El comportamiento físico, la potencia, las posibles pérdidas en el ambiente, la ganancia de las antenas, etc., son muy diferentes entre sí, cuando la distancia para realizar la telemetría prácticamente es muy larga (800Km) o muy corta (7m o 0.007 Km), este dispositivo se ocupará en una distancia de 7 metros para realizar la extrapolación.

Las fórmulas para realizar los cálculos de enlace satelital de subida como de bajada provienen de la siguiente Ecuación (16).

$$L_S = 20 \log \left[\frac{4\pi f d}{c} \right] (dB) \quad (16)$$

Se tiene que $f = 433 * 10^6 Hz$, $d = 6m$ & $c = 299792548m/s$, con ello:

$$L_S = 20 \log \left[\frac{4\pi(433 * 10^6 Hz)(6m)}{299792548m/s} \right] = \mathbf{40.74 dB}$$

^{xii} s.a. s.f. Recuperado en <http://www.digi.com/products/xbee-rf-solutions/modules/xbee-series1-module/>

⁽¹⁶⁾ Rosado Carlos. 1998. Comunicación por satélite. Geneva 20, Switzerland. Ahciet. Pág. 77

EL XBEE S1 no tiene PIRE solo se tomó en cuenta la ganancia de la antena que es de 1.5dBi, básicamente un alambre ya que su potencia de transmisión es de 0dB = 1dBW. Este es el valor el cual se deberá ver en el analizador de espectros de forma práctica.

Con los cálculos previos nos permite obtener la cantidad de dB necesarios bajo ciertos supuestos para la tarjeta Radiometrix mientras que para el Xbee es viable realizar y mostrar la “extrapolación”, con ello en el siguiente capítulo se enfocará en el desarrollo de hardware y software del sistema híbrido.

6. DESARROLLO DEL PROTOTIPO HÍBRIDO SATELITAL.

En el pasado verano de este año, se asistió a un curso llamado “Construcción de un CANSAT”, impartida en las instalaciones de la Sociedad Astronómica de México y supervisada por la Agencia Espacial Mexicana.

La misión del curso fue construir un CANSAT con los materiales proporcionados por el Sociedad Astronómica de México con las especificaciones y requerimientos técnicos, para ello se utilizó tecnología XBEE, Arduino, ISIS- PROTEUS, Law View, NI-VISA, entre otros.

En dicho curso se aprendió de forma muy básica pero práctica algunas de las funcionalidades, componentes, construcción e implementación de un CANSAT.

La palabra CANSAT proviene de la palabra CAN = Lata y SAT = satélite. Con esta forma permite ver, aprender y entender la funcionalidad un satélite pero de un tamaño sumamente pequeño, esta modalidad de estudiar la tecnología espacial ha sido aptada por varias Universidades del mundo, creando así concursos, retos, innovaciones, etc. en el ámbito espacial.

Independientemente de realizar una lectura de la temperatura y de justificar por qué la falta de un sensor para medir el nivel de combustible, se optó por mostrar dichas variables en un medio más cercano a la realidad espacial y eso es mostrarlo en un CANSAT.

En este aprendizaje se analizaron otras variables físicas como la presión atmosférica, el nivel de batería, la temperatura interna como externa del CANSAT, medición de altura, computadora de

vuelo de una forma muy básica y un sensor ultrasónico. En los siguientes apartados se explicará con más detalle estos dispositivos electrónicos.

6.1 Funcionamiento general del Sistema

La primera parte se enfocará a demostrar la extrapolación para garantizar la comunicación a 800km a partir de una distancia de 7m lo cual es una distancia razonable y demostrable. La selección de esa distancia se debe a los cálculos previos relacionado con “la pérdida en la trayectoria por el espacio libre” ver sección 4.11.2. Aunque no se pudo utilizar la tarjeta Radiometrix por cuestiones económicas lo importante es realizar la comunicación y verificar el funcionamiento del hardware y del sistema en general a partir de los 7 metros.

La segunda parte se enfocará a la emulación del sistema satelital, para ello el usuario vera las variables la lectura de los sensores de temperatura, presión, distancia, etc. Al final podrá guardar esos datos en un archivo .txt. Este sistema usará Xbee- S1 para él envío de datos, un nano Arduino con el microprocesador ATMEL328 ocupado en ARDUSAT, un sensor TMP102 para la medición de temperatura, un BMP180 para la Presión y una segunda lectura de temperatura y un sensor ultrasónico para medir la distancia desde el suelo.

El límite de comunicación estará proporcionada por la característica técnica de los XBEE así como la ganancia de la antena. Para observar la gráfica en el programa se seleccionará un puerto COM y se dará “play” para inicializar la lectura continua de las variables físicas, para realizar la interfaz gráfica se ocupó el software de LabView. A continuación se muestra el esquema general del sistema en la Figura 22.

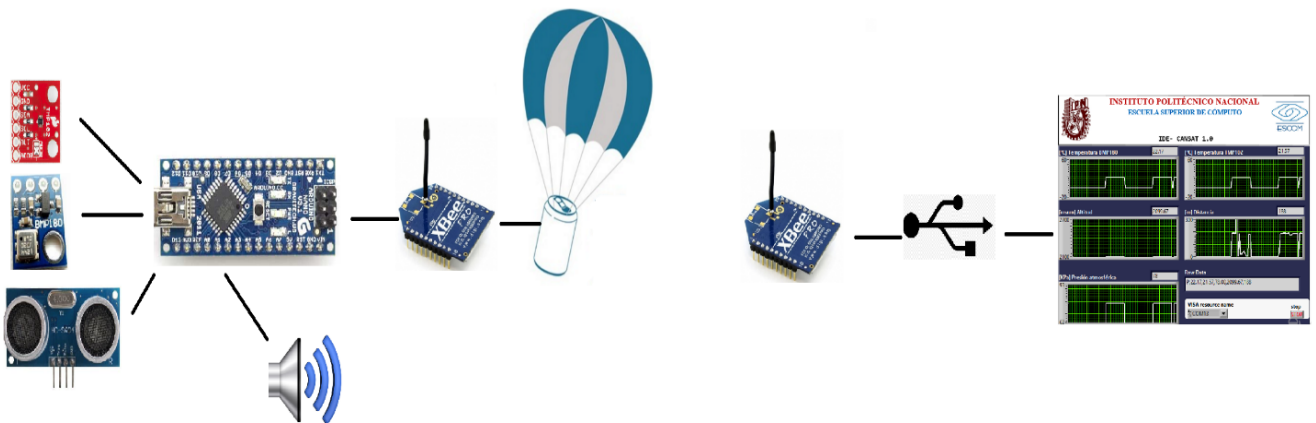


Figura 13. Esquema general del prototipo satelital

6.1.1 Sensor de temperatura TMP102

El TMP102^{xvii} es un sensor de temperatura digital que se ocupó en el CUBESAT llamado ARDUSAT^{xviii} en el cual cumplió satisfactoriamente su misión en el 2012. Dicho sensor ofrece una precisión de $\pm 0.5^{\circ}\text{C}$ sin necesidad de una calibración externa. Contiene un ADC de 12-bits que ofrece una resolución de 0.0625°C . Mide $1.6\text{mm} \times 1.6\text{mm}$, es compatible con el interfaz I2C y tiene una función de alerta a través del SMBus.

El voltaje de operación está entre los 1.4V a 3.6 V con un uso de corriente de 10uA a 1uA. Funciona a temperatura ambiente entre -40°C a 125°C , el SCL es un reloj serial. El TMP102 opera solo como “esclavo” con el formato I2C, para el SDA y el SCL tiene integrado el trigger de Schmit para minimizar los efectos de picos en la entrada y ruido en el Bus, soporta una transmisión de 1Khz a 2.85MHz, todos los datos son transmitidos primero por el (BMS), ver Fig.13

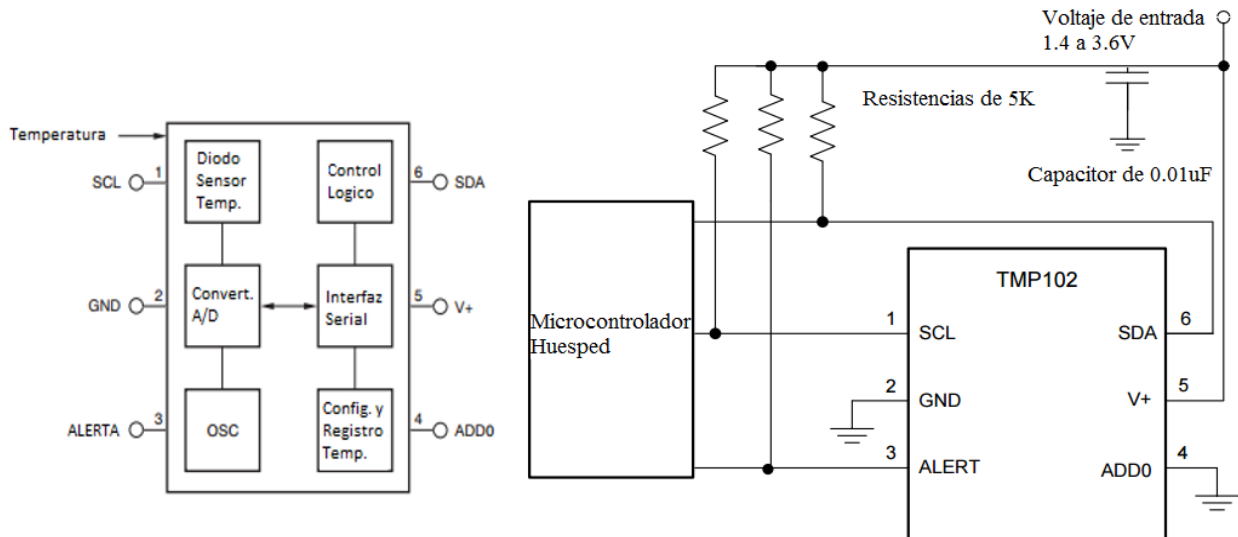


Figura 14. Diagrama a bloques (izq.) y Diagrama esquemático (der.)^{xiii}

6.1.1.1 Lectura de temperatura

Para cada lectura digital de temperatura es leído a través de los primeros 12 bits de un registro. Para cada cambio de un bit dentro del registro es igual a 0.0625°C , en cambio para una temperatura debajo de los 0°C se ocupan el 13vo bit que es el bit más significativo (BMS).

^{xiii} Texas Instruments. 2008. Recuperado en: <https://www.sparkfun.com/datasheets/Sensors/Temperature/tmp102.pdf>

Para convertir un valor positivo de temperatura a un formato digital primero se divide la temperatura entre la resolución que es de 0.0625°C posteriormente se convierte el resultado a un código binario de 12 bits (BMS=0 que denota el valor positivo).

$$\text{Ej: } 0011\ 0010\ 0000 = 320\text{h} = 800 \times (0.0625^{\circ}\text{C} / \text{LSB}) = 50^{\circ}\text{C}$$

Para un valor negativo se toma el valor absoluto de la temperatura los últimos 12 bits (BMS = 1), se aplica el complemento y finalmente se le suma uno.

$$\text{Ej: } (|-25^{\circ}\text{C}|) / (0.0625^{\circ}\text{C} / \text{LSB}) = 400 = 190\text{h} = 0001\ 1001\ 0000$$

$$\text{Formato de dos complementos: } 1110\ 0110\ 1111 + 1 = 1110\ 0111\ 0000$$

A continuación se muestra valores ejemplo en la Tabla 6.

| TEMPERATURE (°C) | DIGITAL OUTPUT (BINARY) | HEX | TEMPERATURE (°C) | DIGITAL OUTPUT (BINARY) | HEX |
|------------------|-------------------------|-----|------------------|-------------------------|------|
| 128 | 0111 1111 1111 | 7FF | 150 | 0 1001 0110 0000 | 0960 |
| 127.9375 | 0111 1111 1111 | 7FF | 128 | 0 1000 0000 0000 | 0800 |
| 100 | 0110 0100 0000 | 640 | 127.9375 | 0 0111 1111 1111 | 07FF |
| 80 | 0101 0000 0000 | 500 | 100 | 0 0110 0100 0000 | 0640 |
| 75 | 0100 1011 0000 | 4B0 | 80 | 0 0101 0000 0000 | 0500 |
| 50 | 0011 0010 0000 | 320 | 75 | 0 0100 1011 0000 | 04B0 |
| 25 | 0001 1001 0000 | 190 | 50 | 0 0011 0010 0000 | 0320 |
| 0.25 | 0000 0000 0100 | 004 | 25 | 0 0001 1001 0000 | 0190 |
| 0 | 0000 0000 0000 | 000 | 0.25 | 0 0000 0000 0100 | 0004 |
| -0.25 | 1111 1111 1100 | FFC | 0 | 0 0000 0000 0000 | 0000 |
| -25 | 1110 0111 0000 | E70 | -0.25 | 1 1111 1111 1100 | 1FFC |
| -55 | 1100 1001 0000 | C90 | -25 | 1 1110 0111 0000 | 1E70 |
| | | | -55 | 1 1100 1001 0000 | 1C90 |

Tabla 6. Formato de Datos para 12-bits (izq.), Formato de Datos para 13-bits (der.)

6.1.2 Sensor de presión BMP180

El dispositivo BMP180 ^{xix} es un sensor digital de presión, son ocupados como indicador de velocidad vertical, pronóstico del tiempo, mejora al GPS de la navegación entre otros.

Tiene una sensibilidad de 0.01hPa y 0.1 para la temperatura por cada 4ms de lectura además ocupa la tecnología de piezo-resistivo y son operables bajo una temperatura de -40°C a 65°C .

Sus características técnicas son las siguientes:

- Tiene un rango de presión de 300 – 1100hPa (+9000 a -500 con respecto al nivel del mar)
- Requiere una alimentación de voltaje de 1.8V o 1.62V a 3.6V y con mínimo de corriente de 5uA hasta 1A.
- Sus medidas son 3.6mm × 3.8mmn.
- Interface I2C.

Al comienzo el BMP102 manda una secuencia de las mediciones de temperatura en °C y la presión en hPa a UT (datos de temperatura con 16 bits) y a UP (datos de presión de 16 a 19 bits) respectivamente vía I2C, posteriormente se convierte el valor de la medición física en un valor binario. Para ello se realizaron 120 lecturas durante un segundo. Ver diagrama de la Figura 14.

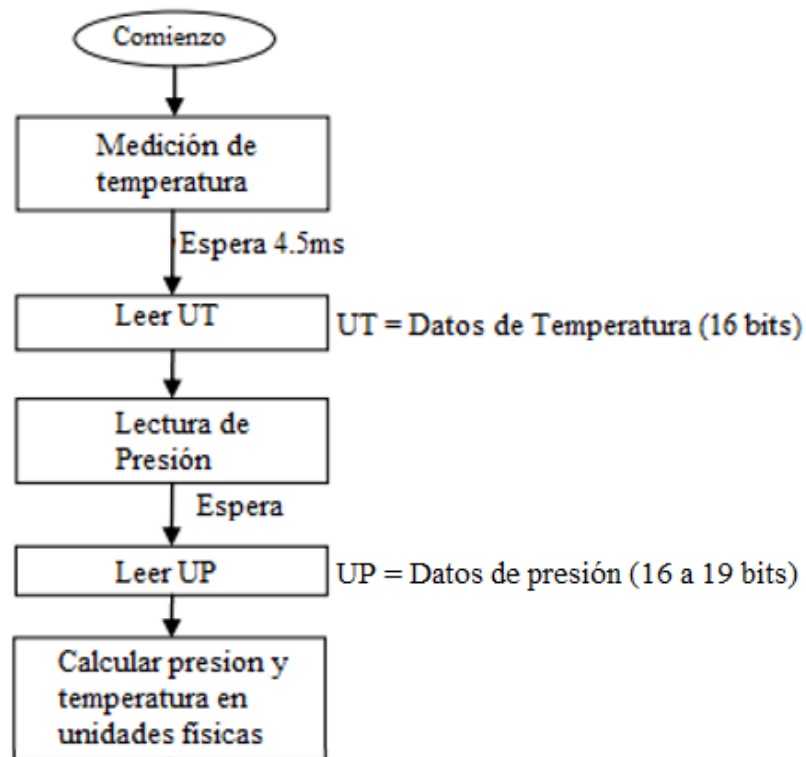


Figura 15. Diagrama de flujo del funcionamiento del sensor BMP180 ^{xiv}

^{xiv} Bosh. May 7 2015. Recuperado en: <https://ae-bst.resource.bosch.com/media/products/dokumente/bmp180/>

6.1.2.1 Típica aplicación del BMP180

En la siguiente Figura 15 se muestra la configuración electrónica así como los componentes principales del sensor BMP180 para ello se requieren 2 resistencias de 4.7 KΩ, dos capacitores cerámicos de 100nF, una alimentación de voltaje entre los 1.8 – 3.6 V. El componente electrónico BMP180 tiene una EEPROM, una unidad de control, así como un convertidor analógico digital y el sensor de forma física, contiene las salidas para que se comunique con algún microcontrolador que soporte la comunicación I2C, para finalmente mostrar dichos datos en un display.

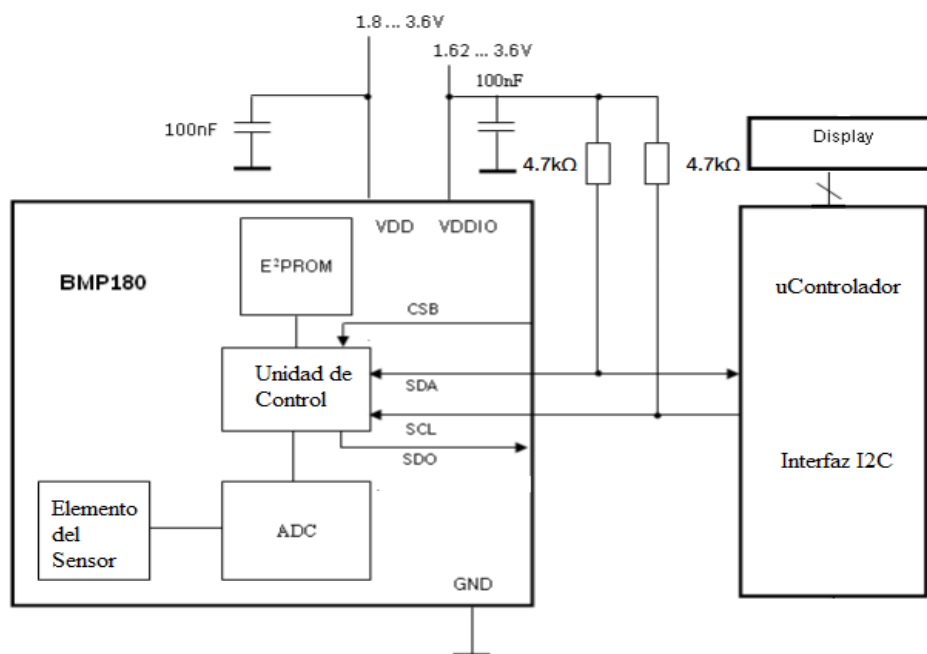


Figura 16. Diagrama electrónico para la conexión del sensor ^{xv}

6.1.2.1 Cálculo de Altitud

Sea p la medición de presión y p_0 la presión conforme al nivel del mar, la altitud se calcula con la siguiente fórmula barométrica internacional:

$$\text{altitud} = 44330 * \left(1 - \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{5.255}} \right) \quad (17)$$

^{xv, (17)} Bosh. May 7 2015. Recuperado en: <https://ae-bst.resource.bosch.com/media/products/dokumente/bmp180/>

En otras palabras por cada cambio de 1hPa corresponde 8.43 al nivel del mar ver la Figura 16.

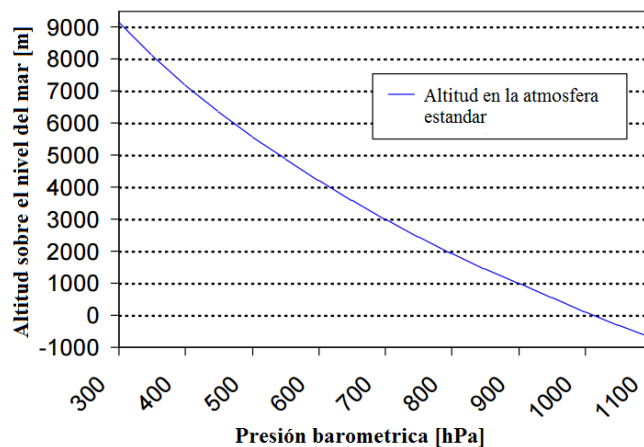


Figura 17. Gráfica de presión barométrica ^{xvi}

6.1.3 Sensor Ultrasónico HC-SR04

El módulo HC-SR04 [xx] provee un rango de medición entre los 2cm a 400 cm [no-contacto], el rango de presión puede alcanzar los 0.3cm, este módulo incluye los transmisores ultrasónicos, y el circuito de control- recepción.

Este dispositivo requiere 5V de alimentación, 15mA de corriente, una frecuencia de 40Hz y un pulso de entrada [Trigger] y lanza un pulso [Echo] de salida. Solo tiene un ángulo de medición de 30 grados.

Para que comience a medir, el Trig del SRO4 tiene que recibir un pulso alto de 5V por los últimos 10us, esto inicializa el sensor para poder transmitir una señal ultrasónica cada 8 ciclos a 40kHz y es reflejado.

Cuando el sensor detecta dicha señal, ajusta el Echo en 5V y muestra el periodo (amplitud) en proporción de la distancia. Es importante tomar en cuenta que la velocidad del sonido es 340 m/s:

$$\text{tiempo} = \text{Amplitud del pulso Echo, } e \text{ us [micro segundos]} \& \text{ Distancia en cm} = \text{Tiempo} / 58 \text{ }^{(18)}$$

^{xvi} Bosh. May 7 2015. Recuperado en: <https://ae-bst.resource.bosch.com/media/products/dokumente/bmp180/>

⁽¹⁸⁾ ElecFreaks. s.f. Recuperado en <http://www.micropik.com/PDF/HCSR04.pdf>

6.2 Diagrama esquemático del CANSAT

En la siguiente Figura 17 se muestra el diagrama esquemático del Cansat, el cual se compone de un nano Arduino versión 2.0, el sensor ultrasónico HC-SR04, el sensor TMP102, así como el sensor BMP180, una fuente regulada que va integrado una pila de 9v para así regularlo a 5, las salidas de la bocina y de un interruptor, la configuración particular del Xbee para recibir datos y por último dos leds para indicar la distancia del Cansat a la tierra.

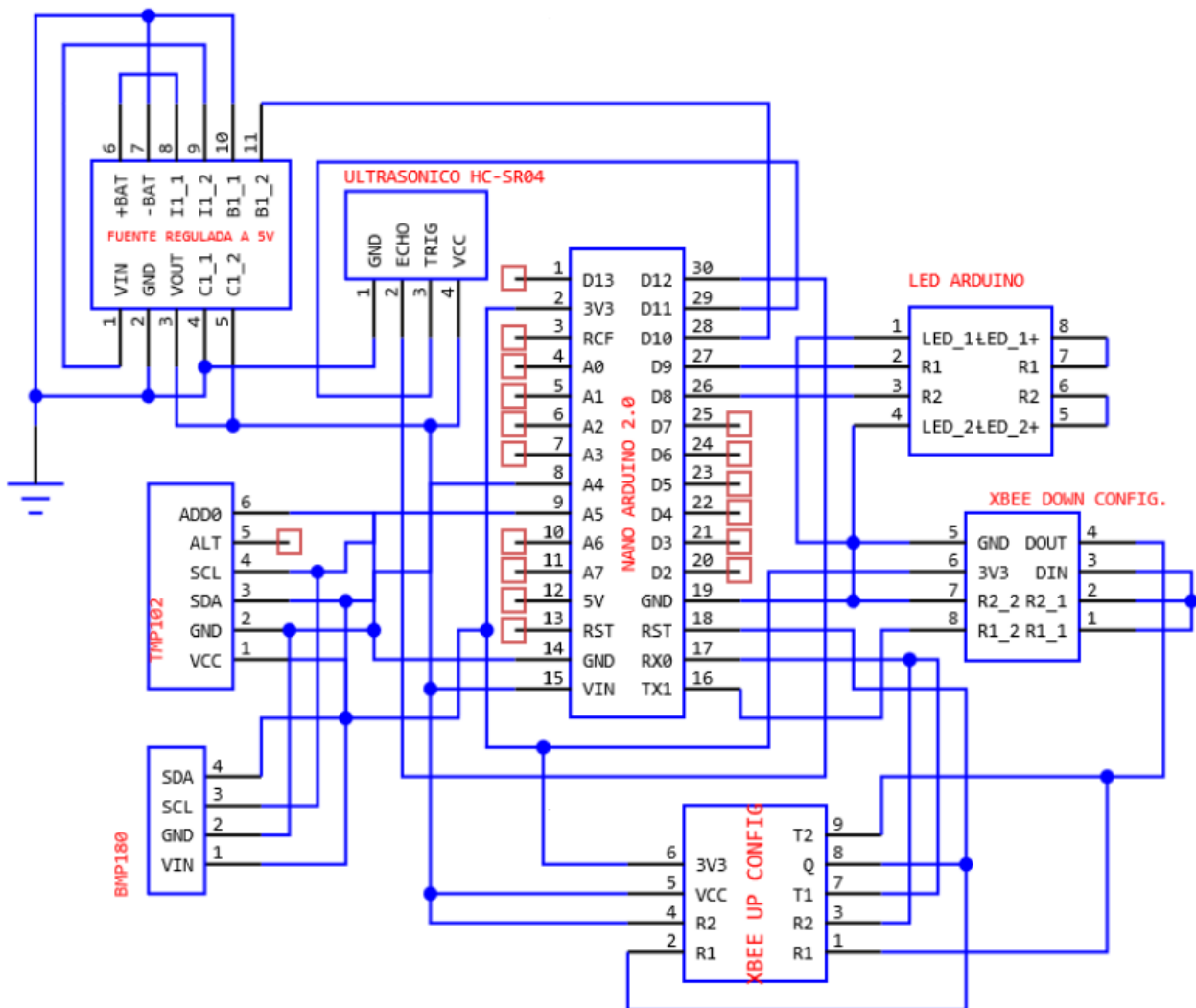


Figura 18. Diagrama esquemático del CANSAT

Datos importantes:

- Ocupa una batería de 9V, dependiendo la marca y el tipo de químico se sabrá su durabilidad, nota: La batería de Litio no se ocupa ya que por la fricción puede explotar.
- Tiene un Regulador de voltaje 7805 para convertir los 9V a 5V necesarios para la alimentación de la circuitería, requiere dos capacitores cerámicos para su correcto funcionamiento.
- Se hace un divisor de voltaje con resistencias de 3.3K y con 5.6K para que proporcione los 3.3V este valor tiene +/- 10% margen de error.
- Todos los sensores tiene como común la tierra del nano Arduino
 - El pin 15 del nano Arduino es de alimentación así como los 5V ocupados por el sensor ultrasónico.
 - Para el sensor ultrasónico requiere una entrada digital (pin 12) y una salida digital (pin 11)
 - Es importante recalcar que el Arduino cuenta con el protocolo 12C de forma estándar se encuentran en los pines 8 y 9 que son salidas analógicas pero son también SDA y SDL respectivamente los cuales se ocupan para realizar lectura con otros dispositivos que tengan este protocolo.
 - En los pines 8 y 9 se conectan el SDA y SDL del sensor de temperatura TEMP102 y del sensor de presión BMP180 para su posterior lectura de las variables físicas.
- EL pin 1 y 5 del TEMP102 van a tierra mientras que el pin 2 es el “estado de alerta”.
- Para la comunicación se ocupó un XBEE S1 lo cual tiene solo un alcance de 80m y para su alimentación requiere 5V aunque para su Recepción de datos requiere 3,3V, ya que el Arduino arroja los 5V como salida de su transmisión se colocó aparte un divisor de voltaje y de este conectado al RX del XBEE.
- Se colocaron diferentes Jumpers ya que la placa fenólica que se realizó salió mal por lo que opte colocar estos Jumpers para su fácil conexión entre los dispositivos.

6.3 Diagrama del PCB

Al terminar hacer el diagrama eléctrico se continuo con el PCB colocando los componentes dentro de una tarjeta con dimensiones de de 4.8 cm de ancho por 9 cm de largo cumpliendo con la gran problemática de que cupiera dentro de una lata de refresco. Además los orificios son del grueso menor a 0.1 pulgadas. Como se podrá observar en la Figura 18, se tiene todo bien distribuido para conectar los cables y dispositivos electrónicos correspondientes.

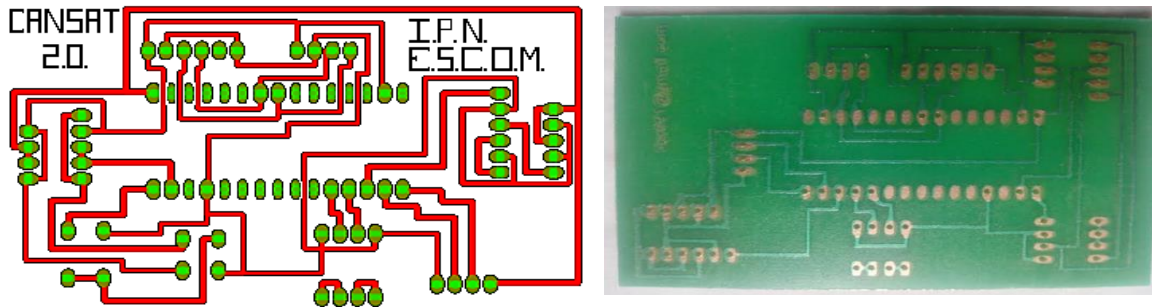


Figura 19. Diagrama del PCB (izq.) y placa finalizada (der.)

6.4 Colocación de elementos

Se puede observar en la Figura 19. La colocación de los sensores de temperatura, presión, ultrasónico, el regulador 7805, varias resistencias así como cables que va a ir conectados al XBEE, a sensor ultrasónico, los leds, el interruptor, la pila de 9V y a las bocinas. También se forro de un plástico al interior de la lata para evitar así un posible corto circuito ya que es conductor el aluminio, al no contar con la herramienta necesaria para manipular el aluminio se optó por hacer la tapa de cartón. Finalmente para evitar que siempre estuviera encendido se colocó un dip-switch para encender el instrumento e iniciar el recibimiento de datos vía Xbee.

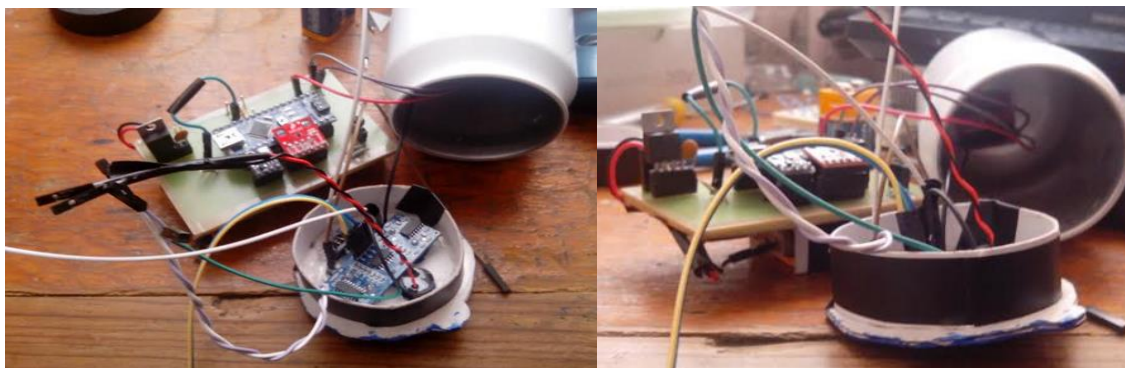


Figura 20. Colocación de los dispositivos electrónicos

6.5 Armado físico del Cansat 2.0

Primeramente se optó por colocar el XBEE en la parte inferior de la lata y fijarlo bien, con la atención de que la antena estuviera fuera de la lata. Posteriormente se colocó el circuito del PCB con los elementos soldados y probados debajo de esa placa esta la batería de 9V, y finalmente se coloca la tapa donde están los interruptores, el sensor ultrasónico, la bocina y dos leds que indican la lejanía o cercanía del Cansat con respecto al suelo ver Figura 20.



Figura 21. Armado final del CANSAT

6.6 Prueba de envío de datos

Al momento de encender el interruptor que permite alimentar toda la circuitería interna y prender y apagar el segundo interruptor dos veces, para que inicialice la comunicación y enviar los datos del CANSAT 2.0 a la computadora se puede observar las mediciones de dichas variables como la temperatura, presión, altura, acercamiento o alejamiento del CANSAT con respecto al suelo a través del IDE de Arduino.

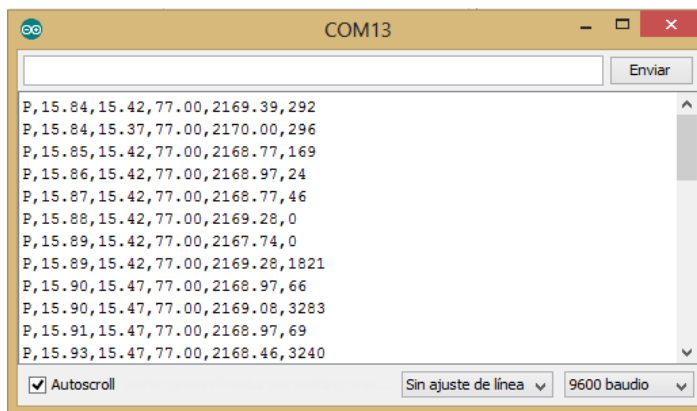


Figura 22. Comunicación de los XBEE

Una vez finalizado las pruebas en el circuito impreso así como visualizar las tramas de información de los sensores en el IDE de Arduino y la colocación de los dispositivos electrónicos dentro del CANSAT se prosigue con el desarrollo y análisis del software explicado en el siguiente capítulo.

7. ANÁLISIS DEL SOFTWARE

7.1 Análisis de Requerimientos

El presente documento tiene como objetivo presentar una información homogénea de los requerimientos del sistema, presentándolos en lenguaje natural para el óptimo entendimiento de las partes, además de fungir como contrato entre el 'cliente' y el 'desarrollador' para poder desarrollar las características del sistema.

7.1.1 Requerimientos Funcionales

Se tiene que dichos requerimientos funcionales están enfocados a la parte del Software como del Hardware para realizar la funcionalidad correspondiente...

- **RF1:** El sistema deberá la temperatura interna del satélite así como su nivel de combustible.
- **RF2:** El sistema mostrará las lecturas obtenidas por los sensores para que el usuario pueda visualizarlo a través de gráficas.
- **RF3:** El sistema validara la comunicación tomando como referencia los cálculos previamente realizados por un experto en telecomunicaciones.
- **RF4:** El sistema avisará al usuario si es posible entablar la comunicación para realizar las lecturas.
- **RF5:** A través de un botón de acción se realizará la comunicación entre la tarjeta de comunicación del Cubesat y la antena terrestre.
- **RF6:** El sistema guardará los datos en un archivo .txt para su posterior análisis.
- **RF7:** El sistema del Hardware tendrá un sistema de alerta cuando el valor promedio de temperatura o escases de combustible sea la no deseada.

7.1.2 Requerimientos No Funcionales

7.1.2.1 Atributos de calidad del sistema

- **RNF1:** El sistema estará disponible en la mayor parte del tiempo siempre y cuando las variables físicas y la posición del Cubesat lo permitan.
- **RNF2:** La estructura del hardware como del software deberán permitir la escalabilidad a la medición de otros Cubesats además de aumentar el número de peticiones terrestres de diferentes partes.
- **RNF3:** El sistema deberá mostrar diferentes mensajes de error o de alerta.
- **RNF4:** El sistema deberá ser de fácil uso y eficiente para un usuario experto en el tema.
- **RNF5:** El sistema deberá contar con una etapa de pruebas y validación de las mismas para su correcto funcionamiento.
- **RNF6:** Todo el sistema deberá estar documentado para solucionar las posibles fallas técnicas.
- **RNF7:** El sistema validará los datos de acuerdo a los campos de información correspondiente.
- **RNF8:** La instalación del sistema en base terrestre deberá ser sencilla de acuerdo a las características correspondientes.

7.2 Análisis de Viabilidad

Estudiar los medios por el cual este prototipo podrá ser viable así como ver las ventajas del desarrollo, se tiene que tomar en cuenta diferentes puntos para cumplir los objetivos propuestos. Entre los cuales se encuentran la viabilidad técnica, viabilidad económica, y otras.

7.2.1 Viabilidad Técnica

Para este prototipo es difícil trabajar o realizar comunicación con satélites reales ya que estos en la mayoría se encuentran en poder de industrias particulares o del ejército pero esto no es limitante para desarrollar tecnología espacial que el país necesita. Para ello se optó por la realización de un prototipo para estos fines con lo que lleva revisar su viabilidad software y hardware.

7.2.2 Viabilidad del Software

Para el desarrollo se necesitan los siguientes programas para el desarrollo del Cansat:

- **IDE- ARDUINO:** Este programa permitirá programar de una forma directa al microcontrolador ATME328 con lenguaje C, ensamblador o con las palabras reservadas de este IDE. Este dispositivo se encuentra en una placa llamada “Nano Arduino 2.0”. se comunica vía USB para su programación permitiendo ver la información en una ventana específica de lectura. En la web existe mucha información por parte del fabricante, blogs o aficionados a la electrónica.
- **Eagle:** Este programa está enfocado a la realización y simulación de circuitos electrónicos, además varios dispositivos electrónicos del mercado utilizan este software para realizar sus diagramas electrónicos. Con este software se prevé crear un circuito electrónico general propio, realizar pruebas de simulación para posteriormente plasmarlo en PCB. Este cuenta con un algoritmo de auto ruteo para trazar las líneas de conexión para los dispositivos.
- **XCTU:** Es un software desarrollado por la compañía “digi”, el cual permite programar sus características generales de los Xbee como lo son: Cantidad de baudios, el número de bits a transmitir, paridad, control de flujo, nombre del dispositivo dentro de la red, número de veces que se envía los datos por determinado tiempo, etc.
- **LabView:** Es un software enfocado para la ingeniería, aquí se puede encontrar varios módulos útiles para la programación o realización de un nuevo proyecto, además de mostrar los datos obtenidos de una forma gráfica y su soporte con Windows 8.
- **NI-VISA:** Es una librería intermediaria ocupado por Lab-View para el reconocimiento, lectura e interpretación de los datos a través de un puerto.

7.2.3 Viabilidad del Hardware

Para la mayoría de los componentes electrónicos que se utilizaran para el desarrollo del hardware serán importados con el riesgo que sean retenidos en la frontera además de que aumente el precio de acuerdo al cambio de dólar – peso.

- **Tarjeta de comunicación XBEE-S1:** Esta tarjeta de comunicación es muy popular entre la comunidad universitaria ya que al ser emisora y receptora de datos se vuelve muy útil para la lectura de variables físicas a una distancia relativamente lejana su costo es de \$400 por cada uno y ocupan el XCTU para ser programados.
- **Sensor de temperatura Tmp180:** El costo de este sensor fue de \$250, es relativamente barato para ser ocupado en un Cubesat llamado ArduSat lanzado al espacio, en un elemento muy pequeño y requiere una configuración electrónica específica. Tiene una precisión hasta milésimas para su lectura.
- **Sensor de presión atmosférica y temperatura Bmp180:** Este sensor costo \$250, lee la presión atmosférica y la temperatura en forma digital con una precisión de centésimas y decimas respectivamente, igualmente es un elemento muy pequeño.
- **Nano Arduino 2.0:** Este dispositivo tiene un costo de \$400, ya que es original y usa el IDE-ARDUINO con un microcontrolador ATMEGA328, se compone de un miniUSB, pines para la comunicación I2C, 8 pines para ser entradas y otros 10 pines para ser salidas, un ADC, etc.
- **Otros:** Aquí entra la utilización de herramientas para la elaboración del PCB del diagrama electrónico para ello se ocupó, un cautín, taladro, soldadura, pasta, brocas, cloruro férrico, alcohol, etc. Para el Cansat se requirió una lata, un plástico aislante, cables de conexión, una batería, etc. Todo esto tuvo un costo de \$800.
- **Antena:** Viene complementada con el Xbee S1 básicamente es un alambre de 3 cm, lo cual provoca poca ganancia y potencia.

7.3 Análisis de Riesgos

A continuación se mostrarán los valores de impacto.

| Valores de Impacto | | |
|--------------------|---------------------|---|
| ID | Impacto | Descripción |
| 4 | Catastrófico | No funciona el Sistema, el daño es irremediable. |
| 3 | Crítico | Sistema podría dejar de funcionar, pero el daño puede corregirse. |
| 2 | Marginal | El sistema tiene alguna falla pero no corre peligro, el daño puede corregirse fácilmente. |
| 1 | Despreciable | El sistema no corre peligro. |

Tabla 7. Valores de impacto

En la siguiente tabla se mostrará las categorías generales de tipo de Riesgo:

| Categorías Generales de Tipo de Riesgo | | |
|---|------------------------------|---|
| ID | Categoría | Descripción |
| RPR | Riesgos de Producto | Los riesgos del producto afectan la calidad o desempeño del software que se está desarrollando además es directamente proporcional al tamaño del producto medido por el número de programas, archivos, Bases de Datos ocupados o creados. |
| RN | Riesgos de Negocio | Para este sistema híbrido solo se tomará en cuenta el costo del análisis, realización e implementación del sistema. |
| RU | Riesgos de Usuario | Todo lo relacionado al Usuario final, será quién utilice el sistema, proporcionará los requerimientos, mantendrá comunicación con el equipo de desarrollo, entre otras cosas. |
| RD | Riesgos de Desarrollo | Si se cuentan con las herramientas de computacionales entre otras para el desarrollo del sistema híbrido, así como la integración entre los diferentes módulos, la consulta de la documentación técnica sea la adecuada. |
| RP | Riesgos de Personal | Se refiere a la experiencia y conocimientos del personal para el desarrollo total del sistema, así como la no deserción del personal. |
| RT | Riesgos Técnicos | Está relacionado al funcionamiento general del sistema como lo son la implementación del hardware, la interacción del usuario con la interfaz gráfica, así como diseño de pruebas y como el correcto análisis de los requerimientos. |

Tabla 8. Explicación de riesgos

El responsable para la mayoría de los riesgos será: Luis Fernando Feliciano Hernández quien será el encargado de identificar el riesgo (Probabilidad de que ocurra ese evento y sus consecuencias). Posteriormente su evaluación para así para determinar el impacto, dicho impacto puede ser en costos, en el rendimiento técnico así como en la funcionalidad. Así como la prioridad del riesgo de menos al más crítico, para finalmente realizar un plan de contingencia.

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Retraso en la entrega de componentes (RC) | |
| Tipo de Riesgo : RN/RD | Impacto: 3 |
| Descripción: Una vez efectuado la compra, que el proveedor no entregue los componentes a tiempo o en la fecha indicada. | |
| Identificación: Los componentes no lleguen el día previamente acordado. | |
| Supervisión: Acordar anteriormente con el proveedor, estar pendiente de la entrega. | |
| Gestión de plan contingencia: Dependiendo del número de días que lleva el retraso se cancelará el pedido y se solicitará el reembolso, o consultar un intermediario para la entrega inmediata. | |
| Estado Actual: Pendiente (aún no se realiza la compra). | |

Tabla 9. Retraso en la entrega de componentes

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Mal funcionamiento de los componentes o de la tarjeta (MFC) | |
| Tipo de Riesgo : RD/RT/RPR | Impacto: 3 |
| Descripción: Se encuentra utilizando y trabajando en el desarrollo del sistema de Hardware por lo cual interactuamos con los componentes y la tarjeta. | |
| Identificación: Algunos de los componentes podrían dejar de funcionar, no hace el correcta lectura de las variables físicas, no hay comunicación entre el receptor y el transmisor, está mal configurado, entre otras posibles fallas. | |
| Supervisión: Efectuar satisfactoriamente pruebas a cada etapa del desarrollo del Hardware | |
| Gestión de plan contingencia: Se regresará a la etapa donde las pruebas fueron satisfactorias, de ahí se continuará el proyecto dependiendo del estado que se encuentren los componentes o la tarjeta se pensará en la sustitución. | |

Tabla 10. Mal funcionamiento de los componentes

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Ensamblaje erróneo en la placa de cobre (EEPC) | |
| Tipo de Riesgo : RD | Impacto: 2 |
| Descripción: Una vez que se hayan efectuado las pruebas para el hardware para cada una de sus partes que lo componen será necesario ensamblarlo en una placa de cobre para su correcto funcionamiento. | |
| Identificación: Al momento de elaborar la placa de cobre pueden ocurrir varios riesgos, como el quemado de pistas, mal ensamblaje de componentes, quema de componentes etc. | |
| Supervisión: Hacer el ensamblaje de componentes con revisión previa de las especificaciones técnicas y a base del diseño electrónico. | |
| Gestión de plan contingencia: Se evaluará el componente dañado y su posible reposición, para algunos componentes será viable sustituirlos de forma inmediata. | |

Tabla 11. Ensamblaje erróneo en la placa de cobre

| | |
|--|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Modificación del sistema (MS) | |
| Tipo de Riesgo : RPR/RT/RD | Impacto: 2 |
| Descripción: Durante el desarrollo del Sistema puede existir la posibilidad de se modifiquen o se agregue algún modulo del todo el sistema. | |
| Identificación: Se detectará cuando en la etapa de programación se requiera agregar o modificar módulos antes no previstos del sistema. | |
| Supervisión: Se tuvo que analizar y efectuar toda la lista de requerimientos, para ello se realizará etapa por etapa y se evaluará la situación de modificación. | |
| Gestión de plan contingencia: Se tomará una decisión final, dicho modulo será programado independientemente del resto del proyecto para así reincorporarlo al sistema posteriormente de acuerdo a la metodología usada. | |

Tabla 12. Modificación del sistema

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Retraso en el diseño (RD) | |
| Tipo de Riesgo : RD/RT/RPR | Impacto: 3 |
| Descripción: Ocurre un desplazamiento en la fecha establecida para el inicio de la etapa de diseño debido a factores como el retraso en la etapa anterior lo cual puede provocar un retraso en etapas posteriores al diseño. | |
| Identificación: La fecha de inicio de la etapa de diseño con coincide con la etapa que se tenía establecida en el calendario de actividades. | |
| Supervisión: Se verificará constantemente que la etapa de diseño se realice en los periodos de tiempo establecidos en el calendario de actividades, para no retrasar las demás etapas. | |
| Gestión de plan contingencia: Acelerar el proceso de diseño para cumplir satisfactoriamente con los tiempos definidos para cada una de las etapas. | |

Tabla 13. Retraso en el diseño

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Retraso en la codificación (RC) | |
| Tipo de Riesgo : RPR/RD/RT | Impacto: 3 |
| Descripción: Al momento de estar programando algunos de los módulos de hardware o de software es retrasado por arrojar las salidas o datos correspondientes o esperados del módulo. | |
| Identificación: Al finalizar de programar un módulo no muestra el resultado o dato correcto | |
| Supervisión: En algunas ocasiones se podrá simular para ver donde se encuentra el error en el caso del Hardware pero en el caso del Software se tendrá analizar el diagrama lógico antes de programar. | |
| Gestión de plan contingencia: Dependiendo que tan importante es el modulo para la funcionalidad del proyecto se programara independientemente hasta lograr los resultados esperados, de no ser así se verificará detalladamente. | |

Tabla 14. Retraso en la codificación

| | |
|--|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Retraso en las pruebas (RP) | |
| Tipo de Riesgo : RPR/RT/ | Impacto: 2 |
| Descripción: Se refiere que ha ocurrido un retraso en las pruebas. | |
| Identificación: Puede ocurrir un evento inesperado, como la quema de componentes, la mala comunicación entre el receptor y emisor, entre otras fallas técnicas o humanas. | |
| Supervisión: Se tendrán que tomar todas las características y medidas necesarias para el buen funcionamiento del sistema hibrido además de efectuar satisfactoriamente cada una de las pruebas. | |
| Gestión de plan contingencia: Dependiendo de la gravedad del retraso se tendrá que regresar al paso anterior y efectuar de nuevo la prueba pero con mayor detalle. | |

Tabla 15. Retraso en las pruebas

| | |
|--|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Retraso en la entrega total del sistema (RETS) | |
| Tipo de Riesgo : RP/RT/RD | Impacto: 3 |
| Descripción: Se refiere que no se entregue el producto final en la fecha previamente acordada. | |
| Identificación: Cuando por cada día transcurrido aún no se termina el proyecto y por consiguiente se acerca más a la fecha de entrega ir de acuerdo a la gestión del proyecto. | |
| Supervisión: Cumplir a tiempo el calendario de actividades, así como las diferentes partes que componente el sistema como la programación, la etapa de pruebas, entre otras. | |
| Gestión de plan contingencia: Pensar desde un principio que se tiene que entregar desde una semana antes para tener ese tiempo ante cualquier emergencia. O aumentar las horas de trabajo y obtener mayor eficiencia. | |
| Estado Actual: Aun no se han presentado problemas | |

Tabla 16. Retraso en la entrega total del sistema

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Falta de experiencia en el desarrollo del Sistema (FC) | |
| Tipo de Riesgo : RP/RT/RN | Impacto: 2 |
| Descripción: Hay muy poco desarrollo de la tecnología espacial en nuestro país, por lo que se tiene que obtener dicha información de otros casos exitosos de esta tecnología. | |
| Identificación: Durante el desarrollo del sistema se hará a veces notoria la escasez de información para el desarrollo del mismo | |
| Supervisión: Se evaluará si ese conocimiento es de gravedad, si es así para trabajarlo independientemente del desarrollo total del sistema. | |
| Gestión de plan contingencia: Se consultará con un experto en el tema, o del conocimiento para aclarar las dudas, posteriormente realizar ejercicios para su asimilación y finalmente implementarlo en el sistema. | |

Tabla 17. Falta de experiencia en el desarrollo del Sistema

| | |
|--|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Estado climático (EC) | |
| Tipo de Riesgo : RP/RT | Impacto: 2 |
| Descripción: Durante la realización de pruebas o muestra del prototipo empeore el clima ocasionando la perdida de las señales para la comunicación entre ambas partes. | |
| Identificación: El peor de los casos se tendría que el cielo este nublado, o que este lloviendo o granizando. | |
| Supervisión: Ya sea que se consulte el sistema meteorológico nacional para saber cómo estará el clima en los siguientes días y así realizar las pruebas satisfactoriamente. | |
| Gestión de plan contingencia: Intentar varias veces si se puede realizar la comunicación de no ser así esperar que el clima sea el adecuado para la realización de la comunicación. | |

Tabla 18. Estado climático

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Transferencia de datos erróneo (TDE) | |
| Tipo de Riesgo : RP/RT/RPR | Impacto: 3 |
| Descripción: Una vez inicializado los sistemas se empezará a realizar la comunicación entre ambas partes. | |
| Identificación: Puede ser que no emita el dato o que no se reciba la información. | |
| Supervisión: Verificar la instalación y la configuración del equipo para poder así garantizar la conexión de la misma. | |
| Gestión de plan contingencia: Ir a los apuntes o casos registrados que se presentó el mismo problema y ver la solución o empezar con el reinicio del sistema | |

Tabla 19.Transferencia de datos erróneo

| | |
|--|-------------------|
| Nombre de Riesgo: No se puede mostrar las mediciones (NPMM) | |
| Tipo de Riesgo : RPR/RT/RD | Impacto: 2 |
| Descripción: Cuando el sistema completo esté funcionando y el usuario requiera la medición de la temperatura y del combustible. | |
| Identificación: No se muestra nada en la pantalla que indique el estado actual de temperatura o de combustible | |
| Supervisión: Cumplir con las pruebas para su correcta funcionalidad. | |
| Gestión de plan contingencia: Ver si el dato llega al bus de comunicación para determinar que el problema es el Software, o ver si los sensores funcionan correctamente, o ver otras alternativas | |

Tabla 20.No se puede mostrar las mediciones

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Usuario no sabe utilizar el sistema(UNS) | |
| Tipo de Riesgo : RU/RT/RPR | Impacto: 2 |
| Descripción: La interfaz gráfica sea complicada para el usuario | |
| Identificación: El usuario le es incapaz de usar el Software por diferentes motivos. | |
| Supervisión: Ir anteriormente con el usuario para realizar pruebas de Software y así verificar su funcionalidad con el mismo, se tiene que tener en cuenta que dicho Software es para personal calificado. | |
| Gestión de plan contingencia: Mostrarle videos para que aprenda usarlo, dar asesoría técnica o mostrarle un manual de usuario. | |

Tabla 21.Usuario no sabe utilizar el sistema

| | |
|--|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Desastre natural(CEA) | |
| Tipo de Riesgo : RPR/RD | Impacto: 2 |
| Descripción: Es un evento natural pero de magnitudes catastróficas. | |
| Identificación: Es identificado en el momento que el desastre natural ocurra. | |
| Supervisión: El sistema y su documentación tendrán un respaldo en un lugar lejano del área de trabajo. | |
| Gestión de plan contingencia: Se contará con un respaldo de todo el sistema en un lugar ajeno al sitio de trabajo, para garantizar que no ocurra la pérdida de información. | |

Tabla 22.Desastre natural

| | |
|---|-------------------|
| Nombre de Riesgo: Financiamiento del Proyecto(FP) | |
| Tipo de Riesgo : RD/RN | Impacto: 3 |
| Descripción: Que le proyecto se quede sin fondos para continuar con el desarrollo del mismo, gran riesgo por que la mayoría de los componentes son importados en dólares y ante la devaluación del peso costara más cara la obtención de los mismos. | |
| Identificación: No sea suficiente el dinero para la adquisición de elementos claves y necesarios para el desarrollo por ejemplo el hardware que se va a utilizar. | |
| Supervisión: Se hará un costo estimado del total del desarrollo del sistema. | |
| Gestión de plan contingencia: Se buscara por otros medios la financiación del mismo. | |

Tabla 23. Financiamiento del Proyecto

7.4 Análisis Técnico

Nos permitirá identificar la viabilidad técnica para el desarrollo del sistema híbrido de hardware y software. Para ello se define una plataforma de arquitectura de software, compuesta de un sistema operativo.

- Se ocupará Windows 8 como Sistema Operativo Principal con el que se desarrollará e implantará el sistema.
- Se ocupará el lenguaje de programación proporcionado por el fabricante de Arduino para la programación del ATMEL328.
- Para la interfaz gráfica se optó por ocupar LabView ya que a comparación con Java, dichas graficas han sido implementadas en diferentes proyectos en diferentes formas por lo cual garantiza una correcta funcionalidad al momento de ser usado.
- Para la comunicación del emisor y receptor se ocupará la tecnología Xbee, solo se recibirá los datos por este medio.
- Para la elaboración de la tarjeta de cobre se necesitara usar Eagle el cual nos permite simular parte del circuito electrónico y elaboración del PCB.
- En Lab View tiene un componente el cual nos permite guardar los datos recibidos por cierto tiempo en un archivo .txt

Los componentes antes mencionados y seleccionados para el proyecto deben de ser estables y deben cumplir lo necesario del proyecto para resolver la problemática planteada a modo de minimizar los riesgos en su implantación y el soporte como el mantenimiento.

7.4.1 Requerimientos Técnicos

Entre los requerimientos técnicos se tiene que tener en cuenta:

- La instalación y configuración correcta del todo el sistema en general, como lo son las antenas, las tarjetas de comunicación, entre otros.
- La instalación de Lab-view y Ni-visa.
- La instalación de la última versión de IDE- ARDUINO.
- Para los programas anteriormente mencionados se tiene que instalar para la versión de Windows 8 de 64 bits y tener un espacio mínimo de 500Mb para el funcionamiento correcto del sistema.

7.4.2 Requerimientos Humanos

Para la eficaz construcción del sistema es necesario que el desarrollador tenga los conocimientos mínimos y habilidades en las siguientes áreas:

- a) Personal que tenga conocimientos sobre la telemetría, telecomunicaciones o que tenga noción sobre qué información o datos son necesarios para la comunicación o enlace satelital (Cubesat).
 - a. Saber usar el Telecomando.
 - b. Ser crítico para la selección de tarjetas de comunicación así como de las antenas.
 - c. Hacer los cálculos de enlace de subida y de bajada entre otros.
 - d. Tener conocimientos acerca de la estructura física e interna de un satélite o en el mejor de los casos de un Cubesat.

- b) Programador para Lab-view
 - a. Conocer bien la interfaz gráfica de Lab- View
 - b. Conocer librerías relacionadas a la electrónica y Arduino para ocuparlos dentro de Lav-View.
 - c. Saber programar e interpretar diagramas de flujo para implementarlas en Lab-View.
 - d. Saber comunicar el hardware con Lab-view, buscar otras alternativas independientes de Ni-Visa.

- c) Programación de dispositivos electrónicos
 - a. Conocer la arquitectura del microcontrolador ATMEL.
 - b. Saber especificaciones electrónicas de cada componente electrónico.
 - c. Saber programar en el IDE-ARDUINO.

7.4.3 Requerimientos de Equipo

El equipo necesario para brindar una solución correcta al proyecto es el siguiente:

- Dispositivos electrónicos para hacer la interpretación de señales.
- Sensores temperatura Tmp102y Bmp180.
- Sensores para la medición de distancia, presión atmosférica
- Indicadores de lejanía o cercanía del Cansat como bocinas o leds.
- Microcontrolador marca Atmel preferentemente pequeño y soldado en un “nano-arduino” para su rápida programación.
- Una pila de 9v así como su sistema de regulación de voltaje para los 5v.
- Tarjeta de comunicación Xbee S1.
- Herramientas para la elaboración de la tarjeta electrónica.
- Computadora con un hardware adecuado para el corrimiento del programa así como de su funcionamiento y con suficiente espacio para almacenar los datos obtenidos.

7.5 Diagramas UML

Lenguaje Unificado de Modelado (UML, por sus siglas en inglés, Unified Modeling Language) es el lenguaje de modelado de sistemas de software más conocido y utilizado en la actualidad; está respaldado por el OMG (Object Management Group).

Es un lenguaje gráfico para visualizar, especificar, construir y documentar un sistema de software. UML ofrece un estándar para describir un “plano” del sistema (modelo), incluyendo aspectos conceptuales tales como procesos de negocio y funciones del sistema, y aspectos concretos como expresiones de lenguajes de programación, esquemas de bases de datos y componentes de software reutilizables.

Es importante resaltar que UML es un “lenguaje” para especificar y no para describir métodos o procesos. Se utiliza para definir un sistema de software, para detallar los artefactos en el sistema y para documentar y construir. En otras palabras, es el lenguaje en el que está descrito el modelo.

7.5.1 Diagramas de Caso de Uso

Descripción del Diagrama en General: Como se podrá observar en el siguiente diagrama se tienen 3 actores principales para el funcionamiento general del sistema, para ello se tiene:

Actor1: Es el especialista, este personaje tiene conocimientos acerca de telemetría, telecomunicaciones así como de configuración de equipos de comunicación.

Como se observa solo podrá hacer de forma general dos acciones una de ellas es el cálculo de enlace (es uno de las principales objetivos de este sistema) que involucra el ingreso de datos por parte del usuario para ser utilizados en los cálculos de telemetría a través de varias fórmulas matemáticas y físicas.

El usuario tendrá que esperar para obtener respuesta, para poder visualizar la información en su pantalla. Otras de las acciones disponibles es la de gestionar esa información a través de reportes.

Son parecidos el segundo actor y el tercer actor: Ambos son sensores uno es de temperatura y otro determina el nivel de combustible, la acción principal que estos ejercen son la lectura de dichas variables físicas que a través de varios módulos de hardware permitirán la obtención de los datos para proseguir con el envío de la lectura obtenida. Ambos extienden a una “Alarma” dicha de otra forma esta se activará de forma independiente si hubiera problemas con algunos de los sensores y se le notificará al usuario.

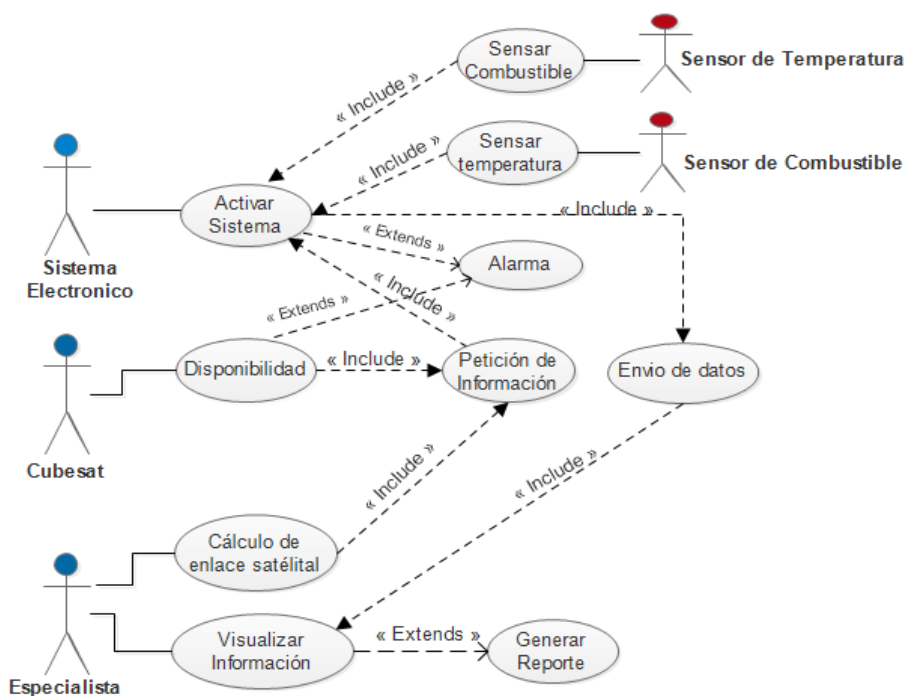


Figura 23. Diagrama UML general

A continuación se explicarán los casos de usos de forma independiente:

| | |
|---------------------------|---|
| Nombre: | Caso de Uso No.1 Petición de Información |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Al momento que el usuario de click en el botón de “Petición de Información” se proseguirá con la comunicación entre las “tarjetas de comunicación” para así activar el sistema de medición de temperatura y nivel de combustible. |
| Actor: | Especialista |
| Precondiciones: | El sistema debió haber validado los datos del cálculo de enlace y la disponibilidad del Satélite. |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. El usuario da click en “petición de información” 2. La solicitud es enviada y se espera una respuesta. |
| Flujo Alternativo: | No hay. |
| Poscondiciones: | Se prosigue con la activación del sistema. |

Tabla 24. Caso de uso No.1 Petición de información

| | |
|---------------------------|---|
| Nombre: | Caso de Uso No.2 Activar Sistema |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Es un módulo que activará la parte electronica para poder recibir lecturas de los sensores |
| Actores: | Especialista, Cuebsat |
| Precondiciones: | Solicitud del Especialista a través del botón “Petición de Información” y la disponibilidad del Cubesat. |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. El Cubesat se encuentra en condiciones para realizar la telemetria. 2. Se recibe una señal que solicita la medición de temperatura y combustible. 3. Se activa el sistema electronico. 4. Se envia información. |
| Flujo Alternativo: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Continua espera de la disponibilidad del Cubesat. <ol style="list-style-type: none"> a. Mensaje de Alerta 2. Continua espera de solicitudes por parte de la base terrestre. <ol style="list-style-type: none"> a. Mensaje de Alerta 3. Mensaje de Alerta el sistema electronico no funciona. |
| Poscondiciones: | Se activan los sensores para la lectura de variables. |

Tabla 25 Caso de uso No.2 .Activar Sistema

| | |
|---------------------------|--|
| Nombre: | Caso de Uso No.3 Sensor Temperatura |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Empieza a obtener informacion de temperatura una vez que el sistema electronico sea activado. |
| Actor: | Sensor de Temperatura |
| Precondiciones: | Se debio haber “activado el Sistema”. |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Se toma la medición de temperatura por medio del sensor. 2. Se obtiene dato y es procesado por el Sistema Electronico. 3. Se prosigue con el Envio de datos. |
| Flujo Alternativo: | <ol style="list-style-type: none"> 1. El sistema Electronico no recibe ninguna lectura <ol style="list-style-type: none"> a. Se obtiene un dato nulo b. Se notifica al usuario atraves de Caso de Uso “Envio de Información”. c. Continua con la lectura. |
| Poscondiciones: | Información lista para ser enviada, información erronea. |

Tabla 26. Caso de uso No.3 Sensor Temperatura

| | |
|---------------------------|--|
| Nombre: | Caso de Uso No.4 Sensor Combustible |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Empieza a obtener informacion de nivel de combustible una vez que el sistema electronico sea activado. |
| Actor: | Sensor de Nivel |
| Precondiciones: | Se debió haber “activado el Sistema”. |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Se toma la medición de nivel de combustible por medio del sensor de nivel. 2. Se obtiene dato (¿Qué tanto combustible queda?) y es procesado por el Sistema Electronico. 3. Se prosigue con el Envio de datos. |
| Flujo Alternativo: | <ol style="list-style-type: none"> 4. El sistema Electronico no recibe ninguna lectura <ol style="list-style-type: none"> a. Se obtiene un dato nulo b. Se notifica al usuario atraves de Caso de Uso “Envio de Información”. c. Continua con la lectura. |
| Poscondiciones: | Información lista para ser enviada o información erronea. |

Tabla 27. Caso de uso No.4 Sensor Combustible

| | |
|---------------------------|---|
| Nombre: | Caso de Uso No.5 Alarma |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Si alguno de los sensores, el sistema electrónico o el sistema de comunicación muestra fallas técnicas. |
| Actores: | Sensor de temperatura, sensor de combustible, otros. |
| Precondiciones: | Disponibilidad de Cubesat, Petición de información del Usuario |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Identificar que tipo de alarma es. 2. Recabar datos 3. Enviar información. |
| Flujo Alternativo: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Depende de que tipo de alarma se trate |
| Poscondiciones: | Mensajes de alerta.. |

Tabla 28.Caso de uso No.5. Alarma

| | |
|---------------------------|--|
| Nombre: | Caso de Uso No.6 Envío de Información |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Se empaquetan los datos en una trama para ser enviados. |
| Actor: | Sistema de comunicación. |
| Precondiciones: | Se debio obtener informacion legible y correcta de los sensores o en el peor de los casos un mensaje de alerta. |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Empaquetar la información en una trama. 2. Enviar la información. 3. Esperar respuesta que el paquete fue recibido. |
| Flujo Alternativo: | <ol style="list-style-type: none"> 2.Sistema de comunicación no funcione, se continua con le revisión del mismo. |
| Poscondiciones: | Envío de información. |

Tabla 29.Caso de uso No.6 Envió de información

| | |
|------------------------|---|
| Nombre: | Caso de Uso No.7 Visualizar Información |
| Autor: | Luis Fernando Feliciano Hernández. |
| Descripción: | Muestra al Especialista la información solicitada o mensajes de alerta. |
| Actores: | Sistema de comunicación, Especialista. |
| Precondiciones: | Recibimiento de información por parte del sistema de comunicación. |
| Flujo Normal: | <ol style="list-style-type: none"> 1. Determinar que tipo de mensaje es. <ol style="list-style-type: none"> a. Mensaje de alerta. b. Mensaje de información de sensores. c. Mensaje fallas técnicas. |

| |
|---|
| 2. Mostrar mensaje. |
| Flujo Alternativo: Reinicio del sistema |
| Poscondiciones: Muestra información en una interfaz gráfica. |

Tabla 30.Caso de uso No.7 Visualizar información

| | |
|--|---------------------------------|
| Nombre: | Caso de Uso No.8 Reporte |
| Autor: Luis Fernando Feliciano Hernández. | |
| Descripción: Solicitud del Especialista obtener un reporte del enlace satélital. | |
| Actores: Especialista | |
| Precondiciones: Click en el Boton "Reporte". | |
| Flujo Normal: | |
| <ol style="list-style-type: none"> 1. El usuario recibe información 2. Muestra una opción si desea imprimir el reporte. <ol style="list-style-type: none"> a. Cancelar 3. Opción de entablar un nuevo Enlace. | |
| Flujo Alternativo: Cancelación | |
| Poscondiciones: Guardar o Imprimir Reporte. | |

Tabla 31.Caso de uso No.8 Reporte

7.5.2 Diagramas de Secuencia

En las siguientes Figuras del 24- 28 se mostraran diagramas de secuencia, es decir los pasos previos que debe realizar el sistema para su funcionamiento de cierto modulo en particular, los datos entre "" indican alguna acción emitida por el usuario.

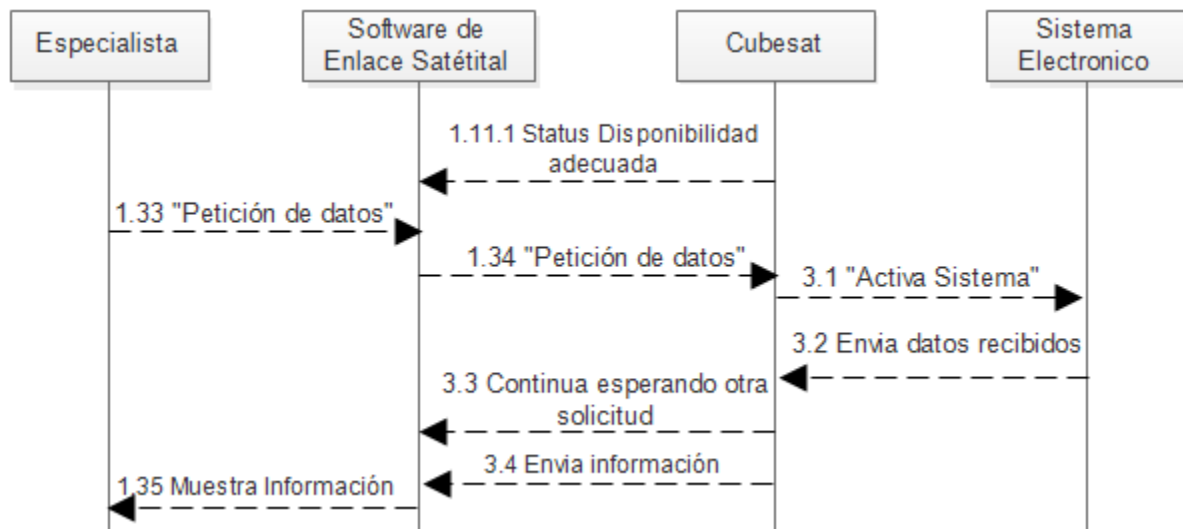


Figura 24.Diagrama de secuencia 1. Petición de datos

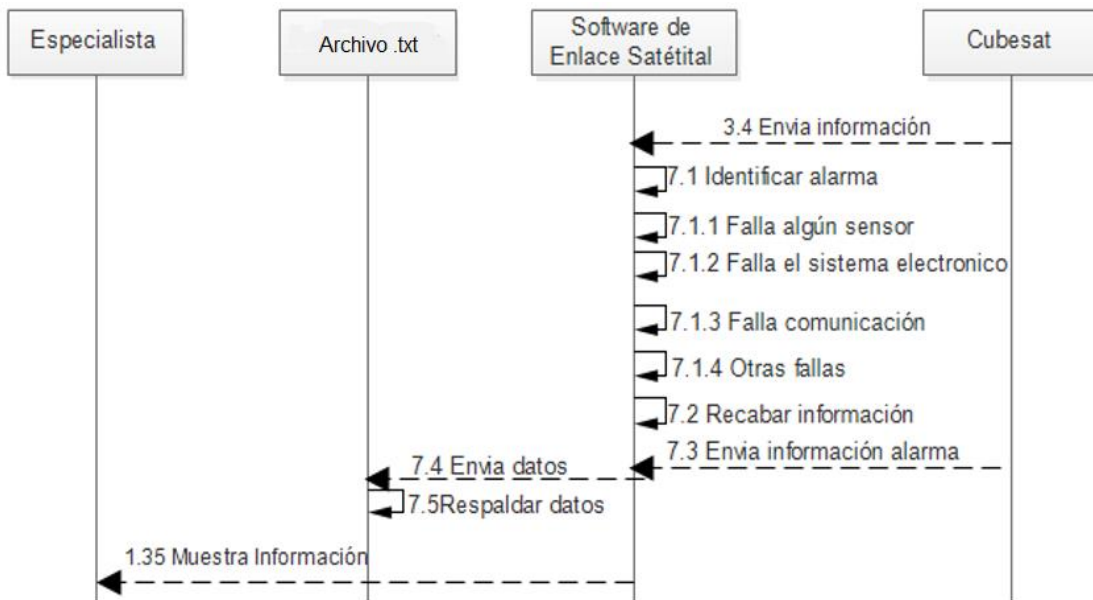


Figura 25. Diagrama de secuencia 2. Alarma

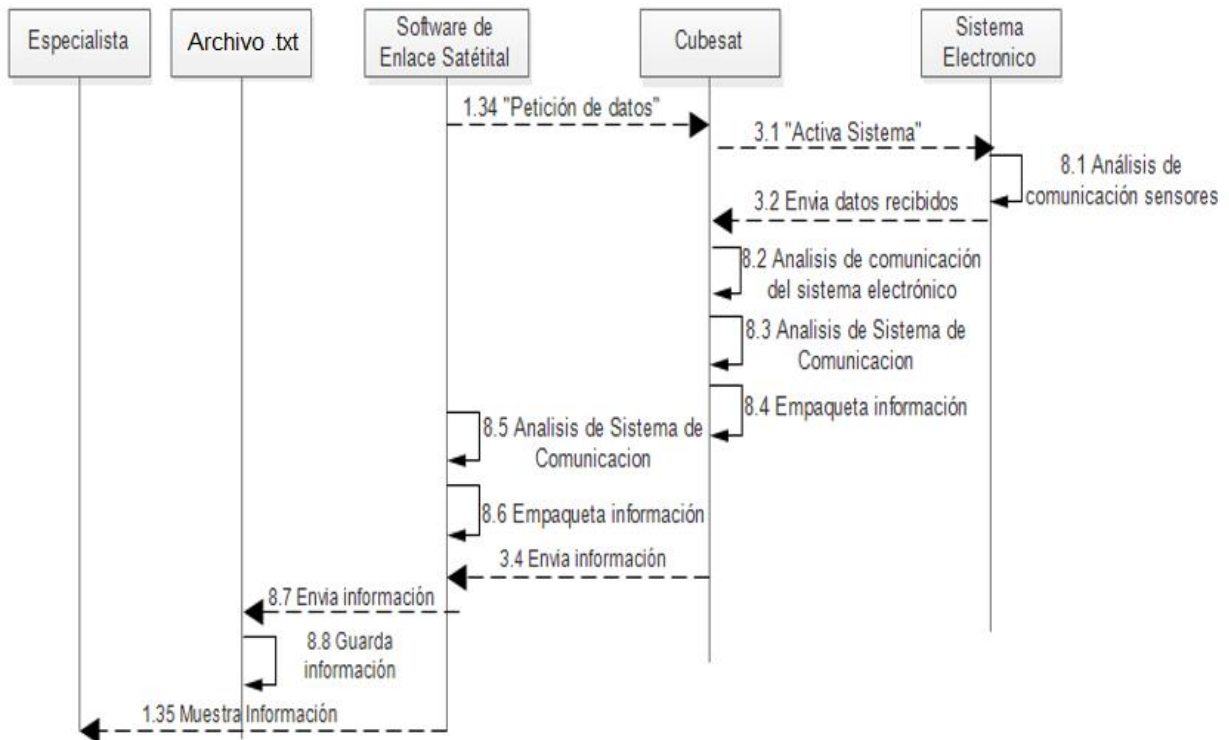


Figura 26. Diagrama de secuencia 3. Envió de información

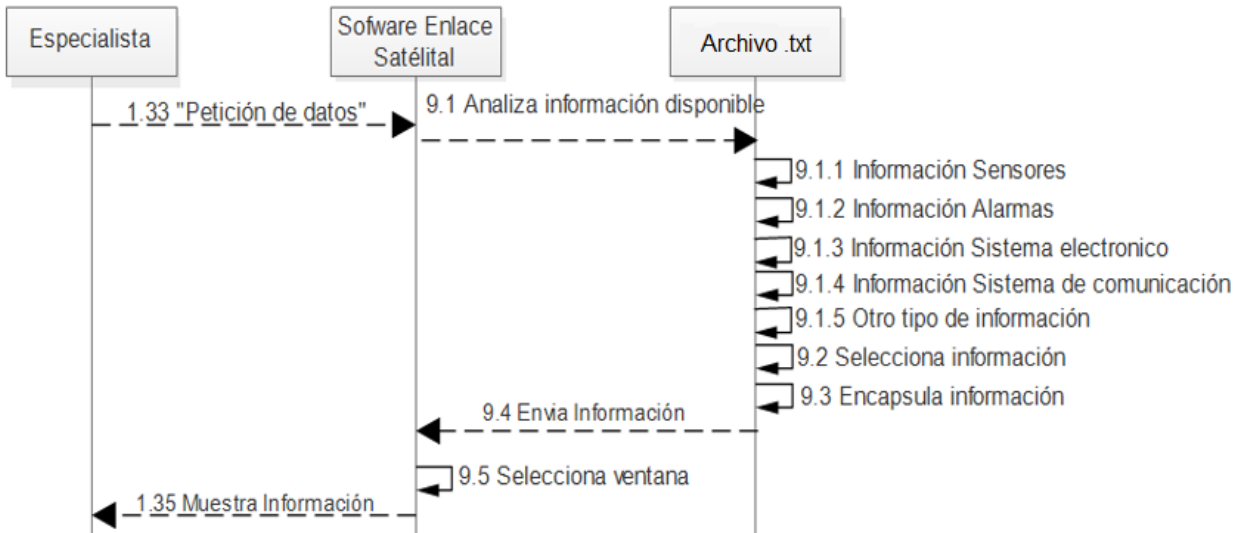


Figura 27. Diagrama de secuencia 4. Visualizar información

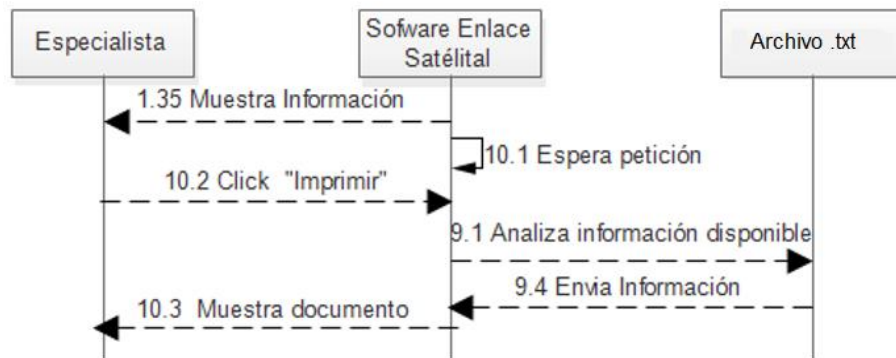


Figura 28. Diagrama de secuencia 5. Reporte

7.5.3 Diagramas de Clases

A continuación en la Figura. 29 se muestra un diagrama a clases, lo conforman 6 partes llamados Cubesat, Sistema electrónico, Cálculo de Enlace, Sistema de comunicación, el archivo .txt y un especialista, cada una de ellas tiene ciertos parámetros clave de salida y entrada para su funcionamiento y particularidad.

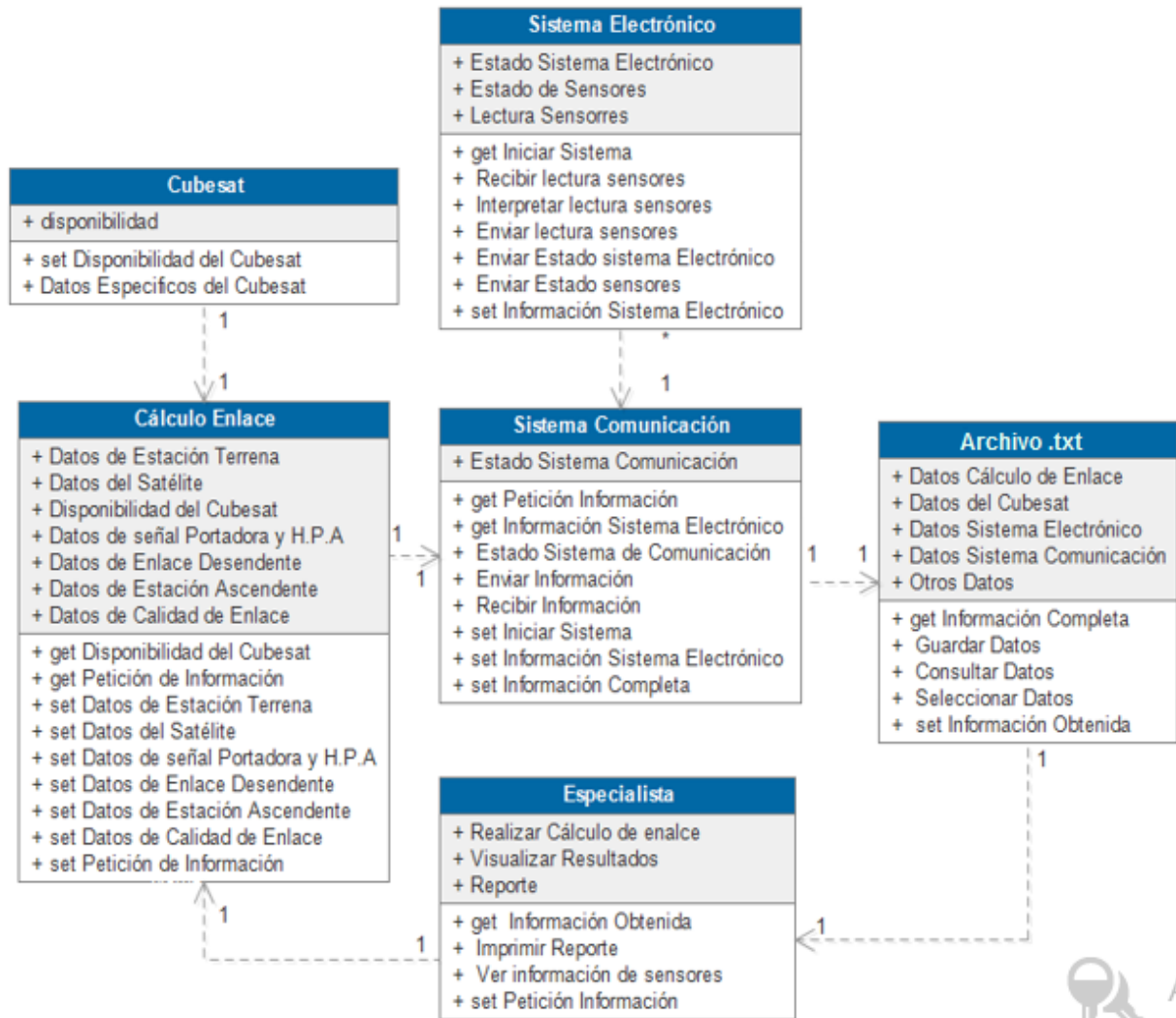


Figura 29. Diagrama de clases

7.6 Programa en Lab-View

A continuación se explicará la Figura. 30 presenta el desarrollo, aplicación del software con Lab-View, para ello se debió haber instalado correctamente NI-VISA que es una librería el cual nos permite interpretar la información que llega a algún puerto COM, para posteriormente configurarlo como un puerto de 8 bytes y como entrada y salida, esta trama es mostrado en “Raw Data”, es importante recalcar que el byte que nos permite saber cuándo acaba y empieza la siguiente trama es un “P”, desde el nano Arduino enviará información en diferentes tramas empezando con una “P” seguida de la información obtenida de los sensores separados con una coma.

La información que llega es entero por lo que es necesario convertirlo a flotante, una vez convertido se muestra la información en forma gráfica y su valor numérico en: “[°C Temperatura BMP180 y Temperatura]”, “[°C Temperatura TEMP102 y Temperatura2]”, “[KPa Presión atmosférica y Presión]”, “[°msnm Altitud y Altitud]” y “[m Distancia y Distancia]” respectivamente. Finalmente esta información se junta y se guarda en un archivo .txt.

Si el usuario desea detener el programa solo tiene que dar clic en “stop”, en forma muy genérica es un comando “while” que ejecuta el código interno por 1000ms hasta que algún factor externo detenga dicho ciclo.

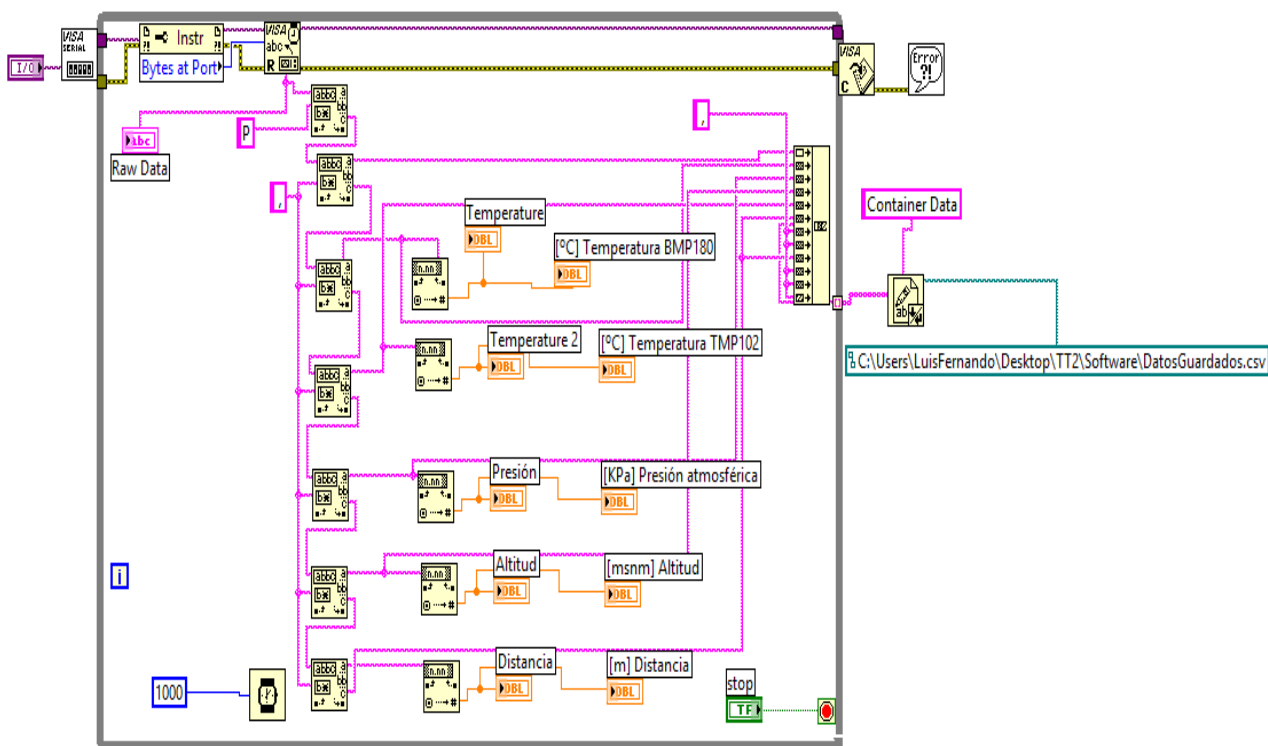


Figura 30. Diagrama general realizado en Lab-View

7.7 Interfaz Gráfica

En la siguiente Figura 31 es el resultado de la implantación del diagrama anteriormente explicado, primeramente el usuario tiene que seleccionar el puerto COM donde se realizará la lectura de la información enviada de cada uno de los sensores implementados en el CANSAT, posteriormente se visualiza de forma gráfica y numérica, y el usuario puede detener la lectura cuando de clic en “stop”, una vez finalizado toda la información conseguida se guardará en un archivo .txt.

Si se requiere modificar los límites de lectura en las gráficas de los ejes “x” & “y”, solo se tiene que modificar sus propiedades para cada uno de los componentes. Para inicializar el sistema es necesario darle “play” que se encuentra en la parte superior izquierda.



Figura 31. Interfaz gráfica previa a su funcionamiento

8. RESULTADOS

Una vez finalizado el sistema se requiere una computadora con el Lab- View y NIVISA instalados correctamente así como el controlador del Xbee para realizar lecturas de temperatura, presión atmosférica, altitud, el tiempo de la misión y la distancia del CANSAT con respecto al suelo. Dichas pruebas se anotaron en la siguiente tabla 32.

| Fecha | Lugar | Ta.1 °C | Ta.2 °C | Presión atmosférica | Altitud msnm | Distancia (m) | Tiempo de Encendido |
|------------|--------------------------------------|------------|------------|------------------------|-----------------|------------------|------------------------|
| 07/08/2015 | Casa | 22.3 | 22.1 | 78 | 2140 | 10 | 4 min. |
| 14/08/2015 | Casa | 21.2 | 21.1 | 77 | 2140 | 5 | 3 min. |
| 21/08/2015 | Sociedad Astronómica de México | 23.7 | 23.4 | 73 | 2095 | 20 | 6 min. |
| 28/08/2015 | Sociedad Astronómica de México | 22.6 | 22.4 | 75 | 2095 | 10 | 6 min. |
| 04/09/2015 | UAEH | 20.6 | 20.4 | | 2180 | 4 | 10 min. |
| 11/09/2015 | ESCOM | 21.5 | 21.7 | 76 | 2099.67 | 4 | 4 min. |
| 18/09/2015 | ESCOM | 22.8 | 23.1 | 77.5 | 2100 | 10 | 5 min. |

Tabla 32. Pruebas de mediciones

En la siguiente Figura 32 se puede observar la información obtenida por los sensores comunicados vía Zeeg bee además de observar la trama que se está recibiendo esto es con la selección de un puerto COM y finalmente si el usuario detiene el sistema y se genera automáticamente un archivo .txt que almacena los datos leídos durante el tiempo de la misión.

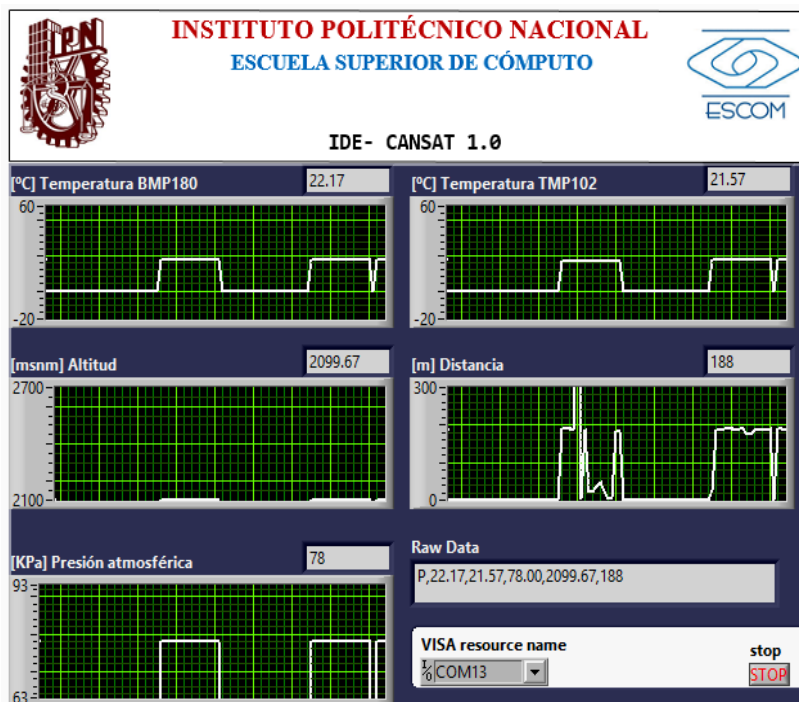


Figura 32. Funcionamiento total del sistema

9.CONCLUSIONES

Las circunstancias externas siempre modificarán el camino de la investigación explicado a detalle en la sección 2.4 del presente documento, por lo que conllevó a la construcción de un Cansat. Se encontraron varios problemas e incongruencias empezando sobre cómo medir el nivel de combustible de un tanque para un satélite específicamente para un Cubesat, se pensaron en varias alternativas como colocar un sensor que midiera el campo electromagnético que generarían los electrodos, pero estos deberían ser colocados dentro del tanque, otra opción fue medir el peso total del tanque con el combustible y calcular de forma no muy precisa la cantidad de combustible gastada por cada propulsión y último se pensó basarse en fórmulas matemáticas y físicas si se sabía cuánto combustible quedaba una vez colocado en órbita y la distancia recorrida por cada ciclo y la cantidad de combustible que se gasta en hacer una propulsión quizás era probable calcular el combustible restante de la misma, pero no se encontró mucha información al respecto, hasta que se encontró una tesis doctoral en la UNAM que básicamente trataba de solucionar ese problema por el cual recurrió a utilizar fibras ópticas, y hacer un sensor óptico con ellas, para la elaboración de dicho sensor requirió herramientas especiales para trabajar con la fibra óptica así como instrumentos para la calibración del mismo, ahí se comprendió que la realización de un módulo encargado de medir el nivel de combustible quedaba fuera mi alcance.

Al principio no tenía sentido medir la temperatura interna de un satélite, hasta que se estudió el concepto de control térmico que es una suma de fuentes de calor que afectan al satélite una vez colocado en órbita como lo son: los rayos solares, el calor propio de cada uno de los sistemas del satélite, etc., explicado en la sección 3.2, una vez comprendido se buscó un sensor capaz de medir correctamente la temperatura en un ambiente hostil y agresivo, en primera instancia se averiguó que los sensores tipo RTD son buenos para realizar mediciones y que soportan cambios bruscos de temperatura, son relativamente baratos y han sido usado en diferentes sectores de la industria, pero casi no se encontró aplicaciones de estos sensores en el espacio, por lo que se descartó, hasta que se encontró un artículo de un Cubesat llamado ArduSat, que es un Cubesat utilizando tecnología de Arduino, con este artículo y comprobación de que fue lanzado, se estudiaron los elementos electrónicos y se encontró que ocuparon un sensor llamado TMP102, con el cual fue usado en el presente Trabajo Terminal.

Otro problema fue comunicar el sistema a una distancia de 800km, fue un gran problema ya que no se contaba con la infraestructura y equipo necesario para realizar tal labor, al principio se había

contemplado usar antenas parabólicas con un diámetro de 3 metros y una estación terrena de la UAEH pero solo tenía la capacidad de recibir señales más no para transmitir, por lo que se consultó la ayuda de un perito en telecomunicaciones para explicar la “extrapolación”, explicada en la sección 4.10, varios sistemas de comunicación son realizados a una distancia considerablemente cortas después al ir aumentando la potencia y disminuir pérdidas se dice que se puede extrapolar a una distancia mayor, con esta idea en mente este sistema se probó a una distancia de 7m para así extrapolarlo a los posibles 800km. El hardware para una estación terrena debe ser muy precisa y eficiente por lo que se pensaba en comprar la tarjeta Radiometrix para estos fines pero se concluyó que se necesitaban 2 tarjetas y resultaría muy caro por lo que se optó por utilizar la tecnología Xbee ya que el punto importante es comunicar a 7 metros para así extrapolarlo posteriormente.

Para el desarrollo del software se optó por Lab-view, se tuvieron problemas con la comunicación del puerto de la computadora con el Arduino, provocando una instalación detallada de NIVISA, además de realizar bien las conexiones dentro de este software ya que al principio no se mostraban los datos aunque si se recibían.

Finalmente para la fabricación del Cansat al ser un instrumento educativo satelital y espacial para varias universidades a nivel mundial se optó por hacer uno, para ello se pensó en la colocación de cada uno de sus componentes como la batería de 9V, el desarrollo del PCB que cupiera dentro de una lata de refresco, la tarjeta de comunicación y la colocación de los sensores como de temperatura, presión y distancia. Se realizó varias pruebas por etapas, primeramente se comenzó en un protoboard, posteriormente la conexión directa del PCB a la computadora y finalmente separar este sistema en dos uno que recibe los datos en la computadora y otro alimentado por una batería y colocada a una distancia de 7 metros para enviar las mediciones de los sensores.

9.1 TRABAJO A FUTURO

El crecimiento y aplicaciones del sector aeroespacial está en auge, el sistema que se implementó en el Cansat aún le faltan varias validaciones y pruebas más rigurosas para ser ocupado en el espacio, aunque da una idea de los posibles retos y problemas que se tendrán que solucionar en un futuro y las lecturas de las variables físicas son correctas. Con ello este Cansat puede ser modificado para misiones más específicas para la investigación del clima, medio ambiente o como soporte ante fenómenos naturales u ocasionados por el hombre, agricultura, geología, construcción, etc.

10. BIBLIOGRAFÍA

- ⁱ s.a.s.f. Recuperado en <https://sites.google.com/a/slu.edu/swartwout/home/cubesat-database>
- ⁱⁱ Wiley J. Larson, James R. Wertz, *Space Mission Analysis and Design*, Third Edition, 2005.
- ⁱⁱⁱ s.a.s.f. Recuperado en <http://www.aem.gob.mx/index01-1.html>
- ^{iv} Esaú Vicente-Vivas, E.A. Jiménez, Z.L. Carizales, R. C.A. Sánchez, Córdova, R. Alba, M. A. García and G. Islas, "Successful Development of a Portable Didactic Satellite for Training and Research in Satellite Technology", CORE-2009, 10th Computing Congress, CIC-IPN, México City, May 27-29, 2009.
- ^v s.a.s.f. Recuperado en <http://www.cubesat.org/index.php/collaborate/suppliers>
- ^{vi} D. V. A. Raghava Murthy, "Small satellite busses catering for different missions," Proceedings of the 60th IAC (International Astronautical Congress), Daejeon, Korea, Oct. 12-16, 2009, IAC-09.B4.4.8
- ^{vii} s.a.s.f. Recuperado en http://www.nasa.gov/pdf/627972main_LSP-REQ-317_01A.pdf
- ^{viii} Gilmore, D. "Space Thermal Environment." *Space Thermal Control Handbook*, 2nd Edition. The Aerospace Press, El Segundo, CA, 2002, pp. 21-69.
- ^{ix} Modest, M. F. *Radiative Heat Transfer*, 2nd Edition. Academic Press, San Diego, CA, 2003, pp.1-27
- ^x B.J.Gemmell, D.Adhikari, E.K.Longmire, 2014, High-resolution quantification of fluid flow reveals fish use hydrodynamic stealth to capture evasive prey, *J. Royal Society Interface*, 11 (909) 20130880, (Journal Article)
- ^{xi} Robert J. Twigg, Shinichi Nakatsuka et al., "A CubeSat: A New Generation of Picosatellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation". In Proceedings of the 14 th AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah State University, August 2000.
- ^{xii} Aalbers, G., G. N. Gaydadjiev, et al. (2002). CDHS Design for a University Riconsat., Arizona, EUA.
- ^{xiii} Rosado Carlos, *Comunicación por satélite "Principios, Tecnologías y Sistemas"*, Cap. 3 "Enlaces por satellite", pag.76-78
- ^{xiv} s.a.s.f. Recuperado: <http://radiometrix.mybigcommerce.com/44/>
- ^{xv} s.a.s.f. Recuperado: <http://www.radiometrix.com/node/187>
- ^{xvi} s.a.s.f. Recuperado: <http://www.adafruit.com/datasheets/Xbee%20series%%20DS.pdf>
- ^{xvii} s.a.s.f. Recuperado: <http://www.ti.com/product/TMP102/datasheet/#SBOS3979336>
- ^{xviii} Evan, Ackerman (2012-06-15). "ArduSat: a real satellite mission that you can be a part of". DVICE. Retrieved 2012-06-15.
- ^{xix} s.a.s.f. Recuperado en <http://www.adafruit.com/datasheets/BST-BMP180-DS000-09.pdf>
- ^{xx} s.a.s.f. Recuperado en https://docs.google.com/document/d/1Y-yZnNhMYy7rwhAgyL_pfa39RsB-x2qR4vP8saG73rE/edit

11. GLOSARIO

Albedo: Es el porcentaje de radiación que cualquier superficie refleja respecto a la radiación que incide sobre la misma. El albedo medio de la Tierra es del 37-39% de la radiación que proviene del Sol.

CANSAT: Un CanSat es un aparato o sistema del tamaño de una lata de refresco cuya misión puede ser recoger datos, efectuar retornos controlados o cumplir algún perfil de misión predeterminado

CUBESAT: Es un tipo de satélite en miniatura, utilizado para investigación espacial, que frecuentemente tiene un volumen de 1 litro (cubo de 10 cm de arista), masa inferior a 1,33 kg.

Decibelios: Es la unidad relativa empleada en acústica, electricidad, telecomunicaciones y otras especialidades para expresar la relación entre dos magnitudes: la magnitud que se estudia y una magnitud de referencia.

ERDAS: Es una aplicación de sensores remoto que proporciona información imágenes geoespaciales a través de filtros y ecuaciones matemáticos.

Extrapolación: Deducción del valor de una variable en una magnitud a partir de otros valores no incluidos en dicha magnitud.

Msnm: Metros sobre el nivel del mar.

Presión Barométrica: Presión ejercida por la atmósfera de la tierra en un punto dado, equivalente a la presión ejercida por una columna de mercurio.

PIRE: Potencia Isotrópica Radiada Equivalente es la cantidad de potencia que emitiría una antena isotrópica teórica para producir la densidad de potencia observada en la dirección de máxima ganancia de una antena.

SATEDU: Es un satélite Educativo para mostrar la tecnología y ciencia espacial.

Telemetría: Es una tecnología que permite la medición remota de magnitudes físicas y el posterior envío de la información hacia el operador del sistema.

Transceiver: Es una cualidad de una tarjeta de comunicación el cual permite enviar y recibir datos dependiendo de su configuración.

12. ANEXOS

Programa en Arduino "CANSAT 1.0"

```
#include <Wire.h>
#include <Adafruit_BMP085.h>
#define TRI 11
#define ECH 12
#define BUZ 10
#define L01 9
#define L02 8
Adafruit_BMP085 bmp;
int tmp102Address = 0x48;
void setup() {
  Serial.begin(9600);
  pinMode(TRI, OUTPUT);
  pinMode(ECH, INPUT);
  pinMode(L01, OUTPUT);
  pinMode(L02, OUTPUT);
  if (!bmp.begin()) {
    //Serial.println("No se encontro el sensor BMP180, trata de nuevo");
    while (1) {
}
}
}
void loop() {
  float BMP_T = bmp.readTemperature()*0.825;
  float BMP_P = bmp.readPressure()/1000;
  float BMP_A = bmp.readAltitude(101511);
  float GC = getTemperature();
  long TIME, DIST;
  digitalWrite(TRI, LOW);
  delayMicroseconds(1);
  digitalWrite(TRI, HIGH);
  delayMicroseconds(5);
  digitalWrite(TRI, LOW);
  TIME = pulseIn(ECH, HIGH);
  DIST = (TIME/2) / 29.1;
  Serial.print("P,");
  Serial.print(BMP_T); /*Temperatura BMP180*/
  Serial.print(",");
  Serial.print(GC); /*Temperatura TMP102*/
  Serial.print(",");
  Serial.print(BMP_P); /*Presión BMP* 1kPa = 1000 Pa*/
  Serial.print(",");
  Serial.print(BMP_A); /*Altitud BMP*/
  Serial.print(",");
  if (DIST <= 101) { // Aqui es donde el Led se enciende/apaga
digitalWrite(L01,HIGH); // El led Azul es lejos
digitalWrite(L02,LOW);
/*tone(BUZ,349,1000);*/
```

```

}
else {
  digitalWrite(L01,LOW);
  digitalWrite(L02,HIGH); //El Led rojo es cerca }
if (DIST >= 100 || DIST <= 0){
} else {
}
  Serial.println(DIST); //Distancia Ultrasonico
  delay(1000);}
float getTemperature(){
  Wire.requestFrom(tmp102Address,2);
  byte MSB = Wire.read();
  byte LSB = Wire.read();
  int TemperatureSum = ((MSB << 8) | LSB) >> 4;
  float GC = (TemperatureSum/1.24)*0.0625;
  return GC;
}

```

Sensor TMP102

Electrical Characteristics

At $T_A = 25^\circ\text{C}$ and $V_S = 1.4$ to 3.6 V,

| PARAMETER | | TEST CONDITIONS | MIN | TYP | MAX | UNIT |
|------------------------------|---------------------------|---|------------------------------|--------------------|--------------------|---------------------------|
| TEMPERATURE INPUT | | | | | | |
| Range | | | -40 | | 125 | $^\circ\text{C}$ |
| Accuracy (temperature error) | | -25 $^\circ\text{C}$ to 85 $^\circ\text{C}$ | | ± 0.5 | ± 2 | $^\circ\text{C}$ |
| | | -40 $^\circ\text{C}$ to 125 $^\circ\text{C}$ | | ± 1 | ± 3 | $^\circ\text{C}$ |
| vs supply | | | | 0.2 | 0.5 | $^\circ\text{C}/\text{V}$ |
| Resolution | | | | 0.0625 | | $^\circ\text{C}$ |
| DIGITAL INPUT/OUTPUT | | | | | | |
| Input capacitance | | | | 3 | | pF |
| V_{IH} | Input logic high | | $0.7 \times (V_+)$ | | 3.6 | V |
| V_{IL} | Input logic low | | -0.5 | | $0.3 \times (V_+)$ | V |
| I_{IN} | Input current | $0 < V_{IN} < 3.6$ V | | | 1 | μA |
| V_{OL} | Output logic | SDA | $V_+ > 2$ V, $I_{OL} = 3$ mA | | 0.4 | V |
| | | | $V_+ < 2$ V, $I_{OL} = 3$ mA | 0 | $0.2 \times (V_+)$ | V |
| | ALERT | $V_+ > 2$ V, $I_{OL} = 3$ mA | | 0.4 | V | |
| | | $V_+ < 2$ V, $I_{OL} = 3$ mA | 0 | $0.2 \times (V_+)$ | V | |
| Resolution | | | | 12 | | Bit |
| Conversion time | | | | 26 | 35 | ms |
| Conversion modes | | CR1 = 0, CR0 = 0 | | 0.25 | | Conv/s |
| | | CR1 = 0, CR0 = 1 | | 1 | | Conv/s |
| | | CR1 = 1, CR0 = 0 (default) | | 4 | | Conv/s |
| | | CR1 = 1, CR0 = 1 | | 8 | | Conv/s |
| Timeout time | | | | 30 | 40 | ms |
| POWER SUPPLY | | | | | | |
| Operating supply range | | | +1.4 | | +3.6 | V |
| I_Q | Average quiescent current | Serial bus inactive, CR1 = 1, CR0 = 0 (default) | | 7 | 10 | μA |
| | | Serial bus active, SCL frequency = 400 kHz | | 15 | | μA |
| | | Serial bus active, SCL frequency = 3.4 MHz | | 85 | | μA |
| I_{SD} | Shutdown current | Serial Bus Inactive | | 0.5 | 1 | μA |
| | | Serial bus active, SCL frequency = 400 kHz | | 10 | | μA |
| | | Serial bus active, SCL frequency = 3.4 MHz | | 80 | | μA |
| TEMPERATURE | | | | | | |
| Specified range | | | -40 | | 125 | $^\circ\text{C}$ |
| Operating range | | | -55 | | 150 | $^\circ\text{C}$ |

Absolute Maximum Ratings

| | MIN | MAX | UNIT |
|------------------------------|------|-----|------|
| Supply Voltage | | 4 | V |
| Input Voltage ⁽²⁾ | -0.5 | 3.6 | V |
| Output voltage | | 3.6 | V |
| Operating temperature | -55 | 150 | °C |
| Junction temperature | | 150 | °C |

Recommended Operating Conditions

| | MIN | NOM | MAX | UNIT |
|---|-----|-----|-----|------|
| V+ Supply Voltage | 1.4 | 3.3 | 3.6 | V |
| T _A Operating free-air temperature | -40 | | 125 | °C |

Timing Requirements

| | | FAST MODE | | | HIGH-SPEED MODE | | | UNIT |
|----------------------|--|------------------------------|-------|------|-----------------|-------|------|------|
| | | MIN | TYP | MAX | MIN | TYP | MAX | |
| f _(SCL) | SCL operating frequency | V+ | 0.001 | | 0.4 | 0.001 | 2.85 | MHz |
| t _(BUF) | Bus-free time between STOP and START condition | | 600 | | | 160 | | ns |
| t _(HDSTA) | Hold time after repeated START condition. After this period, the first clock is generated. | See Figure 7 | 600 | | | 160 | | ns |
| t _(SUSTA) | repeated start condition setup time | | 600 | | | 160 | | ns |
| t _(SUSTO) | STOP Condition Setup Time | | 600 | | | 160 | | ns |
| t _(HDDAT) | Data hold time | | 100 | 900 | | 25 | 105 | ns |
| t _(SUDAT) | Data setup time | | 100 | | | 25 | | ns |
| t _(LOW) | SCL-clock low period | V+ , see Figure 7 | 1300 | | | 210 | | ns |
| t _(HIGH) | SCL-clock high period | See Figure 7 | 600 | | | 60 | | ns |
| t _{FD} | Data fall time | See Figure 7 | | 300 | | | 80 | ns |
| t _{RD} | Data rise time | See Figure 7 | | 300 | | | | ns |
| | | SCLK ≤ 100 kHz, See Figure 7 | | 1000 | | | | ns |
| t _{FC} | Clock fall time | See Figure 7 | | 300 | | | 40 | ns |
| t _{RC} | Clock rise time | See Figure 7 | | 300 | | | 40 | ns |

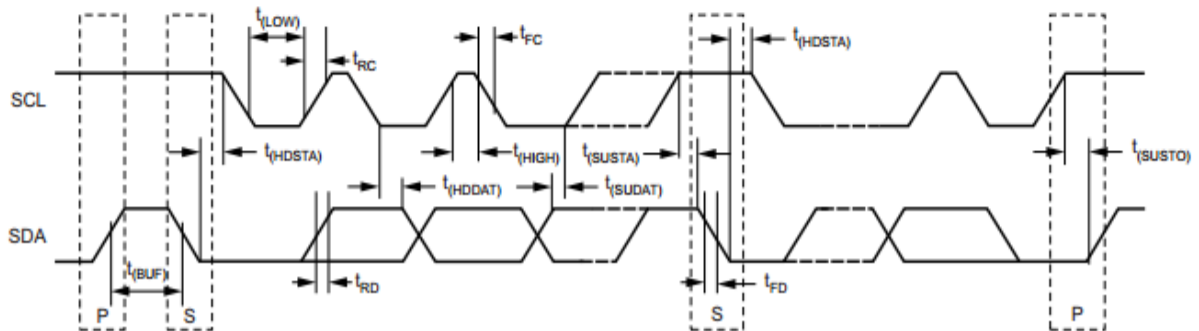


Figure 7. Two-Wire Timing Diagram

