



UNIVERSIDAD CATÓLICA
de Colombia

**SISTEMA DE COMUNICACIONES PARA UN CUBESAT DE ANÁLISIS DE
IMÁGENES CLIMATOLÓGICAS**

Laura Valentina Martínez Morales

702208

Karen Ximena Currea Piratova

702211

**FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y DE TELECOMUNICACIONES
UNIVERSIDAD CATÓLICA DE COLOMBIA
BOGOTÁ, D. C.,
2020**



UNIVERSIDAD CATÓLICA
de Colombia

**SISTEMA DE COMUNICACIONES PARA UN CUBESAT DE ANÁLISIS DE
IMÁGENES CLIMATOLÓGICAS**

Laura Valentina Martínez Morales

Karen Ximena Currea Piratova

**Trabajo De Grado Para Optar Al Título De Ingeniero Electrónico Y De
Telecomunicaciones**

Director

Mónica Andrea Rico Martínez
Ingeniera De Telecomunicaciones, Msc., PhD

Codirector

Rafael Puerta Ramírez
Ingeniero Electrónico, Msc., PhD

UNIVERSIDAD CATÓLICA DE COLOMBIA
FACULTAD DE INGENIERÍA
INGENIERÍA ELECTRÓNICA Y TELECOMUNICACIONES
BOGOTÁ
2020



Atribución-NoComercial-CompartirIgual 2.5 Colombia (CC BY-NC-SA 2.5)

La presente obra está bajo una licencia:

Atribución-NoComercial-CompartirIgual 2.5 Colombia (CC BY-NC-SA 2.5)

Para leer el texto completo de la licencia, visita:

<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-sa/2.5/co/>

Usted es libre de:



- Compartir - copiar, distribuir, ejecutar y comunicar públicamente la obra
- hacer obras derivadas

Bajo las condiciones siguientes:



Atribución — Debe reconocer los créditos de la obra de la manera especificada por el autor o el licenciante (pero no de una manera que sugiera que tiene su apoyo o que apoyan el uso que hace de su obra).



No Comercial — No puede utilizar esta obra para fines comerciales.



Compartir bajo la Misma Licencia — Si altera o transforma esta obra, o genera una obra derivada, sólo puede distribuir la obra generada bajo una licencia idéntica a ésta.

AGRADECIMIENTOS

Agradecemos primeramente a Dios por cuidarnos y protegernos durante toda nuestra carrera, a nuestros padres por darnos su amor incondicional, apoyarnos con nuestros estudios, brindarnos su apoyo y ser fuente de inspiración, a nuestros hermano y hermana por acompañarnos y motivarnos para superar los obstáculos que se nos presentaron en el camino.

Por último, agradecemos a nuestra directora y codirector, PhD Mónica Rico y PhD Rafael Puerta, por brindarnos su colaboración y orientación, gracias por su paciencia y apoyo durante la realización de este trabajo de grado.

CONTENIDO

INTRODUCCIÓN	14
1. GENERALIDADES	16
1.1. PLANTEAMIENTO Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	16
1.1.1. PREGUNTA DE INVESTIGACIÓN.....	17
1.2. OBJETIVOS.....	18
1.2.1. OBJETIVO GENERAL	18
1.2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	18
1.3. JUSTIFICACIÓN.....	19
1.4. ANTECEDENTES	20
1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES.....	25
1.6. MARCO DE REFERENCIA	25
1.6.1. MARCO CONCEPTUAL	25
1.6.1.1. Espectro electromagnético	25
1.6.1.2. CubeSat.....	26
1.6.1.3. Canal de comunicaciones.....	27
1.6.1.4. Modelo canal de comunicaciones satelital.....	27
1.6.1.5. Antenas.....	28
1.6.1.6. Órbitas	29
1.6.1.7. Traslación	30
1.6.1.8. Leyes de Kepler.....	31
1.6.2. IMÁGENES MULTIESPECTRALES.....	32
1.7. METODOLOGÍA	32
2. DISEÑO Y DESARROLLO DE NANOSATÉLITES	34
2.1. SUBSISTEMA DE LOS CUBESAT.....	34
2.1.1. Estructura.....	34
2.1.2. Comunicaciones.....	35
2.1.3. Sistema de potencia.....	35
2.1.4. Control de posicionamiento.....	36
2.2. REQUISITO DE LOS CUBESAT	37
2.2.1. Requisitos generales.....	37
2.2.2. Requisitos mecánicos de CubeSat.....	38
2.2.3. Requisitos eléctricos	40
2.2.4. Requisitos operativos.....	41
2.2.5. Test Requeridos.....	42
2.3. CUBESAT DESARROLLADOS.....	43
2.3.1. SamSat-218D.....	43
2.3.2. IdeasSat.....	46
2.3.3. Fitsat-1	50
2.3.4. NEE-01 Pegasus.....	51

2.3.5. <i>Suchai</i>	52
2.3.6. <i>Cubesat XI-IV, XI-V</i>	54
2.3.7. <i>Libertad 1</i>	56
2.4. IMÁGENES MULTIESPECTRALES.....	57
2.4.1. <i>Cámaras multiespectrales</i>	58
2.5. CARACTERÍSTICAS SELECCIONADAS.	59
3. SISTEMA DE COMUNICACIONES ENTRE UN CUBESAT Y LA ESTACIÓN TERRENA	61
3.1. SEGMENTO TERRESTRE	64
3.2. SEGMENTO ESPACIAL	65
3.2.1. <i>Subsistema de seguimiento, telemetría y comando (TT&C)</i>	65
3.2.2. <i>Satélite</i>	66
3.2.3. <i>Transpondedor</i>	67
3.3. PARÁMETROS DEL ENLACE	67
3.3.1. <i>Angulo de elevación (θ)</i>	68
3.3.2. <i>Azimut (Ψ)</i>	69
3.3.3. <i>Rango (d)</i>	69
3.3.4. <i>Atenuación por absorción atmosférica (L_a)</i>	70
3.3.5. <i>Atenuación por propagación en el espacio libre (L_p)</i>	72
3.3.6. <i>Potencia isotrópica efectiva irradiada (PIRE)</i>	72
3.3.7. <i>Densidad de flujo (Φ)</i>	73
3.3.8. <i>Pérdidas por desapuntamiento (LT)</i>	73
3.3.9. <i>Pérdidas en los conectores (LConectores)</i>	74
3.3.10. <i>Ruido en un enlace satelital.</i>	74
3.3.11. <i>Ruido térmico (N)</i>	76
3.3.11.1. <i>Densidad de ruido (N0)</i>	76
3.3.12. <i>Factor o figura de ruido (F)</i>	76
3.3.13. <i>Temperatura de ruido de una antena en el enlace de bajada (Tb)</i>	77
3.3.14. <i>Temperatura de ruido de una antena en el enlace de subida (Ts)</i>	78
3.3.15. <i>Factor de calidad o figura de mérito (G/T)</i>	78
3.3.16. <i>Ruido de intermodulación</i>	79
3.3.17. <i>Relación portadora a ruido (C/N0)</i>	79
3.3.18. <i>Ancho de banda (B)</i>	80
3.4. PARÁMETROS ADICIONALES	80
3.4.1. <i>Bandas de Frecuencia</i>	80
3.4.2. <i>Modulación</i>	81
3.4.3. <i>Tasa de errores de bits (BER)</i>	81
4. DISEÑO DEL CANAL DE COMUNICACIONES	82
4.1. CARACTERÍSTICAS GENERALES.....	82
4.2. ENLACE DE SUBIDA.....	86
4.3. ENLACE DE BAJADA	89
4.4. RELACIÓN TOTAL DE POTENCIAS	93

5. SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE COMUNICACIÓN ENTRE UN CUBESAT Y LA ESTACIÓN TERRENA.....	96
5.1. MEMORIA DE CALCULO	96
5.1.1. <i>Variables memoria de calculo</i>	96
5.1.1.1. Uplink:.....	96
5.1.1.2. Downlink:	97
5.1.1.3. Resultados:.....	98
5.1.2. <i>Resultados memoria de calculo</i>	98
5.2. SIMULACIÓN TRANSMISIÓN DE DATOS	100
5.2.1. <i>Función de los bloques enlace satelital RF</i>	100
5.2.1.1. Transmisor satelital de enlace descendente.....	101
5.2.1.2. Ruta de enlace descendente	101
5.2.1.3. Receptor de enlace descendente de estación terrestre.....	101
5.2.1.4. Model Parameters	102
5.2.1.5. Resultados.....	104
5.2.2. <i>Resultados de la transmisión de datos</i>	105
6. RESULTADOS.....	109
7. IMPACTO.....	111
8. CONCLUSIONES.....	112
9. RECOMENDACIONES Y TRABAJOS FUTUROS.....	114
10. BIBLIOGRAFÍA.....	115
11. ANEXOS	120

LISTADO DE CUADROS

Cuadro 1. Características del estándar de los CubeSat.....	39
Cuadro 2. Características del resorte de separación CubeSat.....	40
Cuadro 3. Elementos alternos	45
Cuadro 4. Matriz de Trazabilidad Científica.....	47
Cuadro 5. Matriz de Trazabilidad Científica.....	48
Cuadro 6. componentes del subsistema IDEASSat.	49
Cuadro 7. presupuesto de enlace descendente UHF a NCU.	50
Cuadro 8. Especificaciones CubeSat-XI.....	55
Cuadro 9. Características de los CubeSat	60
Cuadro 10. Requisitos del sistema de comunicaciones.	63
Cuadro 11: Fuentes de ruido.....	75
Cuadro 12: Datos geográficos de la estación terrena	82
Cuadro 13: Datos para el enlace de subida	86
Cuadro 14: Datos para el enlace de bajada	89
Cuadro 15: BER vs Temperatura	105

LISTADO DE FIGURAS

Figura 1. Propiedades del espectro.....	26
Figura 2: Orbitas circulares	29
Figura 3. Tipos de orbitas satelitales.....	31
Figura 4. Sistema de coordenadas PPOD.....	38
Figura 5. Interruptores de despliegue y ubicaciones de resortes de separación... 41	
Figura 6. Estructura interna nanosatélite SamSat-218D.	44
Figura 7. La unidad prototipo del modelo de ingeniería IDEASSat.	46
Figura 8. Panel superior y panel inferior de FITSat-1	51
Figura 9. Ilustración del Pegasus CubeSat con las alas solares desplegadas.....	52
Figura 10. CubeSat Suchai.	53
Figura 11. XI-V (Cubesat-OSCAR-58, CubeSat XI-V).....	55
Figura 12. CubeSat Libertad 1.	56
Figura 13. Sensor multiespectral.....	59
Figura 14: Estructura del sistema de comunicaciones de un satélite	61
Figura 15: Estructura del sistema del satélite.....	67
Figura 16: Configuración de un enlace satelital.....	70
Figura 17: Puntos de referencia para evaluar el ruido térmico.	75
Figura 18: Localización de la estación terrena y el satélite	84
Figura 19: Referencia del sistema para hallar la temperatura de ruido (T_s) en el enlace de subida	87

Figura 20: Referencia del sistema para hallar la temperatura de ruido (T_s) en el enlace de bajada	90
Figura 21: Simulador de presupuesto satelital	99
Figura 22: Enlace satelital RF	100
Figura 23: BER vs Temperatura.....	106
Figura 24: 16-QAM con 100°K. Figura 25: 64-QAM con 100°K.....	107
Figura 26: 16-QAM con 1000°K. Figura 27: 64-QAM con 1000°K.....	107
Figura 28: Espectro de potencia.....	108

LISTADO DE ANEXOS

Anexo A: Mapa de visualización de red, búsqueda “Link Budget and CubeSat” .	120
Anexo B: Mapa de visualización de red, búsqueda “Multispectral images and Satellite and Camera”	121
Anexo C: Mapa de visualización por cocurrencia, búsqueda “Multispectral images and Satellite and Camera”	122
Anexo D: Mapa de visualización de densidad, búsqueda “Multispectral images and Satellite and Camera”	123
Anexo E: Atribución de frecuencias en la banda de VHF	124
Anexo F: Atribución de frecuencias en la banda de UHF	124
Anexo G: Datasheet de la antena UHF para el satélite	125
Anexo H: Datasheet de la antena VHF para el satélite	126
Anexo I: Datasheet del transceptor del satélite	127
Anexo J: Datasheet del transceptor de la estación terrena	130
Anexo K: Datasheet del kit de estación terrestre VHF / UHF	132
Anexo L: Datasheet de la cámara para nano satélite	134
Anexo M: Calculo del enlace satelital	136

RESUMEN

El avance de la tecnología en la actualidad y el máximo aprovechamiento de esta para crear componentes miniaturizados ha permitido que el desarrollo de nanosatélites, un tipo de vehículo espacial no tripulado de tamaño y peso reducidos, que cuenta con todos los sistemas de un satélite a gran escala, sea cada vez más común en instituciones educativas interesadas en acercar a los estudiantes a la investigación espacial. Debido a esto, en la Universidad Católica de Colombia se plantea el diseño del sistema de comunicaciones, como inicio en la posible construcción de su primer CubeSat.

Cabe destacar la importancia del sistema de comunicaciones, ya que provee los elementos necesarios para realizar la recepción y transmisión de datos entre el CubeSat y la estación terrena, dichos datos corresponden a telemetría y comandos y a las imágenes que el satélite pueda tomar por medio de los sensores que sean colocados según la misión para la que haya sido diseñado. Debido a lo anterior, este trabajo de grado presenta los resultados del diseño del sistema mediante la determinación del presupuesto de enlace, parámetro utilizado para relacionar las pérdidas y las ganancias presentes en el trayecto, así como para determinar las características de los equipos necesarios en la estación terrena y el satélite para así poder establecer la comunicación.

Para poder cumplir con el objetivo general de este trabajo de grado se inicia con una introducción acerca de lo que es el estándar de nanosatélites CubeSat, se indican cuáles son los alcances y limitaciones del trabajo de grado y se propone la justificación del por qué se considera que el trabajo de grado tiene una alta relevancia en la vida académica de los estudiantes de ingeniería electrónica y telecomunicaciones, posteriormente se comienza una investigación de los antecedentes, los requisitos y los elementos que deben ser tenidos en cuenta en la construcción de un nanosatélite.

Como siguiente paso se entra más a detalle en la investigación del subsistema de comunicaciones de los satélites, se indaga cuáles son los requisitos que se deben tener en cuanto al diseño. Adicionalmente, se explica cuál es la función que cumple el segmento terrena y el espacial en la comunicación y operabilidad del CubeSat, posteriormente se realiza cálculo del presupuesto del enlace, en el cual se tienen en cuenta la potencia, ganancia, pérdidas y demás características en cada tramo del enlace que posibiliten realizar los cálculos para poder obtener una buena relación de portadora a ruido.

Finalmente, una vez obtenidas las ecuaciones matemáticas y comprobar que el umbral de recepción es aceptable se realiza una memoria de cálculo en Matlab, el cual permite realizar las operaciones del enlace variando las características iniciales como altitud y frecuencia, entre otros, y se realiza una simulación que permita verificar el funcionamiento del canal de comunicaciones, dicha simulación se realiza mediante SIMULINK de Matlab®.

PALABRAS CLAVES:

Canal de comunicaciones, CubeSat, presupuesto de enlace, relación portadora a ruido, simulación.

INTRODUCCIÓN

El estándar CubeSat de diseño de nanosatélites fue desarrollado por primera vez en 1999 la Universidad Estatal Politécnica de California, San Luis Obispo y el Laboratorio de desarrollo de sistemas espaciales de la Universidad de Stanford, este se elaboró como un programa de educación con el fin de participar en una investigación espacial para reducir costos y tiempos. Así mismo, CubeSat tiene como objetivo la estandarización miniaturizada de un satélite en la categoría de nanosatélites, en el que se especifica una serie de criterios con los que se debe cumplir: forma, tamaño y peso; sus medidas de longitud, ancho y altura deben ser de 10 cm x 10 cm x 10 cm, con un peso total no superior a 1.33 kilogramos (kg), estableciendo unidades fundamentales (1U), (2U), (3U) en adelante.¹

El lanzamiento de los nanosatélites es una iniciativa de la N.A.S.A y puede ser realizado por universidades, escuelas u organizaciones con fines educativos, estudios científicos, sensado remoto, comunicaciones, demostraciones tecnológicas y exploración del espacio, para fomentar la investigación espacial. Es por esto que este trabajo de grado busca que la Universidad Católica de Colombia inicie la investigación espacial mediante el desarrollo de un CubeSat que permita la captura de imágenes climatológicas, esto con el fin de poder generar independencia en la adquisición de este tipo de imágenes, ya que actualmente Colombia gasta de 2 a 15 millones de dólares anuales en la compra de imágenes satelitales a otros países².

Teniendo esto en cuenta, el objetivo del siguiente trabajo de grado es el diseño de un canal de comunicación entre un CubeSat y una estación terrena con el fin de que establezcan comunicación y se puedan enviar datos con las características de una imagen multispectral desde el satélite hasta la tierra. Para cumplir con dicho objetivo el documento se divide en 7 capítulos, el primer capítulo expone el planteamiento del problema, los antecedentes de los nanosatélites tanto en Colombia como en el mundo, se define cual será el alcance y las limitaciones encontradas en el desarrollo del trabajo de grado, seguido a esto se justifica el por

¹ POTTER, Sean. "La NASA envía CubeSats al espacio en su primer lanzamiento dedicado con el socio estadounidense Rocket Lab", 2018. [consulta: 25 febrero 2020]. Disponible en <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-sends-cubesats-to-space-on-first-dedicated-launch-with-us-partner-rocket-lab>.

² EL TIEMPO: Colombia le apuesta a tener un satélite propio de última tecnología. [consultado: 25 febrero 2020]. Disponible en: <https://www.eltiempo.com/politica/gobierno/colombia-le-apuesta-a-tener-un-satelite-propio-de-ultima-tecnologia-456430>

qué es relevante adelantar trabajo de grado de tipo investigativo en nuevas tecnologías como la espacial en la Universidad Católica de Colombia.

Asimismo, el segundo capítulo recopila información correspondiente al diseño y desarrollo de forma general de los nanosatélites, y toma como ejemplo algunos de los CubeSat construidos en diferentes países para poder obtener una comprensión de cuáles son las características más frecuentes en estos. Seguido a esto, en el tercer capítulo se indaga a profundidad el subsistema de comunicaciones, destacando los elementos que lo componen tanto en tierra como en el espacio y se definen las ecuaciones matemáticas a utilizar para calcular el presupuesto del enlace.

Continuando con lo anterior, en el cuarto capítulo se realiza el cálculo de la relación portadora a ruido en el enlace de subida y de bajada para hallar la relación total de portadora a ruido, parámetro utilizado para evaluar el funcionamiento del enlace, relacionando pérdidas y ganancias.

Para terminar, el quinto capítulo se enfoca en la realización una memoria de cálculo en Matlab®, que permita obtener de forma rápida la relación portadora a ruido, modificando las características del enlace, como las antenas, amplificadores, frecuencias y altitud en la órbita LEO, así mismo se realiza una simulación mediante SIMULINK, también de Matlab®, para obtener graficas de la señal transmitida por el satélite versus la señal recibida en la estación terrena y analizar las simulaciones obtenidas. Finalmente, los capítulos 6 y 7 presentan las conclusiones obtenidas de la realización del trabajo de grado y se indican las recomendaciones para tener en cuenta, así como el trabajo futuro.

1. GENERALIDADES

1.1. PLANTEAMIENTO Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

En estos últimos años se ha venido realizando el lanzamiento en todo el mundo de nanosatélites conocidos como CubeSat, debido a que estos son de fácil construcción, presentan un bajo costo y su tiempo de desarrollo es reducido a causa de su tamaño. Así mismo, han ocupado un espacio importante en misiones de organizaciones mundiales como la N.A.S.A y han impulsado el desarrollo, la investigación científica y las muestras tecnológicas en instituciones educativas, promoviendo la observación del espacio a los estudiantes³.

Por otra parte, en Colombia se han realizado dos nanosatélites tipo CubeSat, el primero realizado por la Universidad Sergio Arboleda llamado Libertad 1 y el segundo realizado por la Fuerza Aérea Colombiana llamado FACSAT1. Libertad 1 tenía como objetivo capturar una serie de datos del comportamiento propio del satélite como temperatura de las caras, baterías y microcontrolador, estado de voltaje y corriente de baterías, número de transmisiones hechas por el satélite y número de capturas exitosas de los sensores. Por otro lado, el FACSAT1 se caracteriza por ser capaz de capturar imágenes que permiten la observación del territorio colombiano, teniendo como misión detectar cambios en la vegetación producidos por la minería ilegal y mejorar las comunicaciones satelitales de la Fuerza Aérea Colombiana (FAC) en la Antártida donde se ubicada la estación terrena temporalmente⁴. A pesar de esto, el país aún no cuenta con un satélite destinado a la investigación del cambio climático, por lo cual se ve obligada a adquirir estos datos comprándolos de otros países que tengan satélites que pasen por la órbita colombiana. Por lo anterior diferentes universidades colombianas, como la Universidad de los Andes, la Universidad Distrital Francisco José de Caldas y nuevamente la Universidad Sergio Arboleda, se encuentran trabajando en la investigación y desarrollo de CubeSat que permitan la investigación espacial por medio de diferentes misiones.

Por su parte, la Universidad Católica de Colombia a la fecha no ha incursionado en el tema, de modo que este trabajo de grado se plantea con el fin de diseñar un canal

³ CRUSAN, Jason., GALICA, Carol. Iniciativa de lanzamiento de la NASA CubeSat: Habilitación de un amplio acceso al espacio, Acta Astronautica [en línea]. 2018, agosto. [Consulta: 5 marzo 2020]. Disponible en: doi: 10.1016/j.actaastro.2018.08.048.

⁴ LACTAM SATELITAL. [sitio Web]. FACSAT-1 cumple un año en órbita. [Consulta: 5 marzo 2020]. Disponible en: <https://latamsatelital.com/facsat-1-cumple-un-ano-en-orbita/>

de comunicaciones para un CubeSat que capture y envíe imágenes multiespectrales del clima, comprobándolo mediante simulación en SIMULINK y así contribuir al inicio de la investigación de esta tecnología en la Universidad, generando un aporte al diseño de lo que sería la construcción de su primer CubeSat.

1.1.1. PREGUNTA DE INVESTIGACIÓN

¿Cómo diseñar el canal de comunicaciones para que un nanosatélite sea capaz de enviar datos a una estación terrena?

1.2. OBJETIVOS

1.2.1. OBJETIVO GENERAL

Simular el sistema de comunicaciones para un CubeSat que captura y envía imágenes multispectrales del clima.

1.2.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Investigar el diseño y desarrollo de un nanosatélite que tome imágenes espectrales del clima.

Identificar los requerimientos del sistema de comunicaciones entre un CubeSat y una estación terrena.

Diseñar el sistema de comunicaciones entre un CubeSat y una estación terrena.

Realizar las pruebas al sistema de comunicación implementado mediante simulación.

1.3. JUSTIFICACIÓN

Los CubeSat son un tipo de nanosatélites, es decir, son vehículos artificiales no tripulados que se hallan en la órbita LEO y giran alrededor de la tierra, estos satélites tienen un tamaño reducido y se diseñan con el fin de disminuir costos y tiempos de fabricación⁵, a pesar de esto los CubeSat cuentan con todos los sistemas de funcionamiento de un satélite a gran escala. Dichos sistemas son los de estructura, propulsión, control eléctrico, comunicaciones, entre otros. Es conveniente destacar la importancia del sistema de comunicaciones, ya que provee los elementos necesarios para realizar la recepción y transmisión de datos entre el CubeSat y la estación terrena, dichos datos corresponden a telemetría y comandos y a las imágenes que el satélite pueda tomar por medio de los sensores que sean colocados según la misión para la que haya sido diseñado⁶.

Es por esto que en Colombia se ha venido presentado un incremento en el interés por parte de sectores públicos y privados de incursionar en las ciencias del espacio para ofrecer nuevas aplicaciones científicas, tecnológicas y comerciales⁷, por lo cual este trabajo de grado pretende abrir la puerta a la investigación espacial en la Universidad Católica de Colombia al acercar a los estudiantes a tendencias mundiales como lo es la tecnología satelital, y así asentar las bases para la construcción de su primer nanosatélite que tenga como misión la captura de imágenes multiespectrales del clima para poder realizar seguimiento continuo casi que en tiempo real de las condiciones meteorológicas del país.

Teniendo en cuenta lo anterior en este trabajo de grado se realiza el diseño del canal de comunicaciones mediante la búsqueda de los componentes y se calcula el presupuesto de enlace para que se pueda transmitir y recibir datos entre la estación terrena y el satélite. Puesto a que el presupuesto relaciona las pérdidas y las ganancias presentes en el enlace y determina las características de los equipos a utilizar en la estación terrena y el satélite para así poder establecer la comunicación del enlace de subida y el enlace de bajada.

⁵ CIGEPI (CENTRO DE INFORMACIÓN TECNOLÓGICA Y APOYO A LA GESTIÓN DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL). Boletín tecnológico Nanosatélites. p. 80. Super Intendencia de Industria y Comercio. 2017. p. 9.

⁶ ALEN SPACE. [sitio Web]. Guía básica de nanosatélites [Consulta: 5 de febrero 2020]. Disponible en: <https://alen.space/es/guia-basica-nanosatelites/>.

⁷ CIGEPI, op. cit., p. 15.

1.4. ANTECEDENTES

En el año 1999 la Universidad Politécnica Estatal de California (Cal Poly) y la Universidad de Stanford desarrollaron el trabajo de grado CubeSat con el fin de proporcionar un estándar para el diseño de nanosatélites que redujeran costos, tiempo de elaboración y generar así un camino asequible al espacio para investigadores y estudiantes de las universidades. Así, dio paso para que en el mismo año se fundara el programa de nanosatélites universitarios (UNP, por sus siglas en inglés), con el propósito de poner en órbita, mediante el transbordador espacial, satélites construidos por universidades⁸. Desde entonces el estándar CubeSat se ha convertido en una colaboración internacional adoptada por cientos de organizaciones en todo el mundo como lo son universidades, escuelas secundarias, empresas privadas y organizaciones gubernamentales⁹.

Así mismo, la revolución de satélites como los nano y picosatélites ha llevado a que en estas dos décadas, desde la creación del trabajo de grado CubeSat en 1999, organizaciones como la N.A.S.A. hayan creado múltiples programas y publicaciones, como lo son: el Lanzamiento Educativo de Nanosatélites (E.L.a.N.a., por sus siglas en inglés) que ha ejercido un papel decisivo en el lanzamiento de programas educativos, el trabajo de grado de Instrumentación de Estudiantes Universitarios (U.S.I.P., por sus siglas en inglés), que proporciona fondos a los equipos universitarios que construyen satélites pequeños, la Iniciativa de Lanzamiento de CubeSat (C.S.L.I., por sus siglas en inglés) en la cual la N.A.S.A. cubre el costo de proporcionarle a los CubeSat un viaje al espacio a cambio de un informe sobre los resultados de la investigación y la Guía CubeSat 101 que proporciona los conceptos básicos y procesos para desarrolladores de CubeSat¹⁰.

Por otra parte, en el año 2007 Colombia colocó en órbita su primer satélite llamado Libertad 1, el cual fue desarrollado por la Universidad Sergio Arboleda. Gracias a este trabajo de grado denominado Colombia en órbita, dicha Universidad se convirtió en pionera de la industria dentro del país. Actualmente, esta industria se encuentra en crecimiento y universidades de Colombia como la Universidad Nacional y la Universidad de los Andes han empezado a presentar progresos en cuanto a las capacidades científicas. Así mismo, la empresa colombiana Ideatech

⁸ OLSON, Jesse. "Olson 1 33 rd Annual AIAA/USU University Nanosatellite Program-20 Years of Education", *UNP HISTORY*, 2019. Pag 1.

⁹ CubeSat - Origin of the new space revolution. [en línea]. Disponible en: <http://www.cubesat.org/>. [Accessed: 17-Aug-2019].

¹⁰ OLSON, op. cit., p. 3

es pionera a nivel continental en producción de satélites de bajo costo implementando nanotecnología¹¹.

Además, en Colombia en el año 2006 por medio del decreto presidencial 2442 del 18 de julio se creó la Comisión Colombiana del Espacio (C.C.E.). Cuyo objetivo es impulsar la industria aeroespacial en el país. En 2012, la dirección de dicha comisión fue asumida por la Fuerza Aérea Colombiana (F.A.C.) buscando fortalecer y multiplicar los esfuerzos dirigidos a incrementar y desarrollar el conocimiento sobre el espacio. En 2013 se creó el Departamento de Asuntos Espaciales el cual se encarga de realizar Programas de Actividades Espaciales de la F.A.C.; generando así beneficios en redes de telefonía, difusión de señales de radio y televisión, y operaciones militares aéreas.

Adicionalmente, la Superintendencia de Industria y Comercio (S.I.C.) a través del Centro de Información Tecnológica y Apoyo a la Gestión de la Propiedad Industrial (C.I.G.E.P.I.) se encarga de emitir el boletín tecnológico nanosatélites, en el cual se presentan los avances y novedades relacionadas con nanosatélites, permitiendo de esta manera instaurar el estado de la técnica, buscar soluciones a problemas tecnológicos e identificar tendencias, además de posibles líneas de investigación y tecnologías de uso libre. Así mismo, en Colombia ha ido creciendo el interés de los sectores públicos y privados por incursionar en el sector espacial, es por esto por lo que instituciones como la F.A.C. y el Departamento Administrativo de Ciencia, Tecnología e Innovación, promueven la formación, el desarrollo y el acceso de Colombia en las ciencias del espacio¹².

Por otro lado, en el año 2018 la Fuerza Aérea Colombiana lanzó su primer satélite, el FAC-SAT1, este es un CubeSat 3U (dimensiones estándar de 3U: 10 cm x 10 cm x 34 cm), desde el cual se monitoreará la seguridad nacional las 24 horas, la minería ilegal, el narcotráfico y la prevención de emergencias, buscando con este satélite tener autonomía en imágenes de la tierra en tiempo real¹³.

¹¹ BERMÚDEZ, Andrea. “Nanosatélites, un nuevo reto espacial en Colombia | Superintendencia de Industria y Comercio”, Centro de Información Tecnológica y Apoyo a la Gestión de la Propiedad Industrial (CIGEPI), 2019, <https://www.sic.gov.co/ruta-pi/julio26/nanosatelites-un-nuevo-reto-espacial-en-colombia>.

¹² SILVA, Antonio. BERMÚDEZ, Andrea. Centro de Información Tecnológica y Apoyo a la Gestión de la Propiedad Industrial -CIGEPI. Superintendencia De Industria Y Comercio. . [consultado: 25 mayo 2020]. Disponible en: https://www.sic.gov.co/sites/default/files/files/Propiedad%20Industrial/Boletines_Tecnologicos/Boletin_Nanosatelites.pdf

¹³ FAC y GOMspace, “La Fuerza Aérea de Colombia lanzó FACSAT-1 — Latam Satelital”, 2018, <http://latamsatelital.com/la-fuerza-aerea-colombia-lanzo-facsat-1/>.

Actualmente en Colombia se está trabajando en nuevos CubeSat como lo son FAC-SAT2 de la Fuerza Aérea Colombiana, el Libertad 2 de la Universidad Sergio Arboleda y otros de universidades tanto públicas como privadas del país. Igualmente, Colciencias impulsa el desarrollo de la carrera espacial mediante convocatorias como la de ecosistemas de Innovación y se espera que en el año 2020 el gobierno implemente un plan de desarrollo aeroespacial¹⁴.

A continuación, se presentarán algunos artículos publicados en la base de datos de Scopus, los cuales tratan acerca de los cálculos para establecer el presupuesto de enlace para CubeSat, el sistema de comunicaciones y las imágenes multiespectrales, estos artículos serán utilizados a modo de referencia en los capítulos 2 y 3 para tener en cuenta parámetros de cálculo y elementos de la estación terrena y el satélite. En el anexo A y anexo B, se pueden evidenciar los mapas de visualización de red, creados con el uso de la herramienta de vigilancia tecnológica VOSviewer®, y que permitieron seleccionar los documentos de los autores más relevantes por su fuerza de enlace, número de citas y cantidad de documentos publicados.

De acuerdo con el artículo “Diseño del subsistema de comunicación para las misiones de CubeSat de nanosatélites: Perspectivas operativas y de implementación” de los autores Popescu O, Harris J y Popescu D. Se tiene que uno de los grandes desafíos que se presentan a la hora de diseñar los sistemas para un nanosatélite se encuentra en el subsistema de comunicaciones, ya que, al ser un componente crítico para determinar las tareas específicas que se realizarán de acuerdo con la misión, se presentan restricciones operativas que impactan el diseño del subsistema. En este artículo, se desarrolla el diseño al tener en cuenta los componentes principales de un CubeSat, realizar el análisis del presupuesto de enlace y definir la modulación adecuada a utilizar. Asimismo, se realiza una comparativa acerca de cómo afecta el ángulo de elevación a las pérdidas por propagación, destacando que cuando el ángulo es de 90° las pérdidas por propagación alcanzan su mínimo nivel, y que a ángulos de elevación menores de 10° o mayores de 170°, la probabilidad de tener visibilidad de línea de vista tiende a cero debido a las obstrucciones¹⁵.

Además, Capiello A, Popescu D, Harris J y Popescu O, en su artículo “Diseño de enlace de radio para comunicaciones entre CubeSat a estación terrena usando una licencia experimental”, definen el protocolo de comunicación a utilizar, AX.25,

¹⁴ CIGEPI, Silva Rubio, et al. op. cit., p. 17

¹⁵ POPESCU, Otilia; et al., “Designing the Communication Sub-System for Nanosatellite CubeSat Missions: Operational and Implementation Perspectives”. IEEE, 2016.

resaltando que, para utilizar eficientemente la frecuencia asignada, el enlace se diseñó para funcionar en modo semidúplex a una velocidad nominal de 9.600 bps. En el artículo también se describen los parámetros del enlace, tanto en el enlace ascendente como descendente, dichos parámetros son, frecuencia, potencia de transmisión, pérdidas del transmisor y pérdidas por el espacio libre, temperaturas de ruido del receptor, la antena, entre otros. La licencia experimental utilizada fue de 400MHZ, esta frecuencia fue utilizada en los dos enlaces y se obtuvieron valores para el margen en el orden 20 dB, con un rendimiento efectivo de 5.000 bps correspondiente a una velocidad de datos sin procesar de 9.600 bps¹⁶.

De otro lado, en el artículo “Investigación de la cámara multiespectral del satélite ZY-3” de los autores Fan B, Zhang X, Cai W, Huang Y, Jiao W, se realiza un análisis del primer satélite de mapeo estereoscopia de China llamado ZY-3, el cual tiene como carga útil una cámara multiespectral de alta resolución que puede detectar imágenes multiespectrales mediante el espectro reflectante. Adicionalmente, esta cámara es capaz de identificar las características físicas de los objetos y se usa para la investigación y vigilancia del territorio, la agricultura, la investigación forestal y ecológica, el urbanismo y para el trabajo de grado y monitoreo de riesgos. En este artículo los autores los componentes y requisitos de la cámara, entre los cuales se encuentran las especificaciones de la relación señal a ruido, mayor a 100, el tamaño del píxel, 20µm, la resolución de pixeles, 5.8 m, y la franja, 51 km. Según los autores, la cámara del satélite, en una altitud de orbita de 506 Km, permite capturar imágenes multiespectrales de alta resolución, al contar con un telescopio de baja distorsión, tener mejor estabilidad estructural y térmica. Como resultados se tiene que las imágenes capturadas presentan una relación señal a ruido de más de 41 dB cuando el ángulo de elevación es de 70°¹⁷.

Del mismo modo, los autores Moreno L, Ramos V, Pohl M y Huguet F, realizan un estudio comparativo de las imágenes multiespectrales tomadas por un satélite y las imágenes RGB tomadas por un dron, el fin de este artículo es comparar estas dos tecnologías utilizadas en el análisis de la superficie terrestre. Para ello, definen el funcionamiento de las cámaras RGB y satelitales, asimismo, debido a que el objetivo es tomar imágenes de vegetación, los autores comparan diferentes índices para medir el rendimiento de las imágenes obtenidas, como resultado se evidencia que en este estudio el uso de imágenes multiespectrales no es óptimo para identificar zonas de cobertura vegetal, debido a que el sensor multiespectral

¹⁶ CAPPIELLO, Anthony, et al., “Radio Link Design for CubeSat-to-Ground Station Communications Using An Experimental License”.

¹⁷ FAN, Bin; et al., “Research of the multispectral camera of ZY-3 satellite”. *SPIE*, 2012.

utilizado posee un mayor ancho de banda en la banda verde en comparación con la banda roja, lo que genera menor sensibilidad en la captura de imágenes¹⁸.

Finalmente, Belokonov, Timbai y Nikolaev¹⁹ presentan un trabajo sobre el movimiento de los nanosatélites aerodinámicamente estabilizados del diseño CubeSat. Las características del comportamiento de los nanosatélites en órbitas bajas están condicionadas tanto por los efectos atmosféricos como por sus propias características de masa e inercia: la vida útil de los nanosatélites es más corta, mientras que la aceleración angular generada por el momento aerodinámico es mucho mayor en comparación con los grandes satélites teniendo gran masa.

Por otra parte, continuando con el análisis bibliográfico, haciendo uso de la ecuación de búsqueda "Multispectral images" and "Satellite" and "Camera" en la base de datos de SCOPUS, los documentos relacionados al resultado en cuanto a los autores más citados tienen una tendencia significativa hacia el término "Remote sensing" como se puede observar en anexo C. Este término está asociado a técnicas de captura de datos por CMOS de manera remota. Sin embargo, se logra observar que en la red de co-ocurrencia más significativa para este término se encuentran datos relacionados a las características del objetivo principal de este proyecto, como los son imágenes multiespectrales y registro de imágenes. Por lo que se interpreta que la ecuación de búsqueda ha logrado filtrar documentos que aportan significativamente al levantamiento de información del actual proyecto investigativo.

Teniendo en cuenta el mapa de densidad por coocurrencia en el anexo D se tiene como resultado dos puntos de calor rojo con las palabras claves sensor remoto con 85 concurrencias y multiespectral con 32. Entre los autores que hacen uso de estas palabras claves es Dinuls, R., en su artículo Identificación de especies arbóreas en bosques bálticos mixtos utilizando LiDAR y datos multiespectrales, plantearon la metodología para la identificación semiautomática de especies arbóreas, mediante un clasificador multiclase el cual está diseñado a partir de datos multiespectrales de árboles seleccionados interactivamente, así mismo Tong, Q. en su artículo progreso actual de la teledetección hiperespectral en China tiene como objetivo revisar el progreso de la investigación de vanguardia de la tecnología de teledetección hiperespectral en China, y resume y analiza los principales logros innovadores, ya que afirma que por medio del apoyo de proyectos de investigación científica nacionales, provinciales y ministeriales, ha resuelto muchos problemas mundiales en el mecanismo de información de teledetección hiperespectral,

¹⁸ MORENO, L; et al., Estudio comparativo de imágenes satelitales multiespectrales e imágenes RGB tomadas de drones para la estimación de la cubierta vegetal. [en línea]. 2018, IEEE. [Consultado 3 junio 2020]. Disponible en: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8596362>

¹⁹ BELOKNOV, I; et al., op. cit, p. 287.

teniendo aplicaciones exitosas en diferentes campos como medio ambiente, agricultura, tieera y minería, entre otros.

1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES

Durante este trabajo de grado se planteó desarrollar de manera metodológica el diseño de un canal de comunicaciones entre un CubeSat y una estación terrena. Esto se hizo mediante una recopilación de información, la cual sirvió como guía para poder seleccionar los parámetros de frecuencia y altitud de la órbita, adicionalmente, las ganancias y potencias de la estación terrena y el satélite, se obtuvieron por medio de la hoja de datos de dispositivos comerciales utilizados en la fabricación de nanosatélites, todo esto para poder compilar la información con el fin de obtener todas las variables necesarias para calcular el presupuesto del enlace.

Asimismo, los cálculos se obtuvieron mediante ecuaciones matemáticas complementadas con una memoria de cálculo desarrollada en el software Matlab®, la cual permitió verificar los resultados y facilitó el cálculo de la relación portadora a ruido con diferentes parámetros como lo son frecuencia, ganancia de las antenas, potencia, altitud y pérdidas en los conectores.

Por otra parte, se hizo uso del Toolbox de SIMULINK para simular el espectro de la señal transmitida por el satélite y la recibida por la estación terrena, y así poder analizar las constelaciones y la tasa de bits erróneos obtenidos, de manera que los datos en el receptor sean percibidos como una imagen, que se compone por una cadena de bits, y de este modo poder validar que los datos están siendo recibidos sin sobrepasar el umbral de error establecido. Sin embargo.

1.6. MARCO DE REFERENCIA

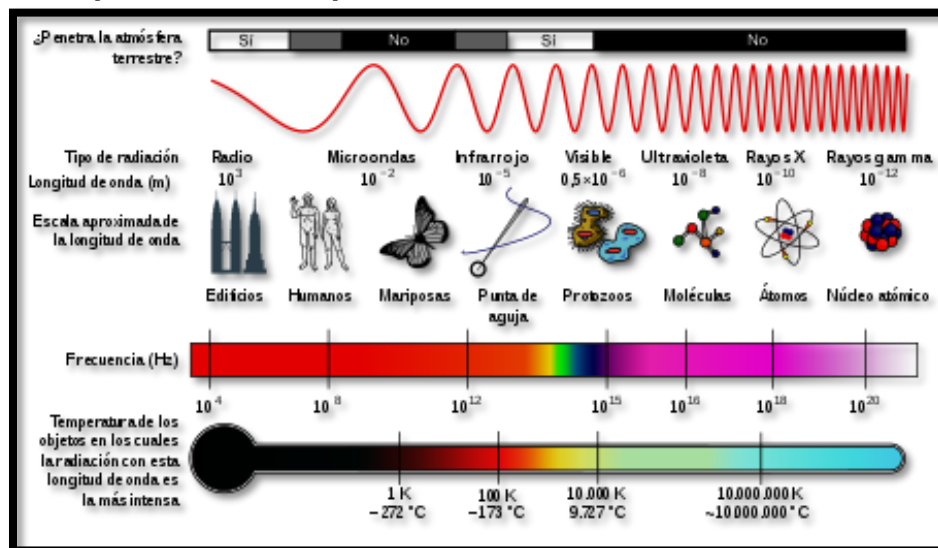
1.6.1. MARCO CONCEPTUAL

1.6.1.1. Espectro electromagnético

Es la distribución de energía en un conjunto de ondas electromagnéticas que se emiten (espectro de emisión) o se absorben (espectro de absorción), sirve para identificar sustancias se pueden observar a través de espectroscopios, con el cual es posible realizar medidas de la longitud de onda, frecuencia, o medir los niveles de radiación²⁰.

²⁰ ESA, “ESA - Eduspace ES - Inicio - ¿Qué es la teledetección?” (European Space Agency, 2009), http://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace_ES/SEMO1U3FEXF_0.html.

Figura 1. Propiedades del espectro.



Fuente: WIKIMEDIA. Espectro visible y no visible [en línea] <<https://bit.ly/37atqmF>> [citado en 30 de octubre de 2019]

Este espectro tiene un rango desde la radiación de longitud de onda variable bajas como rayos gamma, los rayos X, radiación ultravioleta, luz visible, radiación infrarroja, y las altas como la radio, en la figura 1 se evidencian algunos objetos con su correspondiente longitud de onda y tipos de radiaciones ²¹.

1.6.1.2. CubeSat

Los CubeSat son una clase de nave espacial de investigación llamada nanosatélites. Están contruidos con dimensiones estándar (Unidades o "U") de 10 cm x 10 cm x 10 cm. Pueden tener un tamaño de 1U, 2U, 3U o 6U, y típicamente pesan menos de 1.33 kg (3 lb) por U. Los CubeSat de la NASA se implementan desde un Despliegue Orbital Poly-Picosatélite, (P.-P.O.D., por sus siglas en ingles)²².

Los CubeSat tiene una gran ventaja en cuanto a tecnología se refiere ya que estos otorgan la accesibilidad al espacio a diferentes tipos de entidades, desde

²¹ RADIACIÓN SOLAR. [sitio web]. IDEAM. [Consultado: 10 febrero 2020]. Disponible en: <http://www.ideam.gov.co/web/tiempo-y-clima/radiacion-solar-ultravioleta>.

²² LOFF, Sarah. "Descripción general de CubeSats", www.nasa.gov, 2018, https://www.nasa.gov/mission_pages/cubesats/overview.

universidades de países en vías de desarrollo como a empresas privadas que no disponen de los recursos necesarios para afrontar una campaña espacial tradicional. Desde siempre acceder al espacio ha necesitado de grandes inversiones económicas y de largos periodos de preparación. Gracias a este tipo de tecnología se han reducido ambos factores progresivamente. Así mismo, otra de las grandes ventajas de los CubeSat es que su desarrollo se basa en tecnologías C.O.T.S. (Comercial Off-The-Shelf), sin que esta haya sido previamente cualificada para su uso en vuelo. Esta estrategia otorga una mayor flexibilidad en los diseños, reduce costes y también tiempos desarrollo, a cambio de reducir la esperanza de vida (muchas veces no requerida, ya que su uso habitual se da en LEO)²³.

1.6.1.3. Canal de comunicaciones

Se entiende por canal de comunicaciones al medio eléctrico que cubre el trayecto entre el transmisor y el receptor, este puede estar formado por un cable, fibra óptica o el espacio radioeléctrico, es decir, una onda electromagnética, presenta como característica que la señal transmitida se degrada al propagarse por el medio, a medida que aumenta la distancia física entre el transmisor y el receptor aumenta la atenuación que sufre la señal ²⁴.

En cuanto a las comunicaciones por satélite, el canal puede utilizar el rango de frecuencias muy altas de 1–50GHz para transmitir y recibir señales. Los rangos o bandas de frecuencia se identifican con letras: (en orden de baja a alta frecuencia) L-, S-, C -, X-, Ku -, Ka -, y bandas V. Las señales en el rango inferior (bandas L, S y C) del espectro de frecuencia del satélite se transmiten con baja potencia y, por lo tanto, se necesitan antenas más grandes para recibir estas señales. Las señales en el extremo superior (bandas X, Ku, Ka y V) de este espectro tienen más potencia; por lo tanto, los platos tan pequeños como 45 cm (18 pulgadas) de diámetro pueden recibirlos. Esto hace que el espectro de banda Ku y banda Ka sea ideal para la transmisión directa al hogar (DTH), las comunicaciones de datos de banda ancha y la telefonía móvil y las aplicaciones de datos²⁵.

1.6.1.4. Modelo canal de comunicaciones satelital

²³ IBÁÑEZ, Isidoro. “La era de los CubeSat”, *Infoespacial.com*, 2015, <http://www.infoespacial.com/ie/2015/11/02/opinion-cubesats.php>.

²⁴ CABERA, Margarita. Introducción a los sistemas de Comunicaciones. España: Universitat Oberta de Catalunya. [en línea]. [Consultado 13 febrero 2020]. PID_00184995. Disponible en: shorturl.at/mnAE0

²⁵ LABRADOR, Virgil Labrador, *Satellite Communication, Telecommunications and Business Strategy*, 2008, <https://doi.org/10.4324/9780203877241>.

El modelo general del sistema satelital contiene tres componentes principales: Estación (es) terrena (s), satélite(s), y los enlaces entre ellos (canales). El enlace satelital puede sufrir de mala calidad de la señal debido a deficiencias atmosféricas. Las gotas de lluvia causan un efecto significativo a frecuencias de transmisión más altas, particularmente por encima de 10 GHz²⁶. Otros fenómenos atmosféricos, como las nubes, el vapor de agua y el oxígeno, afectan significativamente la atenuación de la señal, especialmente a frecuencias de transmisión más altas²⁷.

1.6.1.5. Antenas

Es un conductor metálico para transmitir frecuencias, es decir está diseñado para emitir o recibir ondas electromagnéticas. Así una trasmisora transforma la energía eléctrica en electromagnética y la receptora transforma nuevamente la energía de electromagnética a eléctrica, las dimensiones de las antenas dependen de la señal, su longitud de onda y frecuencia²⁸.

Las antenas se pueden clasificar según la forma de irradiar, se pueden dividir en dos grupos direccionales los cuales irradian en una dirección específica y omnidireccionales logran una cobertura de 360° estas se utilizan cuando se necesita una radiación en todas las direcciones²⁹.

Igualmente se encuentran las antenas monopolo (un solo polo) de un $1/4\lambda$ de largo, tienen una radiación omnidireccional en posición vertical sobre la tierra y con frecuencias en las bandas de HF, VHF y UHF, se utiliza para todos los servicios de radio y telecomunicaciones especialmente a bajas frecuencias como las estaciones de AM (amplitud modulada) y pueden ser montadas con una longitud física menor y con un elevado rendimiento.

Por otra parte, están las antenas dipolo (antenas con dos polos) mirando hacia sentidos contrarios, está formada por dos cilindros radiantes de longitud $1/4\lambda$ para formar una antena de $1/2\lambda$, este tipo de antena se construye y utiliza para una sola frecuencia presentando un buen compromiso entre directividad y tamaño, normalmente se utilizan en estaciones de FM³⁰.

²⁶ OMOTOSHO, T. OLUWAFEMI, C. Impairment of radio wave signal by rainfall on fixed satellite service on earth-space path at 37 stations in Nigeria. [en línea]. 2009. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2009.03.016>.

²⁷ AL-SAEGH, Ali. et al., "Atmospheric Propagation Model for Satellite Communications", MATLAB Applications for the Practical Engineer, 2014, <https://doi.org/10.5772/58238>.

²⁸ ANGUERA, Jaime. PÉREZ, Antonio. *Teoría de Antenas* (Creative Commons Deed, 2008), http://www.salleurl.edu/semipresencial/ebooks/ebooks/ebook_teoría_antenas.pdf.

²⁹ Ibid, Pag. 21.

³⁰ TES AMÉRICA, "Tipos de antenas y funcionamiento - Tes América", 2017, <https://www.tesamerica.com/tipos-antenas-funcionamiento/>.

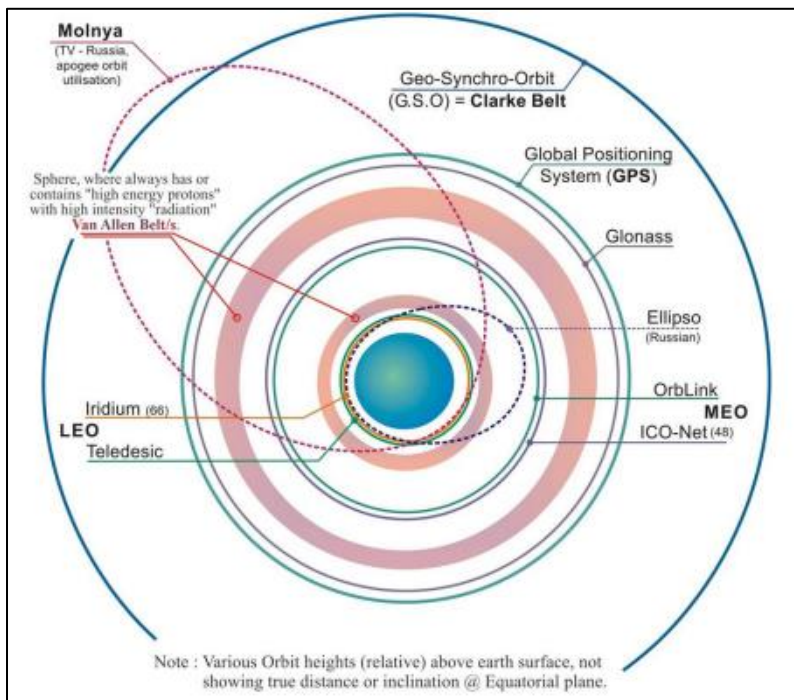
Adicionalmente se tienen las antenas Yagi-Uda el cual se forman colocando dos dipolos en ángulo recto entre si desfasados 90° obteniendo una polarización circular, se utilizan esencialmente para la estación tierra para dar soporte a las operaciones con satélites³¹.

1.6.1.6. Órbitas

Existen diferentes tipos de orbitas y se clasifican por la altura orbital. Los más utilizados son LEO (Órbita terrestre baja), MEO (Órbita terrestre media) y HEO (Órbita terrestre alta), en la figura 2 se observan las orbitas circulares.

Figura 2: Orbitas circulares

³¹ CASTILLO, Carlos. "DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE LAS ANTENAS Y LOS SISTEMAS DE TRANSMISIÓN Y RECEPCIÓN DE UN CUBESAT", 2012, https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/15918/Memoria_PFC_Carlos_Garcia_del_Castillo.pdf.



Fuente: MORAÑO. Análisis y ejemplos de órbitas circulares. [en línea] <<https://bit.ly/372wqBs>> [citado en 30 de octubre de 2019].

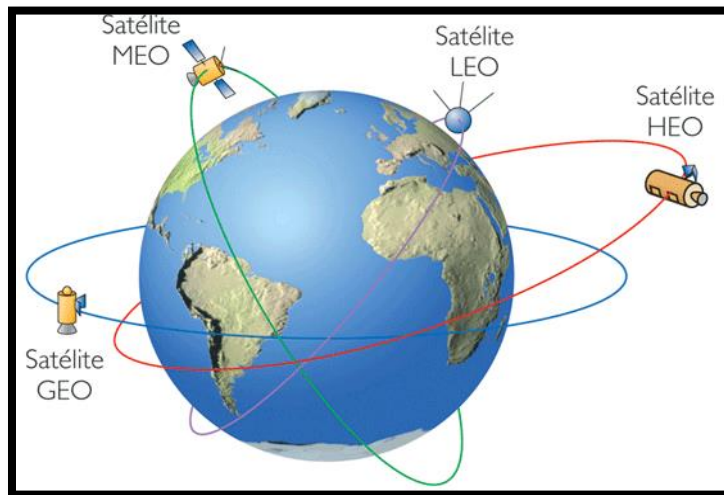
- ORBITA LEO: Se consideran órbitas LEO (Low Earth Orbit) las situadas entre 150 km y 1000 km aproximadamente para estar por encima del drag atmosférico y por debajo de los peligrosos cinturones de radiación de Van Allen
- ORBITA GEO: las órbitas GEO (Geoestacionary Equatorial Orbit). En este tipo de órbitas el satélite permanece siempre sobre el mismo punto del ecuador terrestre y para conseguirlo debe ajustar su velocidad angular con la velocidad angular de la Tierra.
- ORBITA MEO: MEO (Medium Earth Orbit). Son órbitas situadas entre los 2000 km y los 36000 km con periodos de varias horas. Estas órbitas son utilizadas frecuentemente por los satélites de observación, defensa y posicionamiento, como las constelaciones de GPS, GLONASS, Galileo o COMPASS (BeiDou)³².

1.6.1.7. Traslación

³² MORAÑO, José A. Análisis y ejemplos de órbitas circulares., [en línea]. Departamento de Matemática Aplicada - ETSID Universitat Politècnica de València. [Consultado 3 mayo 2020]. Disponible en: <https://bit.ly/3eLFsXj>

La traslación orbital es un movimiento que se efectúa alrededor de algo, por ejemplo, el movimiento de la tierra alrededor del Sol, observando como referencia la figura 3 se evidencia que se tienen diferentes órbitas para cada satélite, la órbita es el espacio de recorrido de un objeto en un tiempo determinado, a este movimiento se le llama traslación, este movimiento completa el giro dependiendo del perímetro de la órbita y una velocidad dada por una fuerza³³.

Figura 3. Tipos de orbitas satelitales.



Fuente: CONSULTORIAEMPRESARIAMASLIMPIAS. Ejemplo orbitas satelitales [en línea] < <https://bit.ly/372wqBs> > [citado en 30 de octubre de 2019].

1.6.1.8. Leyes de Kepler

Las leyes del astrónomo Johannes Kepler describen el movimiento que tienen los planetas alrededor del sol.

- Primera ley, órbitas elípticas: Los planetas se mueven describiendo orbitas elípticas, con el Sol situado en uno de sus focos.
- Segunda ley, ley de las áreas: El vector que une al sol con el planeta, en cuestión barre áreas iguales en tiempos iguales.
- Tercera ley, ley armónica: El cuadrado del periodo de la órbita es proporcional al cubo del semieje mayor de la órbita.³⁴

³³ VERAS, M., "Alternativas para Cuidar el Medio Ambiente: Orbita satelital", 2014, <http://consultoriaempresariamaslimpias.blogspot.com/2014/09/orbita-satelital.html>.

³⁴ BERNARDINI, Enzo. leyes de Kepler, Astronomía Sur. Disponible en: <http://astrosurf.com/astronosur>

1.6.2. IMÁGENES MULTIESPECTRALES

Las imágenes multiespectrales son las que van desde el espectro visible hasta el no visible por el ojo humano. Para este último, se necesitan cámaras especiales capaces de captar dichas longitudes de onda, un ejemplo, son las cámaras de visión infrarroja las cuales permiten determinar la temperatura de un objeto.

Una cámara multiespectral es capaz de captar varios espectros de luz, algunas pueden llegar a captar hasta seis (6) diferentes bandas espectrales. Un buen ejemplo más detallado sobre el uso de estas cámaras es que, a partir de las imágenes multiespectrales que captan los sensores de estas, se pueden calcular diferentes índices que indican la salud y el bienestar de la vegetación. Para calcular un índice de vegetación es necesario combinar varias bandas del espectro visible o invisible de la cámara. Simplificando, es una operación matemática que combina varios canales (rojo, verde, azul) para producir un solo valor.³⁵

Dentro de las cámaras multiespectrales existen unas divisiones que dependen de la longitud de onda con la que estas trabajan, dichas divisiones son las siguientes:

- **VIS:** Detecta luz visible(380-800nm).
- **VNIR:** Detecta luz visible y la más cercana al espectro infrarrojo(400–1.000nm).
- **NIR:** Detecta luz cercana a las ondas infrarrojas(900–1.700nm).
- **SWIR:** Detecta luz infrarroja de onda corta (1.000–2.500nm).
- **MWIR:** Detecta luz infrarroja de onda media(3–5 μ m).
- **LWIR:** Detecta luz infrarroja de onda larga(8–12.4 μ m).

Entre las aplicaciones prácticas que se pueden hacer con cámaras multiespectrales se encuentran la agricultura, medio ambiente, técnicas de color, geología, silvicultura y protección forestal, sector hídrico, entre otras.

1.7. METODOLOGÍA

³⁵ ¿Qué es y cómo funciona una cámara multiespectral?. [sitio Web]. AERIAL INSIGHTS, 2019. [Consulta: 2 junio 2020]. Disponible en: <https://www.aerial-insights.co/blog/camara-multiespectral/>.

Para dar cumplimiento de los objetivos se siguió la metodología basada en el ciclo PHVA, el cual funciona a través de cuatro etapas, las cuales son: Planear (P), Hacer (H), Verificar (V) y Actuar (A).

En la primera etapa se realizó la recopilación de la información acerca del uso, las características y requerimientos para el diseño de los sistemas. Adicionalmente, se describieron las particularidades de CubeSat que ya han sido puestos en órbita destacando la misión de cada uno. Posteriormente, se llevó a cabo una búsqueda centrada en el sistema de comunicaciones en la que se relata los elementos necesarios para establecer comunicación con el satélite y se indican las características del segmento terreno y el segmento espacial. Asimismo, se efectuó una búsqueda de las ecuaciones que permitieron determinar el presupuesto de enlace.

De la misma forma, en la segunda etapa se seleccionaron los parámetros de ganancia y potencia del enlace para calcular la relación total de portadora a ruido, la cual permitió determinar si el canal, con los parámetros seleccionados, pueden realizar la transmisión y recepción de datos. Adicionalmente, se diseñó una memoria de cálculo para obtener el presupuesto de enlace para cualquier diseño de nanosatélites en la órbita LEO.

En la tercera etapa se verificaron los resultados obtenidos en el presupuesto de enlace por medio de simulación, relacionando los cocientes de portadora a ruido del enlace de bajada y el enlace de subida, con una gráfica que permita evidenciar como es la señal que se transmite del satélite versus la que llega a la estación terrena. Finalmente, en la cuarta etapa se realizaron las observaciones para las mejoras o continuación del trabajo de grado.

2. DISEÑO Y DESARROLLO DE NANOSATÉLITES

La N.A.S.A.³⁶ cuenta con un documento en el que resume el proceso de desarrollo de un CubeSat. En este menciona todo lo que se necesita para lograrlo, junto con un cronograma en el cual estima el tiempo que puede tomar para pasar el CubeSat de una idea, a un satélite en funcionamiento en órbita. Es importante mencionar que la Universidad Estatal Politécnica de California, San Luis Obispo y el Space Systems Development Lab de la Universidad de Stanford diseñaron el estándar de los Cubesat con para ser desarrollados en un máximo de dos años, en ese lapso de tiempo se realiza el planteamiento de objetivos, requerimientos, el diseño mediante análisis y simulaciones, fabricación, ensambles, pruebas de los diferentes sistemas, integración, lanzamiento, y finalmente operación de control desde la estación terrena.

2.1. SUBSISTEMA DE LOS CUBESAT

Para el diseño del satélite se debe contar con diferentes subsistemas que garantiza el funcionamiento del CubeSat para cuando se encuentre en órbita. A continuación, se mencionarán las características más relevantes que conforman el CubeSat.

2.1.1. Estructura.

Los CubeSat cuentan con una estructura estandarizada con dimensiones 1U, 2U, 3U o 6U, estas dependen directamente del sistema de Despliegue Orbital Poly Picosatelite (P.-P.O.D.), adicionalmente la estructura permite instalar todos los subsistemas proporcionando rigidez al satélite, es necesario que la estructura este recubierta dando protección contra la oxidación y debe pasar una serie de pruebas como lo son térmicas, esfuerzo, resistencia entre otras³⁷.

³⁶ CHIN, Jamie; COELHO, Roland. et al, "CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers", *Nasa*, núm. October (2017): 96, https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_csli_cubesat_101_508.pdf.

³⁷ SERRANO ARRELLANO, Antonio. Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario. México, 2015, p. 65

2.1.2. Comunicaciones

El subsistema de comunicaciones es el encargado de recibir y transmitir información a la estación terrena, por medio de un transmisor y un receptor independientes o por un transceptor el cual está encargado de realizar la recepción y transmisión de la información en un solo equipo, por su reducido tamaño y costo es el más utilizado. Por otra parte, las antenas comúnmente utilizadas son monopolo con polarización omnidireccional para las bandas VHF en el enlace ascendente y UHF para el enlace descendente, las antenas monopolos utilizan un sistema de despliegue, este sistema se debe a los requisitos de P.-P.O.D. que se encuentran especificados en el apartado 2.2, y también están las antenas tipo parche con polarización circular estas son utilizadas para la comunicación en la banda S. En cuanto a la potencia que manejan los CubeSat es muy baja debido al tamaño de estos nanosatélites y se encuentran entre 100 mW a 1 W y cuenta con tasas de transferencia de datos de entre 1200 bps y 9600 bps.

2.1.3. Sistema de potencia

El subsistema de potencia del Cubesat es el encargado de garantizar un flujo continuo de energía para todos los componentes y subsistemas del satélite, la principal fuente de energía son las celdas solares, que se encargan de transformar la radiación solar en energía eléctrica.

En algunos casos las celdas solares no son capaces de abastecer toda la energía requerida por los subsistemas y demás componentes; es necesario una fuente secundaria de energía que sustituye a la fuente primaria por medio de baterías recargables aportando energía al satélite, por otra parte, el uso de las baterías no recargables se realiza después del despliegue del Cubesat hasta que la celda solar tenga un suministro continuo de energía. Las baterías que aportan una mayor capacidad en relación con su masa son de Níquel-Cadmio (NiCd) y Litio-Ion (Lilon).

Para el aprovechamiento de la radiación solar en el espacio se implementan en los CubeSat el Módulo de Potencia Eléctrica (E.P.S., por sus siglas en ingles), el cual se encarga de obtener energía con la radiación solar logrando distribuir la energía al CubeSat.

El desarrollo de un sistema de energía inteligente y configurable para CubeSat y satélites pequeños ha proporcionado información significativa sobre la viabilidad de dichos sistemas de energía que implican control y regulación digital. Con los

dispositivos integrados y de computación que se reducen de tamaño y la necesidad cada vez mayor de características adicionales, es imperativo que los esquemas de administración y administración de energía para dichos dispositivos se vuelvan más inteligentes y cumplan con las demandas versátiles del producto. El uso de dispositivos basados en E.P.S. ha llevado a una reducción en el tamaño y el costo de los imanes y ha proporcionado una comprensión del rendimiento de estos dispositivos cuando se usan en sistemas como el E.P.S. El tamaño más pequeño y las altas frecuencias de conmutación presentan nuevos desafíos con el diseño de la placa y la gestión del calor. Sin embargo, estos dispositivos están destinados a jugar un papel incremental hacia el desarrollo de sistemas de administración de energía más eficientes y compactos.³⁸

2.1.4. Control de posicionamiento

Es indispensable controlar la posición y orientación global para lograr establecer y llevar a cabo la comunicación, el sistema de determinación y control de actitud (A.D.C.S.)³⁹ se encarga de estabilizar y orientar los CubeSat en una dirección dada por medio de vectores de alineación y restricción con el uso de sensores (solares, estelares, inerciales, horizonte, entre otros) que miden los datos y luego son procesados en el A.D.C.S. y finalmente se envía a los actuadores (Ruedas de reacción, propulsores, paneles solares)⁴⁰.

Las naves espaciales que orbitan la tierra experimentan perturbaciones causadas por múltiples fuentes entre esas están los efectos gravitacionales, perturbaciones magnéticas, presión de radiación solar, y arrastre atmosférico generando un torque sobre el satélite. Dependiendo de la misión, el control de actitud es realizado a través de medios pasivos, por consiguiente, aprovechan el efecto físico o natural y no necesitan ningún procesamiento de información para su actuación, o por medios activos que necesitan un trabajo continuo por parte del hardware del sistema de

³⁸ SINGH, Shikhar; SHRIVASTAV, et. al. GaN FET based CubeSat Electrical Power System. [en línea]. 2015, Conference Proceedings - IEEE. [Consultado: 15 febrero 2020], Disponible en: <https://doi.org/10.1109/APEC.2015.7104529>.

³⁹ TANG, Yu. CHAVEZ, Rafael. "Satélites artificiales ¿Control de actitud? | Querétaro", 2014, <http://www.eluniversalqueretaro.mx/content/satelites-artificiales-control-de-actitud>.

⁴⁰ MOLINA, Luis. "Simulación de la determinación de actitud de un satélite con 4 ruedas de reacción", 2015, shorturl.at/wLR08.2.1.4105.8964. pág 2

control para reducir las perturbaciones mediante actuadores logrando estabilizar el satélite en una actitud requerida^{41 42}.

2.2. REQUISITO DE LOS CUBESAT

Todos los nanosatélites deben cumplir una serie de requisitos mecánicos, eléctricos, de operación y generales para poder ser designados como tal, es por eso por lo que un nanosatélite debe cumplir cierta normativa para entrar dentro del estándar CubeSat. A continuación, se nombrarán las características principales de estos. Los datos aquí adjuntos se basan en la revisión 13 de la especificación de diseño de CubeSat (CDS, por sus siglas en ingles).⁴³

2.2.1. Requisitos generales

- Los CubeSat que incorporen cualquier desviación del CDS presentarán una solicitud de aprobación de desviación (DAR, por sus siglas en ingles) y se adhieren al proceso de exención.
- Todas las piezas se mantendrán unidas a los CubeSat durante el lanzamiento, la expulsión y el funcionamiento. No se crearán desechos de espacio adicionales.
- Mediante el Manual de Comando Espacial de la Fuerza Aérea (AFSPCMAN 91-710 Volumen 3) se diseñarán, integrarán y probarán todos los sistemas de propulsión.
- Los sistemas de propulsión deberán tener al menos 3 impedimentos de activación.
- No se podrá exceder de los 100 vatios-hora de energía química total almacenada
- Se pueden permitir mayores capacidades, pero podrían limitar las oportunidades de lanzamiento.
- Los materiales peligrosos CubeSat se ajustarán a AFSPCMAN 91-710, Volumen 3.
- Los materiales CubeSat deberán cumplir el siguiente criterio de baja salida de gas para evitar la contaminación de otras naves espaciales durante la integración, las pruebas y el lanzamiento.

⁴¹ Ibid, p. 12.

⁴² RODRÍGUEZ, Mario. Control y Estimación de la Actitud de un Vehículo Espacial. [en línea] 2013, [Consultado: 17 febrero 2020], Disponible en: http://bibing.us.es/proyectos/abreproy/60151/fichero/Proyecto_ADCS.pdf.

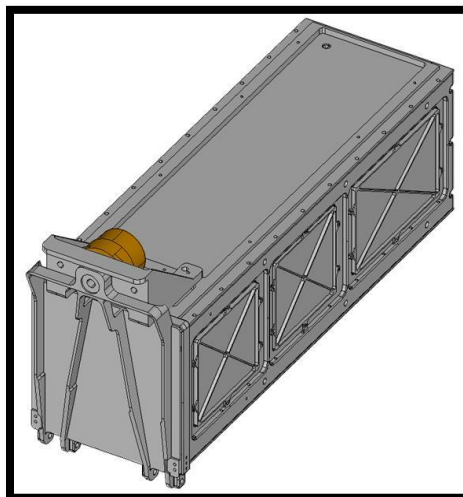
⁴³ MUNAKATA, R. "Cubesat design specification rev. 13", The CubeSat Program, California Polytechnic State ... 8651 (2014): 22, http://blogs.esa.int/philab/files/2019/11/RD-02_CubeSat_Design_Specification_Rev._13_The.pdf. pág 5

- Los materiales CubeSat tendrán una Pérdida Masiva Total (TML) < 1,0 %.
- Los materiales CubeSat deberán tener un material condensable volátil. recogido (CVCM) < 0,1%.
- La última revisión de la especificación de diseño de CubeSat será la versión oficial a la que se adherirán todos los desarrolladores de CubeSat.
- Cal Poly enviará actualizaciones a la lista de correo de CubeSat sobre cualquier cambio en la especificación.
- Algunos vehículos de lanzamiento tienen requisitos sobre la fuerza del campo magnético. Además, los imanes fuertes pueden interferir con la separación entre la nave espacial CubeSat en el mismo P-POD. Como pauta general, se recomienda limitar el campo magnético fuera de la envolvente estática CubeSat a 0,5 Gauss por encima del campo magnético de la Tierra.
- El CubeSat se diseñará para acomodar la ventilación de ascenso por volumen/área de ventable < 2000 pulgadas.

2.2.2. Requisitos mecánicos de CubeSat

Los CubeSat son nanosatélites en forma de cubo con dimensiones y características descritas en el Dibujo de especificación CubeSat. El sistema de coordenadas P-POD se muestra a continuación en la figura 4⁴⁴

Figura 4. Sistema de coordenadas PPOD.



Fuente: CubeSat Design Specification. [en línea] < <https://bit.ly/2YImMSA>.> [citado el 29 de marzo de 2020]

⁴⁴ Ibid, pag. 7.

En el cuadro 1 se observan los estándares de Cubesat con su respectivas dimensiones y masa máxima permitida, asimismo, se especifica el centro de gravedad que se ubicará en centro geométrico en la dirección X y Y

Cuadro 1. Características del estándar de los CubeSat.

Estándar	Dimensiones (Cm)	Masa (kg)	Centro de gravedad (Cm)
1U	10x10x10	1,33	2
2U	20x10x10	2,66	4,5
3U	30x10x10	4,00	7

Fuente: Elaboración propia

- El CubeSat utilizará el sistema de coordenadas para el tamaño adecuado. El sistema de coordenadas CubeSat coincidirá con el sistema de coordenadas P-POD mientras está integrado en el P-POD. El origen del sistema de coordenadas CubeSat se encuentra en el centro geométrico del CubeSat.
- La cara -Z del CubeSat se insertará primero en el P-POD.
- Los despliegues estarán limitados al Cubesat.
- Los rieles deberán tener una anchura mínima de 8,5 mm.
- Los rieles tendrán una rugosidad superficial inferior a 1.6 μm .
- Los bordes de los rieles se redondearán a un radio de al menos 1 mm.
- Los extremos de los rieles de la cara +/- Z deberán tener una superficie mínima de 6,5 mm x 6,5 mm de área de contacto para los rieles CubeSat vecinos (según la figura 5).
- Al menos el 75% del ferrocarril estará en contacto con los rieles P-POD. El 25% de los rieles pueden estar empotrados y ninguna parte de los rieles excederá la especificación.
- El aluminio 7075, 6061, 5005 y/o 5052 se utilizará tanto para la estructura principal de CubeSat como para los rieles.
- Los rieles CubeSat y el punto de partida, que se ponen en contacto con los rieles P-POD y los puntos de posición adyacentes de CubeSat, serán de aluminio anodizado duro para evitar cualquier soldadura en frío dentro del P-POD.
- Los CubeSat de 1U, 1.5U y 2U utilizarán muelles de separación para garantizar una separación adecuada.

Las especificaciones recomendadas del muelle de separación se muestran a continuación en el cuadro 2.

Cuadro 2. Características del resorte de separación CubeSat.

Características	Valor
Material de émbolo	Acero Inoxidable
Fuerza Final Inicial/Final	0.14 lb. / 0.9 lb.
Longitud del lanzamiento	0.16 pulgadas mínimo por encima de la superficie de separación
Paso de rosca	8-36 UNF-2B

Fuente: CubeSat Design Specification. [en línea] < <https://bit.ly/2YJuYC4>.> [citado el 29 de marzo de 2020]

2.2.3. Requisitos eléctricos

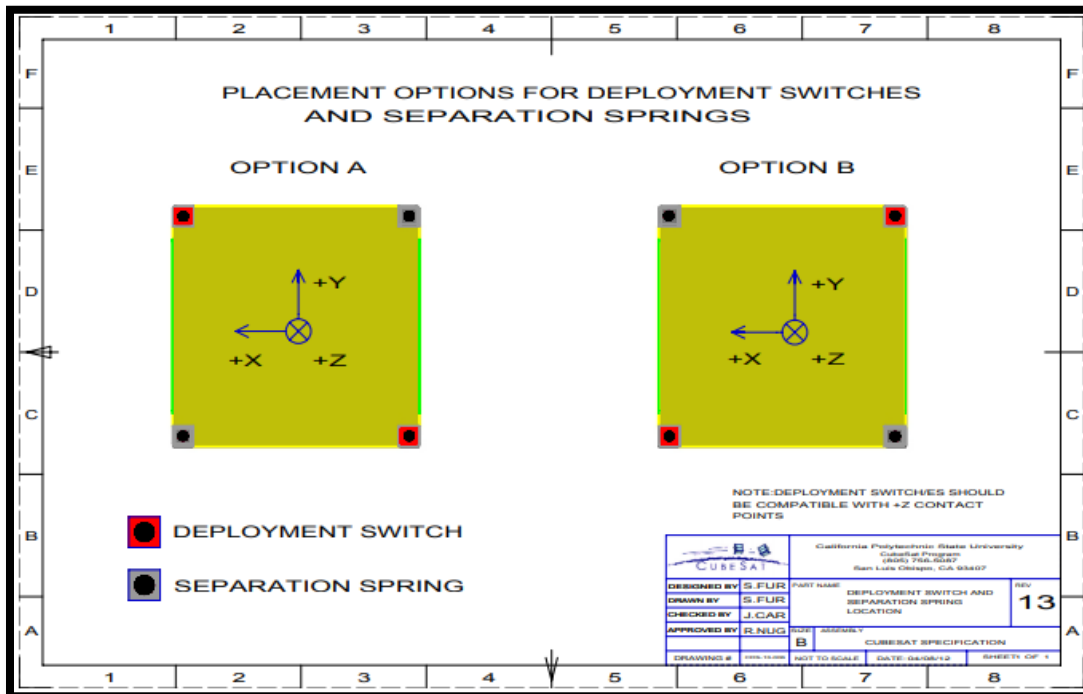
Los sistemas electrónicos se diseñarán con las siguientes características de seguridad.

- El sistema de alimentación CubeSat estará en un estado de apagado para evitar que CubeSat active cualquier función accionada mientras está integrado en el P-POD desde el momento de la entrega al LV a través del despliegue en órbita. La función accionada por CubeSat incluye la variedad de subsistemas como Comando y Manejo de Datos (C&DH), Comunicación RF, Determinación y Control de Actitud (ADC), accionamiento del mecanismo desplegable. Los sistemas de energía CubeSat incluyen todos los conjuntos de baterías, celdas solares y baterías de celdas de monedas.
- El CubeSat tendrá, como mínimo, un interruptor de despliegue en un punto de posición ferroviario, según la figura 5.
- En el estado accionado, el interruptor de despliegue CubeSat desconectará eléctricamente el sistema de alimentación de las funciones alimentadas; esto incluye relojes en tiempo real (RTC).
- El interruptor de despliegue estará en el estado accionado en todo momento mientras esté integrado en el P-POD.
- Si el conmutador de despliegue CubeSat cambia del estado accionado y de la parte posterior, la transmisión y los temporizadores desplegados se restablecerán a “t=0”.
- El CubeSat incluirá un pin RBF.
 - El pin RBF cortará toda la energía al satélite una vez que se inserte en el satélite.
 - El pin RBF se retirará del CubeSat después de la integración en el P-POD.
 - El pasador RBF sobresaldrá no más de 6,5 mm de los rieles cuando esté completamente insertado en el satélite.
- CubeSat incorporará protección de circuito de batería para cargar/descargar.
- El CubeSat deberá estar diseñado para cumplir al menos uno de los siguientes requisitos para prohibir la transmisión involuntaria de radiofrecuencia (RF). El

uso de tres inhibiciones independientes es muy recomendable y puede reducir la documentación y el análisis requeridos. Una inhibición es un dispositivo físico entre una fuente de alimentación y un peligro.

- El CubeSat tendrá una inhibición de RF y una salida de potencia RF de no mayor de 1.5W en la entrada RF de la antena transmisora.
- El CubeSat tendrá dos inhibiciones de RF independientes.

Figura 5. Interruptores de despliegue y ubicaciones de resortes de separación.



Fuente: CubeSat Design Specification. [en línea] < <https://bit.ly/2YImMSA>.> [citado el 29 de marzo de 2020]

2.2.4. Requisitos operativos

CubeSat cumplirá con ciertos requisitos relacionados con la integración y el funcionamiento para cumplir con las obligaciones legales y garantizar la seguridad de otros CubeSat.

- Los operadores obtendrán y proporcionarán documentación de las licencias adecuadas para el uso de radiofrecuencias.

- Para el uso de frecuencias amateurs, se requiere una prueba de coordinación de frecuencia por parte de la Unión Internacional de Radioaficionados (IARU).
- CubeSat cumplirá con los acuerdos y restricciones de licencia de radio de su país.
- El diseño y el hardware de la misión CubeSat se ajustarán a la NPR 8715.6 para limitar los desechos orbitales.
 - Cualquier componente CubeSat volverá a entrar con menos de 15 julios.
 - Los desarrolladores obtendrán y proporcionarán documentación de la aprobación de un plan de mitigación de desechos orbitales de la F.C.C.
- Todos los desplegables, las antenas y los paneles solares deberán esperar a desplegar un mínimo de 30 minutos después de que los interruptores de despliegue del CubeSat se activen desde la expulsión de La P.-P.O.D.
- Ningún CubeSat generará ni transmitirá ninguna señal desde el momento de la integración en el P.-P.O.D. hasta 45 minutos después del despliegue en órbita desde el P.-P.O.D. Sin embargo, el CubeSat se puede encender después de la implementación del P.-P.O.D.
- Cal Poly llevará a cabo un mínimo de una comprobación de ajuste en la que se inspeccionará e integrará el hardware del desarrollador en el P.-P.O.D. o TestPOD. Antes del lanzamiento se llevará a cabo una comprobación de ajuste final.

2.2.5. Test Requeridos

Para enviar un Cubesat al espacio no basta con cumplir los requisitos mecánicos, eléctricos y operacionales anteriores. Además, el satélite tiene que ser sometido a distintas pruebas que aseguren que podrá soportar el lanzamiento hasta el espacio sin interferir en el buen funcionamiento de los demás sistemas.⁴⁵

Las pruebas que tiene que superar con éxito son las siguientes:

- Vibraciones aleatorias: Las pruebas aleatorias de vibración se realizarán según lo definido por el proveedor de lanzamiento.
- Horneado de vacío térmico: Se realizará una aspiradora térmica para garantizar una correcta desgasificación de los componentes. La especificación de la prueba será esbozada por el proveedor de lanzamiento.

⁴⁵ CASTILLO, Carlos. op, cit., p. 17

- Pruebas de choque: Las pruebas de choque se realizarán según lo definido por el proveedor de lanzamiento.
- Inspección visual: La inspección visual del CubeSat y la medición de las áreas críticas se realizarán según el C.A.C. apropiado.
- Calificación: Las pruebas de calificación se realizan en un hardware de unidad de ingeniería que es idéntico al modelo de vuelo CubeSat. Los niveles de cualificación serán determinados por el proveedor de vehículos de lanzamiento o el integrador de P.-P.O.D.
- Protovuelo: Las pruebas de protovuelo se realizan en el modelo de vuelo CubeSat. Los niveles de protovuelo serán determinados por el proveedor de vehículos de lanzamiento o el integrador P.-P.O.D. Tanto MIL-STD-1540 como LSPREQ-317.01 se utilizan como guías para determinar los niveles de prueba.
- Aceptación del sistema de despliegue: Después de la entrega e integración del CubeSat en el P.-P.O.D., se realizarán pruebas adicionales con el sistema integrado.

Una vez superada la prueba del modelo de protovuelo (protoflight model), el CubeSat ya no puede ser desmontado ni modificado.

2.3. CUBESAT DESARROLLADOS

A continuación, se listarán algunos CubeSat y el propósito por el que fueron creados:

2.3.1. SamSat-218D

La versión demo llamada SamSat-218D y se lanzó a finales de 2015. Esta versión demuestra la mejora de los algoritmos de navegación y control que dan impacto a la propiedad de tolerancia a fallas para nanosatélites. La versión completa del nanosatélite se lanzó en 2017 y, además de los algoritmos probados para la navegación y el control, demostrará la tecnología de comunicación a través del sistema ruso de telecomunicaciones satelitales de baja órbita, como Gonetz, tecnologías de navegación por video, etc. Este nanosatélite fue diseñado en la Universidad Aeroespacial del Estado de Samara (S.S.A.U., por sus siglas en inglés), Rusia.⁴⁶

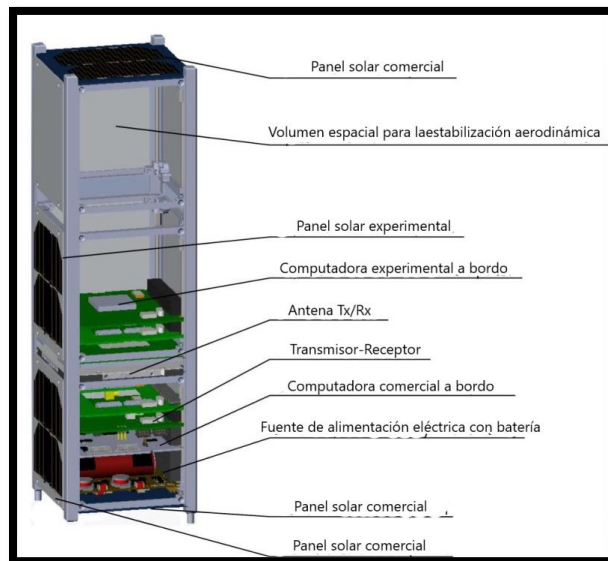
⁴⁶ KIRILLIN, Alexandre. et al., "SSAU Nanosatellite Project for the Navigation and Control Technologies Demonstration", *Procedia Engineering* 104 (2015): 97–106, <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.04.101>.

Los objetivos del SamSat-218D son:

- Prueba de la computadora experimental a bordo.
- Prueba de la tecnología de control de nanosatelitales en condiciones normales y anormales de vuelo.
- Probar el sistema de control a bordo de la tecnología de integración y el centro de control en tierra para evitar fallas.
- Prueba de nuevos paneles solares.
- Ajuste de una tecnología de estabilización aerodinámica de nanosatélites (experimento de vuelo precursor para el nanosatélite SamSat-QB50).

SamSat-218D tiene una masa de 4 kg, pertenece al estándar CubeSat, maneja las bandas de aficionados VHF / UHF a 145 y 435 MHz y tiene un tamaño de 3U (10x10x30 cm). La estructura interna del nanosatelital se muestra en la Figura 6.

Figura 6. Estructura interna nanosatélite SamSat-218D.



Fuente: Adaptado de: SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration. [en línea] <
<https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.04.101> > [citado el 28 de marzo de 2020]

El recurso de redundancia en el tablero es un potencial que debería usarse para mejorar la capacidad de supervivencia de la nave espacial. Esto requiere que el algoritmo implementado en el CubeSat determine en qué punto debe usar recursos

excesivos. Este algoritmo identifica los elementos del nanosatélite, que tiene una tendencia a la negación.⁴⁷

En este caso, el algoritmo debe implicar la selección operativa y el uso de elementos alternativos o un algoritmo diferente. Para esto debe almacenarse a bordo la base de datos de elementos alternativos a bordo de cada tipo de elemento. Esta información se proporciona en forma de secuencias en el cuadro 3.

Cuadro 3. Elementos alternos

Sistema o elemento a bordo	Secuencia de elementos de hardware alternativos
Computadora de a bordo	Computadora Nanomind comercial
Acelerómetro	Acelerómetro en ordenador experimental SSAU
	Acelerómetro en panel solar comercial
Magnetómetro	Magnetómetro en el Magnetómetro informático experimental SSAU
	Magnetómetro en computación comercial de Nanomind
Giroscopio	Giroscopio en computadora experimental SSAU
	Giroscopio en panel solar comercial
Panel solar	Paneles solares comerciales
	Paneles solares experimentales
Sensor solar	Sensores solares en paneles solares comerciales
	Sensores solares en paneles solares experimentales.
	Valor de voltaje en paneles solares comerciales como sensor solar
	Valor de voltaje en paneles solares experimentales como sensor solar
Elemento de memoria	Memoria MicroSD en ordenador comercial
	Memoria MicroSD (dos elementos) en ordenador experimental
	Memoria flash en ordenador experimental
	Memoria SDRAM (dos elementos) en ordenador experimental

Fuente: Adaptado de: SSAU nanosatellite project for the navigation and control technologies demonstration. [en línea] < <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.04.101> > [citado el 28 de marzo de 2020]

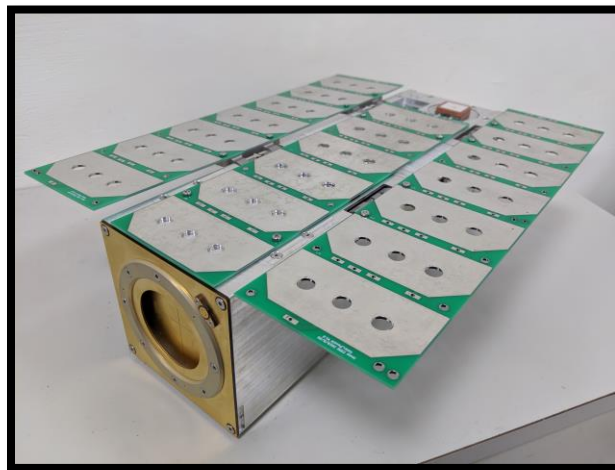
⁴⁷ Ibid., pag. 103.

2.3.2. IdeasSat

IDEASSat ha sido financiado con el apoyo de la Organización Nacional del Espacio de Taiwán (N.S.P.O.), el Ministerio de Ciencia y Tecnología y el Ministerio de Educación. La figura 7 muestra el prototipo de modelo de ingeniería (EM) de IDEASSat que se fabricó en abril de 2019 como parte de una verificación de ajuste para los componentes de la nave espacial. La fabricación e integración del modelo de vuelo (FM) se inició en mayo de 2019, y está programado para ser lanzado en el Vehículo de Lanzamiento de Satélite Polar Indio (P.S.L.V. - ISILaunch) a fines de 2020.

El IDEASSat FM es un Cubesat 3U con dos paneles desplegables, para el balizamiento y enlace ascendente se utiliza una antena de cinta métrica desplegable en la banda UHF y para el enlace descendente se usa una antena de parche en la banda S, así mismo la estación terrestre opera en la banda de aficionados de 430 – 440 MHz, se estima una masa de 3.57 Kg del Cubesat y tendrá una vida útil prevista de un año en una órbita síncrona solar de 500 km (S.S.O., inclinación de 97.41 °) con una hora local de nodo descendente (L.T.D.N.) entre las 10:00 y las 12:00. Esto está cerca del plano orbital de 720 km del FORMOSAT-5 con L.T.D.N. a las 10:30, lo que permite observaciones a diferentes altitudes dentro de este sector horario local. El IDEASSat proporciona una visión general de los objetivos de la ciencia ionosférica y su relación con otras misiones científicas ionosféricas recientes y en curso.⁴⁸

Figura 7. La unidad prototipo del modelo de ingeniería IDEASSat.



Fuente: IDEASSat: A 3U CubeSat Mission for Ionospheric Science. [en línea] < <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012>.> [citado el 30 de marzo de 2020]

⁴⁸ DUANN, Yi et al., “IDEASSat: A 3U CubeSat mission for ionospheric science”, *Advances in Space Research*, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012>.

Como se muestra en la Matriz de Trazabilidad de la Ciencia (Cuadro 4), los objetivos principales de esta misión son primero medir estructuras de ondas a escala planetaria en la ionosfera, y cuantificar su variabilidad y contribución a la morfología ionosférica; segundo medición de la distribución y estructura de irregularidades ionosféricas y perturbaciones iónicas esféricas (TID); tercero inferir los campos eléctricos que impulsan las derivas verticales de plasma y su relación con la dinamo eólica de la región ionosférica F. La medición correspondiente y los requisitos funcionales impuestos a la misión de la ciencia ionosférica por estos objetivos, así como la carga útil, se describirán con más detalle en las siguientes secciones.

Cuadro 4. Matriz de Trazabilidad Científica.

Matriz de Trazabilidad Científica		
Objetivos científicos	Objetivos	Medición (capacidades)
	Medición	
<p>S1. Medir las estructuras de ondas a escala planetaria en la ionosfera, y cuantificar su variabilidad y contribución a la morfología ionosférica.</p> <p>S2. Para medir la distribución, la tasa de ocurrencia y la estructura de irregularidades y perturbaciones ionosféricas itinerantes (TTV).</p> <p>S3. Para inferir los campos eléctricos que conducen derivas de plasma verticales, y su relación con la dinamo del viento de la región F ionosférica.</p>	<p>Ionospheric parameters in the F-region (400~600 km altitude) 20 km (100 km) horizontal sampling resolution.</p> <p>Rango de latitud superior a +/- 30°</p> <p>Plano orbital de 400a600 km en cuadratura o paralelo con DMSP / FORMOSAT-5. Probablemente 0930a1030. Observaciones durante al menos seis meses.</p>	<p>Resolución horizontal: Al menos 0,5 veces la escala horizontal de una burbuja de plasma típica.</p> <p>Órbita: Conocimiento sindicado (< 0.1). Estabilidad de apuntamiento (< 0,5). Duración: 6 meses</p>
Instrumentación	Requisitos del instrumento (Capacidades)	Requisitos de procesamiento de datos (Capacidades)
<p>Ionosfera compacta Sonda (CIP)</p>	<p>90° FOV. Potencia: < 5 W Precisión de apuntamiento: Ram apuntando, <0.5°</p> <p>Conocimientos de señalización: < 0,1</p> <p>Tamaño del paquete de datos científicos: 280 bytes / paquete</p>	<p>Almacenamiento a bordo (1 mes de datos): >5 GB Enlace descendente diario: 24,8 MB/día, 1 paquete de datos sin procesar por segundo, ciclo de modo completo por 3 segundos (4,6 MB/día, si muestreado como 1 paquete de datos sin procesar por 15 segundos).</p>

Fuente: Adaptado de: IDEASSat: A 3U CubeSat Mission for Ionospheric Science [en línea] < <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012> > [citado el 30 de marzo de 2020]

En el cuadro 5 se especifica una misión secundaria que implica la captura de imágenes del rastreador de estrellas para las pruebas del algoritmo de determinación de actitud.⁴⁹

Cuadro 5. Matriz de Trazabilidad Científica.

Matriz de Trazabilidad Científica		
Objetivos científicos	Objetivos	Requisitos de medición (capacidades)
	Medición	
E1. Para recopilar imágenes del rastreador de estrellas del subsistema de determinación y control de actitud (ADCS, por sus siglas en ingles).	Actitud de la nave espacial y velocidades angulares. Posición y tiempo de la nave espacial. Imágenes de rastreador de estrellas.	Operación durante el eclipse. Campaña que se realizará cuando los requisitos de programación y alimentación permitan.
Instrumentación	Requisitos del instrumento (Capacidades)	Requisitos de procesamiento de datos (Capacidades)
GPS Blue Canyon Technologies (BCT) Módulo XACT ADCS	Tamaño de la imagen: 2.811 MB Volumen: 1U. Masa: 500 g. Apertura del chasis: 25 mm. FOV: 7 grados.	Determinación de la actitud Experimento: Enlace descendente diario (100% ciclo de trabajo): 12,05 MB/día

Fuente: Adaptado de: IDEASSat: A 3U CubeSat Mission for Ionospheric Science [en línea] < <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012> > [citado el 30 de marzo de 2020]

En el cuadro 6 se podrá observar todos los componentes del subsistema IDEASSat como lo son el subsistema de determinación de actitud y control, el subsistema de comunicaciones (C.O.M.M, por sus siglas en ingles), subsistema de E.S.P., comando y manejo de datos (CDH, por sus siglas en ingles) y la estructura (STR) y adicionalmente se podrá observar el nivel de preparación tecnológica correspondiente (TRL, por sus siglas en ingles). y en el cuadro 7 el presupuesto de enlace descendente UHF a la estación terrena en la Universidad Central Nacional de Taiwán (NCU, por sus siglas en ingles).

⁴⁹ Ibid, pag. 4.

Cuadro 6. componentes del subsistema IDEASSat.

Subsistema	Solución	TRL
ADCS	Tecnologías Blue Canyon XACT con GPS	9
COMM (UHF transceptor)	SpaceQuest TRX-U	9
COMM (UHF Antena)	Antena monopolo desplegable CU	9
COMM (banda s transmisor)	CPUT STX-01-0017	9
EPS (batería y PCB de control)	Modificado INSPIRESat-1 EPS	3
EPS (células solares)	Conjunto de células solares AzurSpace TJ 3G30A	9
CDH	Tablero modificado de INSPIRESat-1 IIST CDH	5
	Sistema Emcraft SmartFusion2 en el módulo	5
STR	Autobús INSPIRESat-1 modificado	3

Fuente: Adaptado de: IDEASSat: A 3U CubeSat Mission for Ionospheric Science [en línea] < <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012>> [citado el 30 de marzo de 2020]

Cuadro 7. presupuesto de enlace descendente UHF a NCU.

Parámetros	Enlace descendente		Unidades
	Max	Min	
Parámetros del sistema			
Frecuencia	0,437	0,437	GHz
Velocidad de datos	9600	9600	Bps (Hz)
Parámetros de datos			
BER	1E-5	1E-5	[-]
Esquema de codificación de datos	GMSK/GFSK	GMSK/GFSK	
Relación de energía de bits a ruido requerida	9.6	9.6	dB
Densidad de relación portadora a ruido	49.42	49.42	dB-Hz
Margen de diseño requerido	3.00	3.00	dB
Mínimo Pr/No	52.42	52.42	dB-Hz
Parámetros de propagación			
Pérdidas de espacio	-149.83	-149.83	dB
Atenuación atmosférica (aire limpio)	-0.1	-0.1	dB
Pérdidas de polarización	-3.0	-3.0	dB
Parámetros del transmisor			
Potencia de transmisión de RF	2	1.5	W
Potencia del transmisor de RF	3.01	1.76	dBW
Potencia de radiación isotrópico efectivo	3.76	2.51	dBW
Presupuesto del enlace			
Pérdidas de propagación	-152.93	-152.93	dB
Ganancia del sistema receptor	30.92	30.92	dB
Potencia del receptor	-118.25	-119.50	dB
Sensibilidad del receptor	-152.00	-152.00	dBW
Margen de poder	33.75	32.50	dBW
Potencia de ruido del sistema	-199.09	-199.09	dBW/Hz
Densidad de relación portadora a ruido	80.84	79.59	dB-Hz
Mínimo Pr/No	52.42	52.42	dB-Hz
Margen de enlace	28.42	27.17	dB

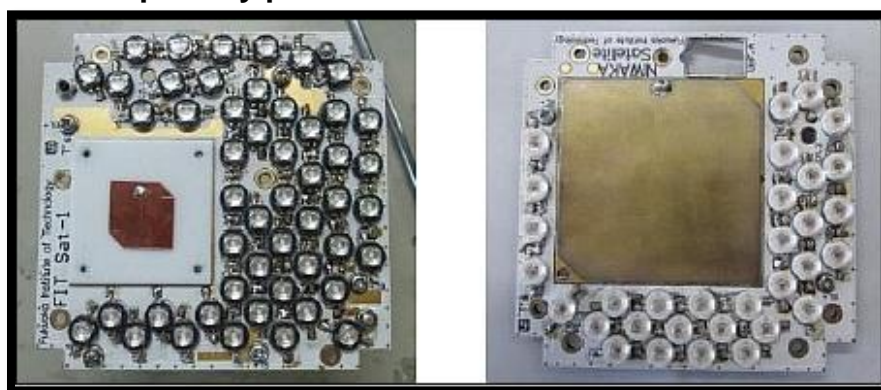
Fuente: Adaptado de: IDEASSat: A 3U CubeSat Mission for Ionospheric Science [en línea] < <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012> > [citado el 30 de marzo de 2020]

2.3.3. Fitsat-1

Desarrollado en Fukuoka Institute of Technology. Es un CubeSat estándar de 1U con un tamaño de 10 cm x 10 cm x 10 cm y una masa de 1,33 kg. La estructura está hecha de una tubería cuadrada de aluminio. Ambos extremos del tubo cortado están cubiertos con placas de aluminio. La superficie del cuerpo está acabada con un revestimiento anódico negro. Los rieles deslizantes CubeSat y los paneles laterales no están separados; Se hacen como una sola unidad. El grosor del tubo cuadrado

es de 3 mm, pero las superficies unidas por las células solares se adelgazan a 1,5 mm debido al límite de peso. Para hacer los rieles CubeSat cuadrados de 8,5 mm, se fijan palos cuadrados de aluminio de 5,5 mm a las cuatro esquinas de la tubería cuadrada. Los paneles solares con los que cuenta están unidos a los cuatro lados del panel “X” y “Y”. La parte superior (panel + Z) tiene una antena de parche de 5.8GHz, LED verdes y orificio para la lente de una cámara. La parte inferior (panel -Z) tiene interruptores de despliegue, resortes de separación, antena de parcheo de 1,2 GHz, LED rojos y un orificio para la antena de banda UHF de 430 MHz. La figura 8 muestra el panel superior y el panel inferior.⁵⁰

Figura 8. Panel superior y panel inferior de FITSat-1



Fuente: FIT. Vista de los paneles superior e inferior [en línea] <<https://bit.ly/2G4YHLK>> [citado en 18 de enero de 2018].

2.3.4. NEE-01 Pegasus

Desarrollado en “Space Agency of Ecuador”, este CubeSat se diseñó con un factor de forma de 1U con dimensiones de 10 cm x 10 cm x 10 cm (en configuración de lanzamiento) y una masa de 1,26 kg. con dos objetivos principales el primero era transmitir en vivo videos y fotografías del entorno en la órbita LEO y el segundo objetivo era servir a las escuelas primarias de Ecuador con una plataforma de herramienta de aprendizaje basada en el espacio que inspirará a la próxima generación de ingenieros nacionales.

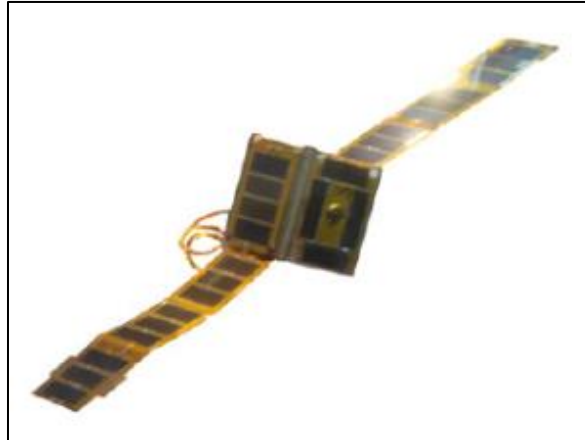
El satélite está diseñado con dos alas de panel solar con 3 paneles en cada lado para un total de 6 paneles por ala, sus dimensiones desplegadas son 10 cm x 10 cm x 75 cm, como se observa en la figura 9, enlace descendente de 910 MHz, ancho

⁵⁰ EO Portal, “FITSat-1 (Instituto de Tecnología de Fukuoka CubeSat)”, 2012, <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/fitsat-1>.

de banda a 25 MHz, E.I.R.P. a 34,1 dBm, portadora FM, audio de modulación: AMTW.

Adicionalmente, cuenta con un subsistema de energía eléctrica (E.P.S.) capaz de funcionar solamente por energía solar, impulsado por MCU con 8 canales de potencia de entrada cada uno capaz de soportar 6V , 2 A y 25 ms de capacidad de conmutación, cada canal de entrada corresponde a un panel solar, para moderar la temperatura de la nave espacial por medio del SEAM/NEMEA que tiene como propósito bloquear el Alfa, Beta, X, Gamma y GCR (Rayos Cósmicos Galácticos) dentro de los límites de lo posible, sin producir radiación Bremsstrahlung.⁵¹

Figura 9. Ilustración del Pegasus CubeSat con las alas solares desplegadas



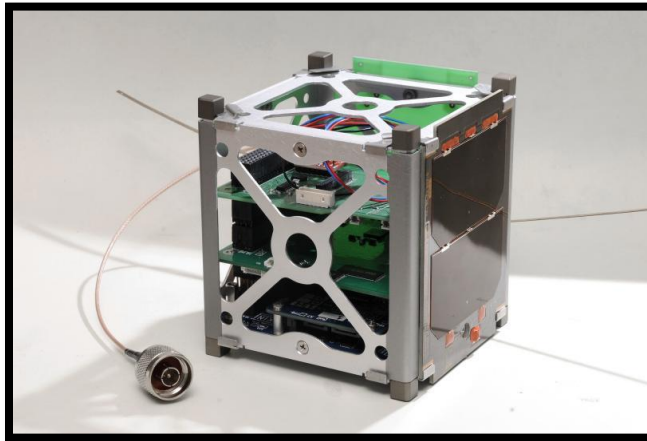
Fuente: eoPortal Directory [en línea] < <https://bit.ly/3e7s5AS> > [citado en 30 de marzo de 2020]

2.3.5. Suchai

Desarrollado por la Universidad de Chile. El Satélite de la Universidad de Chile para la Investigación Aeroespacial (SUCHAI) es el primer CubeSat chileno desarrollado por estudiantes universitarios, ingenieros y profesores de los Departamentos de Ingeniería Eléctrica, Física e Ingeniería Mecánica de la Facultad de Ciencias Físicas y Matemáticas (FCFM) de la Universidad de Chile. El objetivo principal es aprender todo el proceso de diseño, construcción / integración, lanzamiento y operación de un nanosatélite. En la figura 10 se observa el CubeSat ensamblado.

⁵¹ EO Portal, “NEE-01 Pegasus (Ecuadorian Space Ship-01, a CubeSat Mission)”, 2015, <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nee-01-pegasus>.

Figura 10. CubeSat Suchai.



Fuente: SPEL. Satélite CubeSat [en línea] < <https://bit.ly/3793BDI> > [citado en 18 de enero de 2020]

El 1U CubeSat tiene fines educativos y científicos. La nave espacial consta de tres subsistemas principales:

- Computadora a bordo: la unidad C&DH es responsable de la operación de vuelo del satélite. Utiliza un software de vuelo personalizado para sistemas integrados de baja potencia.
- Comunicación: se compone de un transceptor UHF para permitir telemetría (enlace de descarga), transmisión de baliza CW y telecomando (enlace de carga).
- Energía: el subsistema final consta de una unidad de control de energía, paneles de células solares y una batería de polímero de litio.

A continuación, se detallan las características del enlace de comunicación:

Baliza

- Frecuencia: 437.230 MHz (La frecuencia es un poco más alta que el nominal 437.225 MHz configurada al lanzar el SUCHAI)
- Modo: CW
- Velocidad: 20 palabras por minuto
- Periodicidad: 180 segundos (Cambiado para ahorrar batería)
- Mensaje: 00 SUCHAI 0 + Telemetría (variable Largo)
- La baliza en CW consta en cuatro diferentes paquetes con información de los subsistemas principales.

Telemetría

- Frecuencia: 437.230 MHz
- Modo: FM (MSK)
- Tasa de datos: 2400 bps
- Enlace descendente: 437.225 MHz

2.3.6. Cubesat XI-IV, XI-V

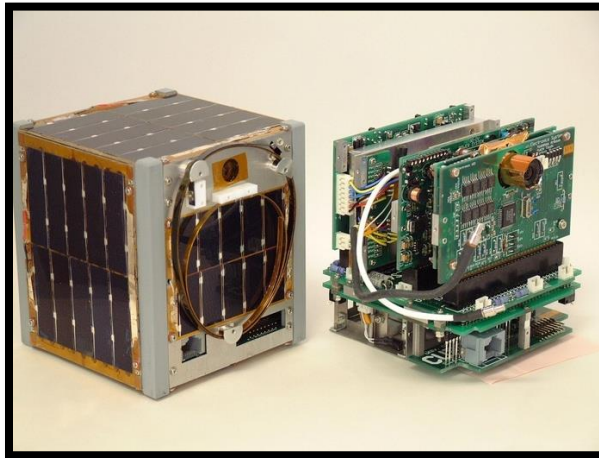
Desarrollado en Tokyo University. El CubeSat XI-V es un diseño actualizado del XI-IV con el objetivo en demostrar nuevas tecnologías espaciales como lo son:

- Demostración CIGS (CuInGaSe_2) células solares de película delgada en órbita, se recopilan datos para verificar la dureza de la radiación a largo plazo de las células solares CIGS.
- Mejora del software de control de cámara, el software de control considerablemente mejorado con respecto al CubeSat XI-IV, tiene una mejora en el tamaño de píxel de la imagen en el enlace descendente en el que se amplió a 320 x 240 píxeles correspondiente al tamaño QVGA (Quarter Video Graphics Array)
- Mejora de las observaciones de imágenes, la cámara CMOS es capaz de tomar ocho imágenes continuas con un intervalo mínimo de 200ms. Este método se utiliza con el fin de estimar el movimiento de actitud de la nave espacial junto con la corriente de las células solares en las seis superficies del satélite.⁵²

En el cuadro 8, se pueden observar todas las especificaciones técnicas con las que este CubeSat cuenta y en la figura 11 se observa tanto la parte externa como interna de este CubeSat.

⁵² EO Portal, "CubeSat - Lanzamiento 2", 2020, <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-launch-2>

Figura 11. XI-V (Cubesat-OSCAR-58, CubeSat XI-V)



Fuente: NANOSATS. CubeSat XI-V [en línea] < <https://bit.ly/38myBjn>> [citado en 18 de enero de 2020].

Cuadro 8. Especificaciones CubeSat-XI.

Tamaño	10x10x10cm	
Peso	1Kg	
C&DH	OBC	PIC16LF877, 8bits, 4MHz
	Memoria	EEPROM 256 Kbyte
Comunicación	Uplink	145MHz FM, 1200bps
	Downlink	437MHz FM, 1200bps
	Baliza CW	437 MHz CW, 80mW
	Antena	Monopolo (Uplink) Dipolo (Downlink)
Alimentación	Celdas Solares	Silicon monolítico (16%)
	Energía promedio	1.1W
	Batería	Ion-litio, 6.2 AH
Control de altitud	Pasivo con imán permanente (1300mT)	
	Amortiguador de histéresis	
Sensores	Termómetro, voltaje, corriente	
Cámara	CMOS, 15360 pixeles, 16 bits de color	
Estructura	Aluminio A7075	
Control térmico	Pasivo	

Fuente: Adaptado de: UNIVERSITY OF TOKYO'S STUDENT NANO-SATELLITE PROJECT CUBESAT-XI AND ITS ON-ORBIT EXPERIMENT RESULTS. [En línea] < [https://doi.org/10.1016/s1474-6670\(17\)32293-0](https://doi.org/10.1016/s1474-6670(17)32293-0)> [citado en 18 de enero de 2020].

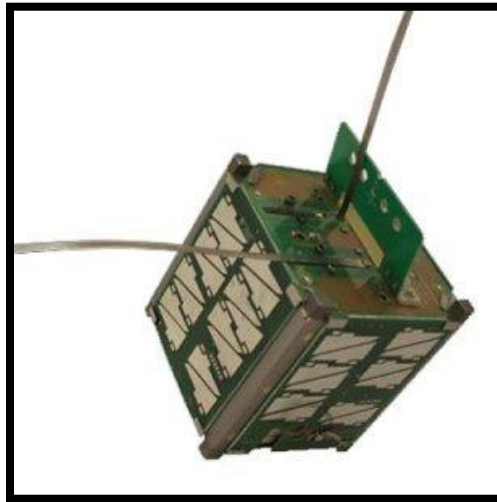
2.3.7. Libertad 1

Desarrollado por Universidad Sergio Arboleda. Este CubeSat fue diseñado con un CubeSat kit el cual es un conjunto de partes básicas compuestas por una estructura cúbica, hardware con formato PC-104 y software para comenzar a dar los primeros pasos en una misión satelital.

La palabra kit no hace referencia a un conjunto de partes que se ensamblan con un manual paso a paso, sino al conjunto de la estructura y la tarjeta PC-104 que contiene un microcontrolador MSP430F169 de Texas Instruments, un bus de comunicaciones diseñado para comunicar el hardware de los subsistemas que son desarrollados por el equipo de personas de la misión, como son la EPS (Electrical Power System) y COM (Communication System).

En la figura 12 se observa Libertad 1 está diseñado con el estándar 1U y una masa de 1kg, El satélite fue dejado en una órbita geoestacionaria de 650 x 780 km de altura, tiene un enlace ascendente de 145,825 MHz y el enlace descendente de 437,405 MHz en la banda U.H.F., transmitió más de 3000 paquetes de datos enviando ráfagas AFSK cada 10 minutos, y conto con una vida de útil de 53 días debido a que no contaba con paneles solares.

Figura 12. CubeSat Libertad 1.



Fuente: GODUES. Imagen ilustrativa CubeSat Libertad 1 [en línea] <<https://bit.ly/2R7MMD1>> [citado en 18 de enero de 2020].

2.4. IMÁGENES MULTIESPECTRALES

Las imágenes multiespectrales son aquellas que captan imágenes individuales en longitudes de onda determinadas, o en otras palabras, adquieren la misma imagen en varias regiones de longitud de onda, frecuentemente son tomadas por filtros o LED específicos para obtener información adicional del espectro electromagnético que es invisible para el ojo humano, normalmente las imágenes se capturan en las regiones visible (V.I.S.) e infrarrojo cercano (N.I.R.)⁵³, tienen entre 4 a 10 bandas y se capturan con una resolución espectral, más alta, en comparación con las imágenes RGB.

Asimismo, las imágenes multiespectrales se consideran como una herramienta importante para comprender mejor los fenómenos de reflectancia y la formación de imágenes. Los datos RGB de banda ancha no son suficientes para extraer interpretaciones significativas de los datos capturados; en cambio, debe estar disponible una cantidad significativa de bandas de filtro⁵⁴.

En cuanto a las imágenes satelitales, estas representan la superficie terrestre mediante un conjunto de matrices denominadas rástrer, usadas en sistemas de información geográfica (SIG, por sus siglas en inglés). Las matrices contienen píxeles con valores equivalentes a la intensidad de radiación devuelta por una misma área terrestre en distintas bandas espectrales⁵⁵. Adicionalmente, las imágenes satelitales se pueden definir como imágenes de teledetección, debido a que realizan la medición o adquisición de información de un objeto o fenómeno a través del uso de equipos que no entran en contacto con el objeto⁵⁶.

Del mismo modo, la mayoría de los satélites de observación de la Tierra cuentan con equipos que deberían operarse a una altitudes relativamente bajas. Sin embargo, en general se evitan las altitudes por debajo de los 500-600 kilómetros,

⁵³ AMIGO, Jose, et al. Chapter 1.1 - Hyperspectral and multispectral imaging: setting the scene. Science Direct. 2019. p. 1.

⁵⁴ TECHNISCHE FAKULTÄT. [sitio Web]. Multispectral Image Analysis. [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www5.cs.fau.de/research/groups/computer-vision/multispectral-image-analysis/>

⁵⁵ MORENO, L; et al. Op cit., EAC vol.39 no.2. p. 1.

⁵⁶ KHARUF-GUTIERREZ, Samy. Análisis de imágenes multiespectrales adquiridas con vehículos aéreos no tripulados. Science Direct. 2018. p. 1.

debido al arrastre aéreo significativo a altitudes tan bajas que hacen necesarias maniobras frecuentes de reinicio de la órbita⁵⁷.

2.4.1. Cámaras multiespectrales

En la actualidad, existen tres formas de obtener información de imágenes espectrales con una cámara con elementos ópticos, con una rueda de filtro o con un sensor de pixeles activos (APS, por sus siglas en inglés) que detecta luz basado en tecnología CMOS (semiconductor complementario de óxido metálico) con un filtro⁵⁸. Una cámara multiespectral se encarga de capturar múltiples datos de imágenes dentro de rangos de longitud de onda específicos en todo el espectro electromagnético, cada imagen tomada por la cámara pasa a través de un filtro que restringe la luz a un color específico o longitud de onda.

Como ya se mencionó previamente, existente en general tres tipos de cámaras multiespectrales, el primer tipo de cámaras tiene elementos ópticos y están formadas por un prisma, un sensor, rejillas y lentes, en estas, la luz entra a la cámara a través de una rendija, donde el prisma y las rejillas se encargan de refractar la luz, el sensor de exploración de línea puede generar una imagen multiespectral, línea por línea. En estas cámaras se presenta la desventaja de que el rendimiento depende en gran medida de la alineación de los elementos ópticos, lo que implica que la calibración sea fundamental y pueda llegar a ser muy costosa.

Continuando con lo anterior, el segundo tipo de cámaras utiliza una rueda de filtro para capturar las imágenes secuencialmente, debido a que, las imágenes se captan en longitudes de onda individuales la rueda debe moverse al filtro deseado, esto imposibilita que puedan ser utilizadas en objetos en movimiento.

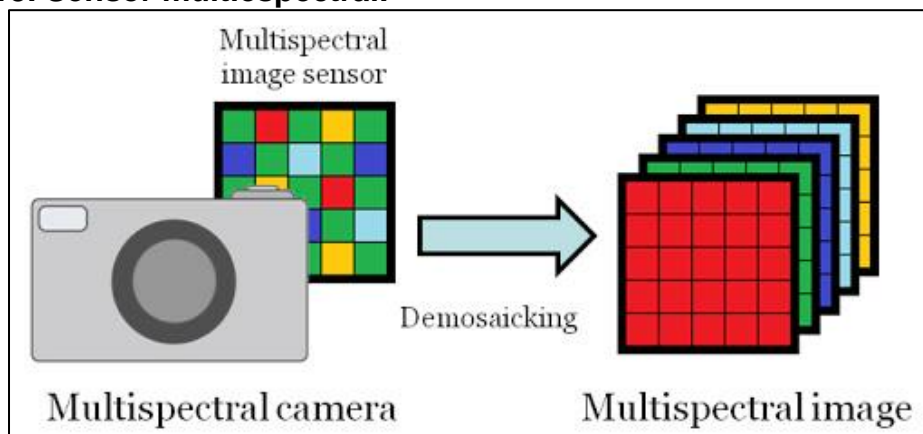
Finalmente, los sensores CMOS tienen filtros de banda integrados en el diseño de la cámara, los filtros multiespectrales (M.F.A., por sus siglas en inglés), se encargan descomponer el sensor de la imagen en celdas, donde cada celda contiene entre 2 y 16 filtros de paso de banda óptica de microescala para separar los colores de la imagen por longitudes de onda. Dependiendo de la aplicación que se busque con la

⁵⁷ZERO GEOENGINEERING. [sitio Web]. Satélite de observación de la Tierra / EUMETSAT [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://zerogeoengineering.com/2018/earth-observation-satellite/>

⁵⁸BASLER. [sitio Web]. ¿Qué son las imágenes multiespectrales? [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www.baslerweb.com/en/vision-campus/camera-technology/what-is-multispectral-imaging/>

cámara, se tienen configuraciones diferentes, la imagen puede considerarse en sí como imágenes separadas a bandas diferentes, cada una con una longitud de onda y ancho de banda específicas⁵⁹, figura 13. En comparación con los otros tipos de cámaras, estas pueden capturar objetos con diferentes longitudes de onda en una sola toma⁶⁰.

Figura 13. Sensor multispectral.



Fuente: OKUTOMI-TANAKA Kazuma, et al. Beyond RGB Imaging [en línea] <<https://bit.ly/2NFDtlf>> [citado en 5 de junio de 2020].

2.5. CARACTERÍSTICAS SELECCIONADAS.

De acuerdo con la investigación previamente descrita, en el cuadro 9 se observa las características más utilizadas en el diseño de los CubeSat, y que servirán de condiciones iniciales para realizar el cálculo del presupuesto del enlace, dichas características se basan en los CubeSat mencionados anteriormente y de la base de datos nanosats⁶¹ en la cual se encuentran registrados los nanosatélites y CubeSat que fueron lanzados, planificados y cancelados.

⁵⁹ SPECTRAL DEVICES INC. [sitio Web]. Tecnología De Imágenes Multiespectrales. [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www.spectraldevices.com/content/multispectral-imaging-technology>

⁶⁰ BASLER. [sitio Web]. Cámaras multispectrales: ¿cómo funcionan y dónde se usan?. [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www.baslerweb.com/en/vision-campus/camera-technology/what-is-multispectral-imaging/>

⁶¹ NANOSATS DATABASE. "NANOSATELLITE & CUBESAT DATABASE", 2020, <https://www.nanosats.eu/database>

Cuadro 9. Características de los CubeSat

Tamaño (cm)	30x10x10	
Masa (kg)	4	
Orbita	LEO	
Altitud (Km)	720	
Comunicación	Uplink MHz	145
	Downlink MHz	437
	Banda de frecuencias	VHF/UHF
	Antena	Monopolo

Fuente: Elaboración propia.

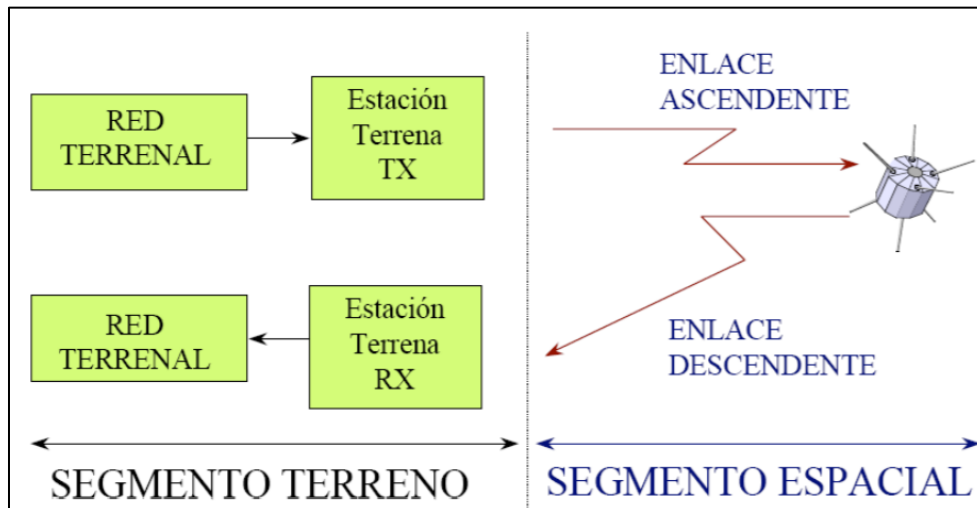
Adicionalmente, como se puede apreciar en el cuadro 9, el CubeSat más común, según la búsqueda de la base de datos nanosats, es el de 3U cuyo peso es de 4 kg y tiene dimensiones de 30x10x10 (cm). Sin embargo, pensando en los costos que conllevaría tener 3 unidades se decide escoger un CubeSat de tamaño 1U, y realizar el cálculo del presupuesto del enlace siguiendo los demás datos del cuadro 9.

3. SISTEMA DE COMUNICACIONES ENTRE UN CUBESAT Y LA ESTACIÓN TERRENA

Este capítulo contiene lo referente a la investigación de los componentes de un canal de comunicación satelital, está dividido en tres secciones, la primera y segunda se encargan de describir que es el segmento terreno y el segmento espacial, respectivamente. Por otra parte, la tercera sección describe las ecuaciones generales para determinar el presupuesto de enlace de un canal de comunicaciones.

Como se observó en el capítulo 2, los CubeSat y por ende en general los satélites, están conformados por diversos sistemas y dispositivos que permiten su correcta operación, y que son independientes a la misión científica que estén realizando, el sistema de comunicaciones no es la excepción, este cumple un rol fundamental durante su ciclo de vida, ya que es el encargado de establecer los enlaces que posibilitan la interacción y el intercambio de información entre el segmento terreno y el segmento espacial, realizando la recepción, amplificación y transmisión de los datos o señales⁶², la figura 14 ilustra la relación entre el segmento terreno y el segmento espacial.

Figura 14: Estructura del sistema de comunicaciones de un satélite



Fuente: HERNANDEZ, Javier. Imagen ilustrativa de los elementos que componen un sistema de comunicación satelital. [en línea] < <https://bit.ly/2JJV7bP> > [citado en 5 de abril de 2020]

⁶² POPESCU, Otilia. Power Budgets for CubeSat Radios to Support Ground Communications and Inter-Satellite Links. [en línea].2017, IEEE Access vol. 5. ISSN 2169-3536. Disponible en: 10.1109 / ACCESS.2017.2721948

En la Figura 14, se puede observar la estructura del sistema de comunicaciones, todas las señales hacia y desde el satélite tienen que seguir una ruta establecida, por lo que, desde el segmento terreno la señal se propaga desde la antena transmisora a una frecuencia dentro de una banda específica, por medio del espacio libre y la atmósfera hasta llegar a la antena receptora del segmento espacial donde posteriormente la señal es recuperada, este proceso es llamado enlace de subida. Así mismo el enlace de bajada, es decir, del segmento espacial al segmento terreno, la señal realiza el mismo proceso, siendo el satélite el elemento transmisor y la estación terrena el elemento receptor.

Es por esto que, tener en cuenta cual función cumple cada segmento dentro del sistema de comunicaciones resulta fundamental en el diseño del enlace satelital, debido a que permite identificar los requisitos generales y los componentes críticos para que se establezca la comunicación entre la tierra y el satélite⁶³.

Por lo tanto, durante el diseño del sistema de comunicaciones se debe garantizar la suficiente potencia de transmisión para cerrar el enlace, es decir, permitir que los datos viajen correctamente tanto en el enlace de subida como en el enlace de bajada, una vez atravesadas todas las pérdidas o atenuaciones, como las pérdidas por propagación en el espacio libre y por conductores, esto se puede medir mediante el presupuesto del enlace calculando la relación portadora a ruido. De acuerdo con lo anterior, verificar la potencia consumida permite asegurar que el sistema de comunicaciones sea eficiente en el consumo energético, ya que este es el que consume la mayor cantidad de la energía disponible del CubeSat. El cuadro 10, muestra los requisitos del sistema de comunicación derivados de los requisitos y estándares de nivel superior de la cooperación europea para la Normalización del Espacio (ECSS)⁶⁴.

⁶³ HERNANDEZ, Javier. Sistemas de Comunicación por Satélite Utilización en los Sistemas de Navegación Aeronáuticos. Proyecto fin de Carrera. Universidad Politécnica de Madrid. 2000, p. 152

⁶⁴ IBTISSAM, Latachi, et al. Análisis de presupuesto de enlace para un subsistema de comunicación Leo CubeSat [en línea]. 2017,. IEEE 3rd International Conference on Advanced Technologies [consultado: 5 abril 2020]. Disponible en: 10.1109 / ATSIP.2017.8075571. pag 1.

Cuadro 10. Requisitos del sistema de comunicaciones.

Categoría	Requisitos
Funcional	El sistema de comunicación deberá poder transmitir y recibir datos del segmento terrestre.
Operacional	El receptor se encenderá por defecto para poder recibir comandos en cualquier momento
Diseño	El sistema deberá cumplir con los estándares de los CubeSat mencionadas en el capítulo 2 .
Diseño	El sistema de comunicación deberá ser resistente a las radiaciones espaciales y a los efectos ambientales.
Diseño	Las frecuencias de comunicación se ubicarán dentro de las bandas de frecuencia asignadas.
Diseño	El sistema de comunicación permitirá la transmisión y recepción de datos con velocidades de datos derivadas de los requisitos de la misión.
Diseño	El sistema de antena deberá poder emitir señales sobre las frecuencias asignadas.

Fuente: Adaptado de: IBTISSAM, Latachi, et al. Requisitos del sistema de comunicación derivados de la ECSS.

En el cuadro 10, se aprecian algunos de los requisitos que son necesarios para poder diseñar el sistema de comunicaciones y que este sea funcional y operacional, las antenas son parte fundamental de este estudio y aunque su diseño no está dentro de los alcances del presente documento, es importante tener en cuenta características como la ganancia y potencia, ya que estas determinan parámetros de transmisión y recepción a considerar para el diseño del canal de comunicaciones y aseguran la fiabilidad del enlace al proveer márgenes de enlace adecuados. Por lo cual el sistema de antenas debe ser capaz de irradiar señales independientemente de factores como: la orientación del CubeSat en relación con la estación terrena y el rendimiento del sistema de control de actitud⁶⁵.

De la misma manera, teniendo en cuenta que los CubeSat están estandarizados, el tipo de antenas sugerido a utilizar son antenas omnidireccionales, esto motivado por el hecho de que idealmente la polarización de la antena receptora debe ser la misma que la de la onda entrante, por lo cual la mejor opción sería utilizar una polarización circular en al menos un extremo del enlace, ya que esta permite que se pueda recibir con el menor desvanecimiento las polarizaciones cambiantes, es decir, tener menos variación en la atenuación que sufre una señal⁶⁶. Las antenas que cumplen con un patrón de radiación casi omnidireccional son el monopolo y el

⁶⁵ Ibid., p. 3.

⁶⁶ FERNÁNDEZ, Juan. POLARIZACIÓN CIRCULAR. *Revista mensual de Unión de Radioaficionados Españoles*. información [en línea]. 2006, [Consultado 13 marzo 2020]. Disponible en: <https://analfatecnicos.net/archivos/20.PolarizacionCircular.pdf>

dipolo, que operan en bandas de ultra alta frecuencia (UHF, Ultra High Frequency) y muy alta frecuencia (VHF, Very High Frequency)⁶⁷.

Por lo tanto, a continuación, se describirán los dos segmentos que componen el sistema de comunicación por satélite, estos son: el segmento terrestre, que comprende los equipos para controlar y monitorear los satélites y estaciones terrenas. Y el segmento espacial, el cual incluye las instalaciones en tierra que se encargan de mantener en operación estos dispositivos, como lo es el subsistema de seguimiento, telemetría y comando (o por sus siglas en inglés T.T.&.C., telemetry, tracking, and command) y el transpondedor del satélite⁶⁸.

3.1. SEGMENTO TERRESTRE

En un sistema de comunicaciones por satélite el segmento terrestre consiste en las estaciones terrenas transmisoras y receptoras que forman el enlace de subida (Uplink)⁶⁹, estas estaciones cumplen dos propósitos fundamentales, el primero es establecer la comunicación con el satélite para determinar el lugar en el que se encuentra en cada instante de tiempo, es decir, realizar un seguimiento físico. Y el segundo es realizar control con respecto al estado del satélite y seguimiento operacional, para certificar que se cumpla la misión por la que fue puesto en órbita⁷⁰.

Así mismo, las estaciones terrenas funcionan como repetidores de microondas que se propagan dentro de su área de cobertura, la cual se determina por la altitud del satélite, el diseño del sistema de antenas y su línea de vista, dependiendo de estos parámetros se pueden presentar pérdidas de espacio libre, que aumentan al cuadrado de la distancia, y que afectan las señales transmitidas entre el satélite y la estación terrena⁷¹. Adicionalmente, un gran porcentaje de los CubeSat que están activos en la actualidad, establecen la comunicación con la estación terrena a través de bandas de frecuencia destinadas concretamente a la comunicación espacial o a frecuencias de radioaficionado (H.A.M., del inglés amateur radio)⁷².

⁶⁷ IBTISSAM, op. cit, p. 4.

⁶⁸ RODDY, Dennis. *Satellite Communications*. 3 ed. New York: McGraw-Hill, 2001. ISBN 0-07-138285-2. p. 167

⁶⁹ Ibid., p. 209.

⁷⁰ BELLIDO, Desirée; BARCO, Raquel. *Simulación de Sistemas de Comunicaciones de Estaciones Terrenas*. ResearchGate. 2015. p.5.

⁷¹ ELBERT, Bruce R. *The Satellite Communication Applications Handbook*. 2 ed. Boston: Artech House, Inc. 2004. p. 7.

⁷² BARBARIC, Dominik, et al. *Análisis de presupuesto de enlaces para una misión de observación de la Tierra Cubesat propuesta*. MIPRO, [en línea]. 2018, mayo. [Consultado 1 mayo 2020]. Disponible en: 10.23919 / MIPRO.2018.8400026. pág 133

Por ende, las estaciones terrenas se seleccionan teniendo en cuenta el establecimiento del enlace, de acuerdo con parámetros como el número y duración de los pases que se coordinan con la inclinación de la órbita, la latitud de la estación terrestre, la ganancia de la antena, encargada de cerrar el enlace, la velocidad de datos y las frecuencias de funcionamiento establecidas, así como por la capacidad que tengan de dirigir y rastrear mecánicamente los pasos del nanosatélite y el hardware de la estación, el cual establece la velocidad máxima de datos de error de bit tolerable⁷³. Cabe mencionar que la órbita en la cual se encuentra este tipo de satélites (órbita LEO), afecta directamente la potencia demandada para transmitir comandos y/o datos entre la tierra y el CubeSat, esto teniendo en cuenta que la distancia que separa el transmisor y el receptor condiciona la intensidad de la potencia transmitida y las pérdidas que sufre la señal durante el trayecto⁷⁴.

Frecuentemente, las estaciones en tierra para los CubeSat están formadas por antenas tipo Yagi de alta ganancia, esto se debe a que los niveles de potencia de los CubeSat se limitan a la que la estación terrena sea capaz de generar y que disponen para el sistema de comunicaciones, este tipo de antenas posibilitan la operación en las bandas de frecuencia VHF y UHF que comúnmente son una solución integral para todas las bandas de comunicaciones. De acuerdo con Barbaric, dependiendo como se configure la estación terrena se posibilita que se observe el cielo a una elevación mínimo de 20°, a 120 m de altitud, permitiendo que el satélite en órbita sea visible para la estación aproximadamente 12 veces al día por un periodo de tiempo de 8 a 12 minutos⁷⁵. Es por esto por lo que el satélite debe preparar ráfagas para que durante ese tiempo los datos sean transmitidos en su totalidad.

3.2. SEGMENTO ESPACIAL

Como se mencionó anteriormente, el segmento espacial incluye el satélite, el subsistema de TT&C y el transpondedor, estos elementos componen el enlace de bajada (Downlink), a continuación, se explicará brevemente la función de cada uno.

3.2.1. Subsistema de seguimiento, telemetría y comando (TT&C)

Este subsistema es el encargado de realizar funciones de rutina en el CubeSat, para ello genera señales eléctricas en igual proporción a las señales que se miden, después las codifica y transmite a la estación terrena. Las señales o datos transmitidos incluyen información de actitud, que se refiere a la orientación en el

⁷³ Ibid., p. 134.

⁷⁴ MARINAN, Anne. CubeSats to Constellations: Systems Design and Performance Analysis. Massachusetts. Tesis (Master of Science). Instituto de Tecnología de Massachusetts. 2013, p. 116

⁷⁵ BARBARIC, op. cit, p. 134.

espacio, información ambiental, refiriéndose a la intensidad y dirección del campo magnético, e información del satélite como voltaje para el suministro de energía y combustible almacenado⁷⁶.

Por lo tanto, la telemetría se encarga de transmitir la información acerca del satélite a la estación terrena, mientras que el comando hace referencia a la recepción de señales de comando cifradas de la estación terrena, generalmente como una respuesta de la información teledatada, adicionalmente se encarga de demodular y, en caso de ser necesario, decodificar dichas señales y guiarlas al equipo que ejecuta la acción de comando correspondiente. Así mismo, el seguimiento del satélite se realiza haciendo que este envíe señales de baliza que son recibidas en la estación terrena, por lo anterior, rastrear el movimiento del satélite es importante para enviar señales de corrección debido a que, por la velocidad a la que viajan los satélites en la órbita LEO y por diversas fuerzas perturbadoras se podría perder la comunicación entre el segmento espacial y el segmento terrena. De acuerdo con lo anterior, las funciones de telemetría, seguimiento y comando se consideran como un solo subsistema al ser funciones complementarias, que realizan operaciones complejas para su correcto desempeño y requieren equipos e instalaciones especiales en el segmento terrena y a bordo del satélite⁷⁷.

3.2.2. Satélite

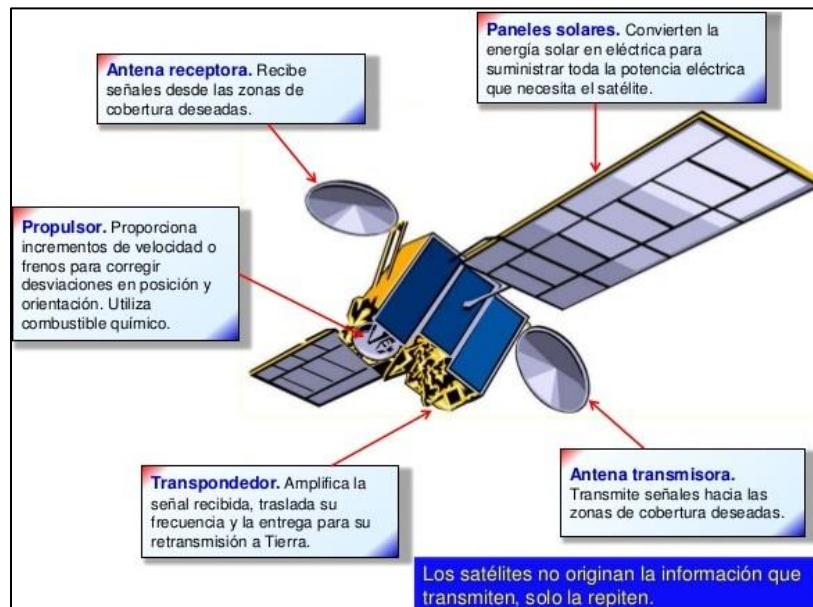
Un satélite se puede entender como un vehículo lanzado al espacio que describe orbitas entorno a la Tierra u otro cuerpo celeste y que cumple con algún tipo de misión específica según su diseño, los satélites se comportan como repetidoras de microondas en el espacio y están compuestos por dispositivos como transmisor, receptor, filtros, regenerador, multiplexor y demultiplexor, antenas, guías de onda y en general por muchos otros dispositivos o circuitos de comunicaciones electrónicas, algunos de estos se aprecian mejor en la Figura 15, todos encargados de permitir que el satélite sea capaz de recibir, amplificar y transmitir señales a una estación terrena⁷⁸.

⁷⁶ RODDY, op. cit, p. 180.

⁷⁷ Ibid., p. 181.

⁷⁸ TOMASI, Wayne. Sistema de Comunicaciones Electrónicas. 4 ed. México: Pearson Educación, 2003. p. 972. ISBN: 970-26-0316-1. p. 793.

Figura 15: Estructura del sistema del satélite.



Fuente: Televisión por satélite. Imagen ilustrativa de los subsistemas básicos de un satélite. [en línea] < <https://www.tecnologia-informatica.es/instalacion-de-antena-parabolica/> > [citado en 5 de abril de 2020]

3.2.3. Transpondedor

Se entiende por transpondedor a una serie de unidades enlazadas formadas por las antenas de transmisión y recepción y que componen el canal de comunicaciones del satélite⁷⁹, el transpondedor se encarga de recibir las señales procedentes de la tierra por el enlace de subida, amplificarlas y retransmitirlas a la estación terrena por el enlace de bajada, adicionalmente se encarga de cambiar la frecuencia para evitar interferencias con las señales que están llegando al satélite y se generen pérdidas, por lo cual las frecuencias del enlace de subida y el enlace de bajada suelen estar en bandas distintas o ser diferentes dentro de una misma banda⁸⁰.

3.3. PARÁMETROS DEL ENLACE

En un enlace entre la estación terrena y un satélite se pueden presentar muchas degradaciones y pérdidas, algunas de ellas debidas a la trayectoria de la señal por

⁷⁹ RODDY, op. cit, p. 182.

⁸⁰ ANDREULA, Luis. Red de Comunicaciones Satelitales. 2017. p.14.

el enlace, conectores y ruido⁸¹, es por esto que, el fin de este diseño va a ser determinar el presupuesto del enlace calculando la relación portadora a ruido, la cual indica la calidad de la señal que llega a la estación terrena, procedente del satélite, cuando ha sido modulada digitalmente. En otras palabras, su importancia radica en que a partir de este diseño se puede garantizar que se establezca la comunicación entre el transmisor y receptor, debido a que el sistema propuesto utiliza comunicación digital⁸².

Sin embargo, antes de definir dichas pérdidas, ruidos y demás, se verán las condiciones iniciales para tener en cuenta dentro del diseño del enlace, estas son el ángulo de elevación, azimut, el rango y la absorción atmosférica.

3.3.1. Angulo de elevación (θ)

Es el ángulo que se forma entre el plano horizontal local y la línea de vista entre la estación terrena y el satélite, es medido tomando la línea sobre la que la antena tiene máxima ganancia. El ángulo de elevación es usado junto con el azimut para orientar correctamente la antena de la estación terrena en dirección al satélite y dependen de las coordenadas geográficas de la estación terrena y la posición orbital del satélite⁸³. Se puede calcular de la siguiente manera:

$$\theta = \arctan \left[\frac{c - \frac{R_e}{h}}{\sin \theta'} \right] \quad (\text{Ecuación 1})$$

En donde,

- θ = ángulo de elevación ($^\circ$)
- $c = \cos l * \cos \Delta L$ ($^\circ$)
- l = latitud de la estación terrena ($^\circ$)
- $\Delta L = |\text{longitud del satélite} - \text{longitud de la estación terrena}|$ ($^\circ$)
- $\theta' = \arccos c$ ($^\circ$)
- R_e = radio de la tierra (6,378 Km)
- h = radio de la órbita (Km)

⁸¹ IBTISSAM, op. cit, p. 1.

⁸² POPESCU, op. cit, p. 12620.

⁸³ NERI VELA, Rodolfo. Comunicaciones por satélite. 3 ed. México: THOMSON, 2003. p. 492. ISBN 970-686-282-X. p.247

3.3.2. Azimut (Ψ)

El ángulo de azimut se define como el ángulo medido en orientación de las manecillas del reloj entre la línea que une la estación terrena con el norte y la horizontal en la dirección hacia el satélite. Se puede calcular con la siguiente ecuación:

$$\Psi' = \tan^{-1} \left[\frac{\tan \Delta L}{\sin l} \right] \quad (\text{Ecuación 2})$$

Donde:

- Ψ' = ángulo de azimut ($^\circ$)
- l = latitud de la estación terrena ($^\circ$)
- ΔL = |longitud del satélite - longitud de la estación terrena| ($^\circ$)

El ángulo de azimut dependiendo de la ubicación de la estación terrena con respecto al satélite sería:

$\Psi = 180^\circ - \Psi'$ Estación en el hemisferio norte y al oeste del satélite

$\Psi = 180^\circ + \Psi'$ Estación en el hemisferio norte y al este del satélite

$\Psi = \Psi'$ Estación en el hemisferio sur y al oeste del satélite

$\Psi = 360^\circ - \Psi'$ Estación en el hemisferio sur y al este del satélite

3.3.3. Rango (d)

Es la distancia que existe entre la estación terrena y el satélite, se puede calcular a partir de la siguiente ecuación:

$$d' = \sqrt{(R_e + h)^2 + R_e^2 - 2(R_e + h) * \cos \left[\theta + \cos^{-1} \left(\frac{R_e}{R_e + h} \cos \theta \right) \right]} \quad [\text{Km}]$$

(Ecuación 3)

En donde:

- d' = Rango (Km) desde el centro de la tierra.
- R_e = radio de la tierra= 6,378 Km
- h = radio en Km al cual se colocará en órbita el satélite dentro del rango de la órbita LEO, asumiendo que la distancia se mide desde la superficie y no desde el centro de la tierra.

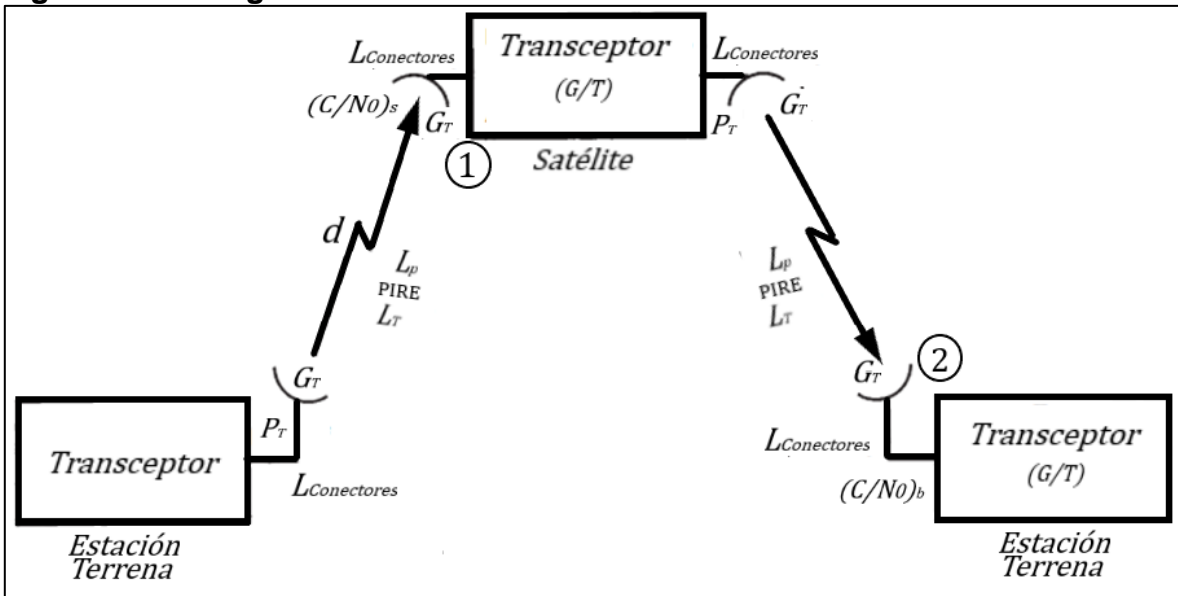
- $\theta = \text{ángulo de elevación } (^\circ)$

3.3.4. Atenuación por absorción atmosférica ($L_{a.a}$)

Se debe a la interacción de las ondas electromagnéticas con moléculas y átomos de los gases en la atmosfera cuando las frecuencias de transmisión son lo suficientemente altas. Dichas interacciones causan una reducción de potencia, absorción de la onda, de las señales a medida que van atravesando la atmósfera a frecuencias mayores de 10 GHz. Sin embargo, estas pérdidas no serán tenidas en cuenta, ya que la absorción depende de la frecuencia a la que se trabaje, y teóricamente para las bandas UHF y VHF se consideran insignificantes⁸⁴.

Dicho lo anterior a continuación, se describirá el camino de la señal tanto en el enlace de subida como en el de bajada, para obtener una relación de portadora modulada a ruido total (C/N) mínima útil para cruzar todo el trayecto, para lo cual se hará uso del cuadro 9, donde se especifican las condiciones iniciales de diseño. El modelo por seguir para determinar la relación total y definitiva de potencias $(C/N)_T$ tomará 2 cocientes de potencia durante el trayecto de la señal en el enlace de subida y de bajada, para posteriormente combinarlos, esta configuración se muestra en la figura 16.

Figura 16: Configuración de un enlace satelital



Fuente: Elaboración propia.

⁸⁴ TOMASI, op. cit, p. 352.

En la figura 16 se muestra la configuración general de un enlace satelital mostrando las ganancias y pérdidas presentes en los enlaces de subida y de bajada, donde:

- P_T = potencia del transmisor (dBW)
- G_T = potencia de la antena de transmisión (dBi)
- d = rango (Km)
- L_P = pérdidas por propagación en el espacio libre (dB)
- L_T = pérdidas por desapuntamiento (dB)
- $(C/N_0)_s$ = relación portadora a ruido en el enlace de subida (dB/Hz)
- $(C/N_0)_b$ = relación portadora a ruido en el enlace de bajada (dB/Hz)
- (G/T) = figura de mérito (dB/K)
- $L_{conectores}$ = pérdidas por la línea de transmisión (dB).

Teniendo en cuenta esto, el enlace se va a analizar en los puntos 1 y 2, donde se calcula la portadora a ruido del enlace de subida $\left(\frac{C}{N_0}\right)_s$ y la portadora señal a ruido del enlace de bajada $\left(\frac{C}{N_0}\right)_b$.

La estación terrena, cuenta con un transceptor y la antena encargada de radiar la portadora amplificada, seguidamente, la señal de la portadora viaja por el enlace de subida, sufriendo atenuaciones por propagación en el espacio libre, por lluvia (perdida despreciable), despolarización y desapuntamiento de los ejes de las antenas trasmisora y receptora, hasta llegar al satélite, es decir, el punto 1, donde se encuentra la antena receptora y un transceptor. En este punto se encontrará el primer cociente de la relación portadora a ruido del enlace de subida $(C/N)_s$, donde C es el valor de la potencia que queda después de que la señal sufra atenuaciones y sumarle la ganancia de la antena receptora del satélite, y N equivale a la potencia de todo el ruido acumulado hasta este momento⁸⁵.

Después de esto la señal portadora, incluyendo el ruido que esta tenga, se procesa y amplifica en el transpondedor del satélite, antes de partir de vuelta a la tierra. Finalmente, la señal que ha salido del satélite con rumbo a la estación terrena por el enlace de bajada, se ve expuesta a las mismas pérdidas y atenuaciones que en el enlace de subida, una vez llega a la tierra la señal es amplificada por la antena receptora (punto 2), permitiendo calcular el cociente de la relación portadora ruido de bajada $(C/N)_b$, la suma de los cocientes anteriores, $(C/N)_s$ y $(C/N)_b$, dará como

⁸⁵ Ibid., p. 294.

resultado $(C/N)_T$ ⁸⁶. Cabe resaltar que como ya se dijo anteriormente, el análisis se va a realizar en dos puntos que serán independientes el uno del otro es por esto que en la figura 16 se observa que la ganancia (G) y la potencia (P) tienen el subíndice T, esto quiere decir que los valores tomados son los del transmisor, según corresponda el enlace, es decir, si es enlace de subida el transmisor es la estación terrena y si es enlace de bajada el transmisor será el satélite.

Una vez explicado cual es el camino que sigue la señal, se describirán los conceptos de atenuación por propagación en el espacio libre, pérdidas relacionadas en el trayecto y la temperatura de ruido de diversas fuentes.

3.3.5. Atenuación por propagación en el espacio libre (L_p)

En un enlace satelital tanto de subida como de bajada, las mayores pérdidas de potencia son causadas debido a la distancia de separación existente entre la estación terrena y el satélite, dicho de otra manera, las largas distancias, de 200 a 2000 Km que tiene que viajar la señal portadora generan que la energía se disperse en mayor magnitud a medida que se aleja de la fuente, lo que a su vez produce una menor densidad de flujo de potencia, a esta dispersión se le conoce como atenuación por propagación en el espacio libre, y puede ser calculada con la siguiente ecuación⁸⁷:

$$L_p = 20 \log d + 20 \log f + 32.4 \quad [\text{dB}] \quad (\text{Ecuación 4})$$

- L_p = pérdida en trayectoria por el espacio libre (dB)
- d = rango (kilómetros)
- f = frecuencia (Mega Hertz)

3.3.6. Potencia isotrópica efectiva irradiada (PIRE)

Es la potencia equivalente de transmisión, es decir, la que una antena isotrópica tendría que irradiar para alcanzar la misma densidad de potencia en cualquier dirección y punto escogido⁸⁸.

⁸⁶ Ibid., p. 295.

⁸⁷ Ibid., p. 367.

⁸⁸ TOMASI, op. cit, p. 379.

$$\text{PIRE} = G_T + 10 \log P_T \quad [\text{dBW}] \quad (\text{Ecuación 5})$$

En donde:

- P_T = potencia de salida de la antena de transmisión (dBW)
- G_T = ganancia de potencia de la antena de transmisión (dBi)

La ecuación 5 es la fórmula general para PIRE, la potencia está en logaritmo ya que está dada en watts y para realizar el cálculo se necesitan sumar las potencias en dB.

3.3.7. Densidad de flujo (Φ)

En el transmisor, la antena transmisora se encarga de radiar la potencia de salida del amplificador concentrándola en un determinado punto frente a ella, dicho grado de concentración depende de la ganancia de la antena directiva, que en dirección al satélite es máxima y aumenta la densidad de flujo de potencia, claro está que para que esto suceda la antena debe estar correctamente orientada⁸⁹. Por lo tanto, la densidad de flujo de potencia está dada por:

$$\Phi = \text{PIRE} - L_p + 10 \log \left[\frac{4\pi}{\lambda^2} \right] \quad [\text{dBW/m}^2] \quad (\text{Ecuación 6})$$

En donde,

- Φ = densidad de potencia (dBW por metro cuadrado)
- PIRE = potencia isotrópica efectiva irradiada (dBW)
- L_p = atenuación por propagación en el espacio libre (dB)
- $10 \log \left[\frac{4\pi}{\lambda^2} \right]$ = está en unidades de (dBW/m²)

3.3.8. Pérdidas por desapuntamiento (L_T)

Causada por que las antenas transmisoras y receptoras no están perfectamente alineadas, esto se debe a pequeños errores de orientación de las antenas en la estación terrestre y a los movimientos dentro de la ventana de posicionamiento del

⁸⁹ NERI VELA, op. cit, p. 296.

satélite, los cuales provocan que el enlace pierda ganancia⁹⁰. Estas pérdidas para el cálculo del presupuesto del enlace se consideran teóricas de 1dB⁹¹.

3.3.9. Pérdidas en los conectores ($L_{Conectores}$)

Debida a la atenuación generada en la línea de transmisión y los conectores que unen el amplificador de microondas en el transceptor y la fuente de alimentación de la antena, estos dependen de factores como la frecuencia, el tipo de cable y la longitud de la línea, los conectores y su materia de fabricación. Estas pérdidas afectan tanto el enlace de subida como el de bajada y se deben considerar al realizar la totalidad del diseño del enlace, comúnmente hay una pérdida entre 0.5 y 1.0 dB en un conector⁹², sin embargo, para cada enlace se van a considerar las pérdidas de la hoja de datos.

3.3.10. Ruido en un enlace satelital.

El ruido es una señal no deseada dentro de la banda útil del sistema de comunicaciones y que se presenta en la entrada del receptor. En el caso de ser más grande el ruido que la señal deseada que entra a un amplificador, la señal de la portadora no podrá ser recuperada, debido a que las dos señales se amplifican por igual, pero la potencia que llega al receptor es muy baja tanto en el enlace de subida como en el de bajada, en relación con el ruido que aumenta a causa de los equipos electrónicos, es decir, del ruido interno del sistema. Un buen diseño de un enlace satelital también deberá garantizar que la relación de señal de la portadora y el ruido sea mayor o igual a un valor establecido de umbral, de modo que la porción de la señal recuperada sea útil.

La principal fuente de ruido se debe al movimiento aleatorio de electrones al interior del equipo receptor, guías de ondas y conectores que producen pérdidas, radiaciones recibidas por las antenas con frecuencias similares que son provenientes del espacio exterior o desde la tierra y atenuación por la lluvia, en el cuadro 11 se encuentran especificadas las fuentes de ruido del enlace satelital, los cuales al sumarlos se obtendrá la potencia del ruido total⁹³.

⁹⁰ Ibid., p. 303.

⁹¹ ESPINDOLA, Jorge, et al. Diseño del sistema de comunicaciones de una estación terrena para satélites de órbita LEO. 9th Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology, 2011.

⁹² NERI VELA, op. cit, p. 306.

⁹³ Ibid., p. 307.

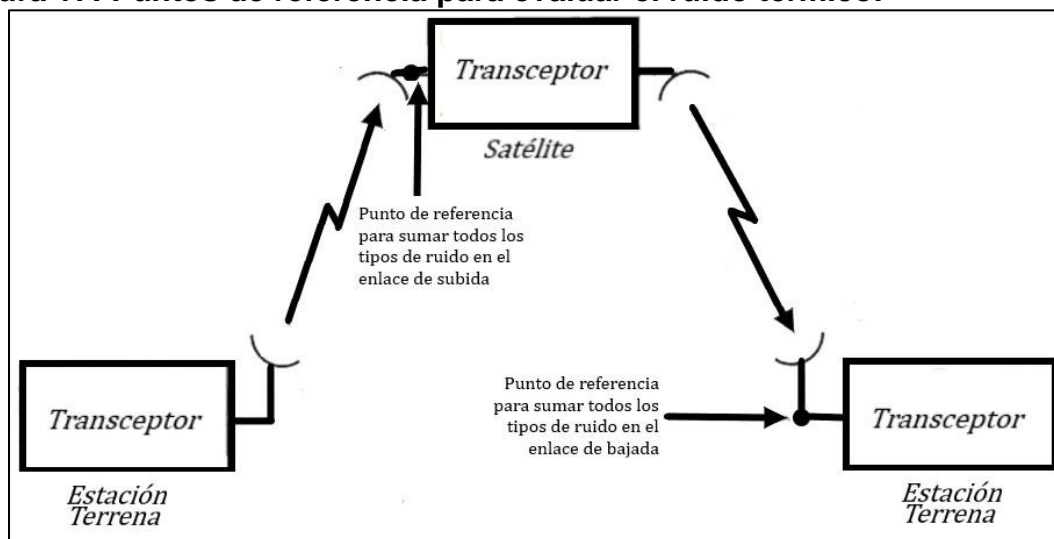
Cuadro 11: Fuentes de ruido⁹⁴

Enlace de subida	Enlace de bajada
Preamplificador de bajo ruido del satélite y amplificadores	Preamplificador de bajo ruido de la estación terrena y amplificadores
Guías de onda y conectores de la estación transmisora del segmento terrestre	Guías de onda y conectores de la antena de transmisión del satélite
Guías de onda y conectores de la antena de recepción del satélite	Guías de onda y conectores de la estación receptora del segmento terrestre
Radiación indeseada captada por la antena del satélite	Radiación indeseada captada por la antena en la estación terrena
Lluvia en la zona del enlace ascendente	Lluvia en la zona del enlace descendente

Fuente: Adaptado de: NERI VELA. Tipos de ruido.

En la Figura 17, se observan los puntos de referencia que serán tenidos en cuenta para calcular todos los tipos de ruido del enlace tanto de subida como de bajada, es importante tenerlos en cuenta ya que para que la suma de los ruidos sea correcta estos se deben evaluar en el mismo punto, generalmente se toma a la entrada del transceptor del extremo receptor⁹⁵.

Figura 17: Puntos de referencia para evaluar el ruido térmico.



Fuente: Elaboración propia.

⁹⁴ Ibid., p. 308.

⁹⁵ Ibid., p. 309.

3.3.11. Ruido térmico (N)

Es la principal fuente de ruido eléctrico en el receptor, está asociado al movimiento aleatorio y rápido de los electrones en el interior del conductor. Se puede calcular como:

$$N = k * T * B \quad [\text{Watts}] \quad (\text{Ecuación 7})$$

En donde,

- N = potencia del ruido (Watts)
- B = ancho de banda (Hz)
- k = constante de Boltzmann, ($1.38 * 10^{-23} \text{ J/K}$) (Joules por grado kelvin)
- T = temperatura absoluta, (temperatura ambiente 17° C o 290° K) (grados kelvin)

3.3.11.1. Densidad de ruido (N_0)

El ruido térmico tiene una distribución plana en el espectro de frecuencias, es decir, la potencia de ruido normalizada a un ancho de banda de un Hertz define a la densidad espectral de la potencia de ruido⁹⁶ y es igual a:

$$N_0 = k * T_e \quad [\text{Joules o W/Hz}] \quad (\text{Ecuación 8})$$

Donde,

- N_0 = densidad de ruido (W/Hz)
- k = constante de Boltzmann (J/K)
- T_e = temperatura equivalente de ruido (K)

3.3.12. Factor o figura de ruido (F)

Se define como el cociente de potencias de ruido a la entrada y la salida del amplificador, e indica cuanto se deteriora la relación señal a ruido al pasar por un circuito, obteniendo de dicha relación la siguiente ecuación⁹⁷:

⁹⁶ TOMASI, op. cit, p. 820.

⁹⁷ Ibid., p. 42.

$$F = 10 \log \left(1 + \frac{T_e}{T_0} \right) \quad [\text{dB}] \quad (\text{Ecuación 9})$$

La temperatura equivalente del amplificador de acuerdo con la ecuación anterior sería:

$$T_e = 290(F - 1) \quad [\text{K}] \quad (\text{Ecuación 10})$$

En donde,

- F = figura de ruido el amplificador (dB)
- T_e = temperatura equivalente de ruido (K)
- T_0 = temperatura ambiente de referencia, 290K (kelvin)

3.3.13. Temperatura de ruido de una antena en el enlace de bajada (T_b)

Producido por el ruido que captura el lóbulo principal y los lóbulos secundarios de la antena de la estación terrestre, las fuentes o tipos de este ruido pueden ser: ruido de la luna, ruido cósmico y galáctico, ruido del sol, ruido de la atmosfera, ruido de la lluvia, interferencia de enlaces terrestres y el ruido del suelo. Generalmente se analiza la temperatura de ruido en dos condiciones del enlace de bajada, en cielo despejado y en condiciones de lluvia, para cielo despejado se combinan las temperaturas de ruido generadas por el ruido cósmico, ruido galáctico y el ruido troposférico. El ruido solar, lunar, galáctico y troposférico se pueden considerar despreciable ya que introduce cantidades casi nulas a frecuencias de MHz, sin embargo, el ruido del suelo si es necesario agregarlo a las condiciones de cielo despejado⁹⁸.

Por lo tanto, la temperatura de la antena se puede calcular:

$$T_b = \frac{T_A}{L_{cr}} + 290 \left(1 - \frac{1}{L_{cr}} \right) + T_{Tranceptor} \quad [\text{K}] \quad (\text{Ecuación 11})$$

En donde,

⁹⁸ NERI VELA, op. cit, p. 320.

- T_b = temperatura de total del sistema en el punto de referencia s (K)
- T_A = temperatura de ruido de la antena receptora (K)
- L_{cr} = pérdidas por conectores en el receptor (dB)
- $T_{Transceiver}$ = temperatura equivalente de ruido a la entrada del transceptor (dB)

3.3.14. Temperatura de ruido de una antena en el enlace de subida (T_s)

Esta es calculada en el extremo receptor del enlace de subida, es decir en la antena del satélite, el haz principal de radiación de estas antenas apunta hacia la tierra y generalmente es menos ancho que el disco terrestre, motivo por el cual recibe toda la radiación térmica de la tierra y la temperatura equivalente de ruido se supone de 290°K ⁹⁹.

La siguiente ecuación permite calcular la temperatura total del sistema referida en un punto s , es decir, la suma de la temperatura de ruido de la antena, la temperatura de ruido del atenuador/conector y la temperatura de ruido del equipo receptor.

$$T_s = \frac{T_A}{L_{cr}} + 290 \left(1 - \frac{1}{L_{cr}}\right) + T_0(F - 1) \quad [\text{K}] \quad (\text{Ecuación 12})$$

En donde,

- T_s = temperatura de total del sistema en el punto de referencia s (K)
- T_A = temperatura de ruido (290 K)
- T_0 = temperatura ambiente de referencia, 290°K (kelvin)
- L_{cr} = pérdidas por conectores en el receptor (dB)
- F = figura de ruido (dB)

3.3.15. Factor de calidad o figura de mérito (G/T)

Es la relación de la ganancia a temperatura equivalente de ruido, representa la calidad del receptor de la estación terrena o el satélite¹⁰⁰.

⁹⁹ Ibid., p. 330.

¹⁰⁰ TOMASI, op. cit, p. 825.

$$\left(\frac{G}{T}\right) = \left(\frac{G_R}{T_s}\right) - L_T \quad [\text{dB/K}] \quad (\text{Ecuación 13})$$

Donde,

- G/T = figura de mérito (dB/K)
- G_R = ganancia máxima de la antena receptora (dBi)
- T_s = temperatura de total del sistema en el punto de referencia s (K)
- L_T = pérdidas por desapuntamiento y por los conectores en el extremo receptor (dB)

3.3.16. Ruido de intermodulación

Este ruido ocurre cuando los amplificadores trabajan con más de una portadora a la vez, debido a que los amplificadores de alta potencia usados en la estación terrena y los tubos de onda viajera, amplificadores de potencia de microondas, usados en el transceptor del satélite son dispositivos no lineales tanto en amplitud como en fase, por lo cual se tiene que, a mayor potencia de salida del amplificador mayor ruido de intermodulación habrá, sin embargo, este ruido que equivale a una pérdida se puede disminuir reduciendo la potencia de entrada del amplificador¹⁰¹

3.3.17. Relación portadora a ruido (C/N_0)

También conocido como umbral de recepción, es quizás, el parámetro de mayor importancia que tiene que ser considerado para evaluar el funcionamiento de un sistema de comunicaciones. A continuación, se evidencian las ecuaciones para calcularlo.

$$\left(\frac{C}{N_0}\right) = \text{PIRE} - L_p + \left(\frac{G}{T}\right) - 10 \log k \quad [\text{dBHz}] \quad (\text{Ecuación 14})$$

En donde:

- C/N_0 = relación portadora a ruido (dBHz)
- PIRE = potencia isotrópica efectiva irradiada (dBW)
- L_p = pérdidas por propagación en el espacio libre (dB)
- G/T = figura de mérito (dB/K)
- k = constante de Boltzmann ($1.38 * 10^{-23}$ J/K)

¹⁰¹ Ibid., p. 817.

3.3.18. Ancho de banda (B)

Es el paso mínimo requerido para propagar la información de la fuente a través del sistema de comunicaciones, y debe ser lo suficientemente grande para pasar todas las frecuencias significativas de la información, por lo tanto, el ancho de banda está determinado por la capacidad de información, la cual es una medida que indica cuanta información se puede transferir a través de un sistema de comunicaciones en determinado tiempo y por la relación de señal a ruido¹⁰².

$$B = \frac{C}{3.32 \log_{10} \left(1 + \frac{S}{N}\right)} [\text{Hz}] \quad (\text{Ecuación 15})$$

Donde:

- B = ancho de banda (Hz)
- C = capacidad de información (bps)
- $\frac{S}{N}$ = relación de señal a ruido (sin unidades)

Las fórmulas descritas en este capítulo permitirán determinar el presupuesto del enlace y así establecer si los datos enviados desde la estación terrena pueden llegar al satélite y volver con suficiente potencia al transceptor en tierra para que se pueda recuperar la información.

3.4. PARÁMETROS ADICIONALES

A continuación, se describen los parámetros adicionales que serán tenidos en cuenta durante el diseño del enlace

3.4.1. Bandas de Frecuencia

Las bandas de frecuencia escogidas para el enlace de subida y bajada se seleccionaron teniendo en cuenta el Cuadro Nacional de Atribución de Bandas de Frecuencias (CNABF, por sus siglas), anexo E y anexo F, debido a que el servicio de radioaficionado solo puede efectuarse de acuerdo con las normas establecidas en las leyes colombianas. En el CNABF, se establece que la banda VHF en el rango de 144 – 146 MHz y la banda UHF en los rangos en MHz de 435 – 436, 436.2 –

¹⁰² TOMASI, op. cit, p. 8.

437.2, 1260 - 1270, 1296 – 1296.5, 2400 – 2450, pueden ser utilizadas para servicios de aficionados por satélite, es decir, como servicio de radiocomunicaciones que utiliza estaciones espaciales situadas en satélites de la tierra¹⁰³.

3.4.2. Modulación

Para realizar la simulación se tendrá en cuenta una modulación por amplitud en cuadratura (QAM, por sus siglas en ingles), esta es una forma de modulación digital, donde la información digital está incluida tanto en la amplitud como en la fase de la portadora que se transmite. En cuando la modulación 16-QAM, esta es un sistema M-arias con $M = 16$, donde los datos de entrada se manejan en grupos de cuatro, es decir, $2^4 = 16$, con esta modulación se tiene una rapidez de bits que corresponde a la cuarta parte de la rapidez de entrada de bits.¹⁰⁴

En el capítulo 5 se evidenciará el uso de la modulación 16-QAM, esta modulación se escogió debido a que, en general, en cuanto a la relación mínima de potencia de portadora a ruido necesaria, es menor que la requerida en sistemas con modulación por desplazamiento de fase (PSK, por sus siglas en inglés). Adicionalmente, mientras mayor sea el nivel de M , la relación mínima de potencia de portadora a ruido es mayor¹⁰⁵.

3.4.3. Tasa de errores de bits (BER)

Asimismo, otro factor que se tiene en cuenta para realizar la simulación es la tasa o frecuencia de errores de bits, la cual se puede entender como un registro histórico del funcionamiento real del sistema en cuanto a errores.

¹⁰³ COLOMBIA. MINISTERIO DE COMUNICACIONES. Decreto 963 (20, marzo, 2009). Por el cual se reglamenta el Servicio de Radioaficionado". Bogotá D.C.: El Ministerio, 2009. p. 14

¹⁰⁴ TOMASI, op. cit, p. 496

¹⁰⁵ Ibid., p. 511

4. DISEÑO DEL CANAL DE COMUNICACIONES

4.1. Características generales

Ahora bien, una vez definidas todas las ecuaciones a utilizar para el presupuesto del enlace, se procede a realizar los cálculos, no sin antes aclarar cuáles serán los datos para tener en cuenta, los cuales se observan en los cuadros 13 y 14. Es importante resaltar que los datos de las antenas y transceptores no son aleatorios, sino que corresponden a los valores de la hoja de datos (datasheet) de dos proveedores de equipos comunes en la construcción de nanosatélites.

Inicialmente se va a calcular el ángulo de elevación, el azimut y la distancia existente entre la estación terrena y el satélite, para esto se tiene que la ubicación geográfica de la estación terrena, cuadro 12, será la Universidad Católica de Colombia.

Cuadro 12: Datos geográficos de la estación terrena

Universidad Católica de Colombia	
Latitud	04° 38' 06.34" N
Longitud	074° 04' 07.74" W
Altura (m)	2572.00

Fuente: Elaboración propia

Los cálculos del enlace se harán tomando la latitud y longitud en grados, por lo cual a continuación se muestra la conversión:

$$Longitud = 74^{\circ} 4' 7'' = 74^{\circ} + \left(\frac{4}{60}\right)^{\circ} + \left(\frac{7}{3600}\right)^{\circ} = 74.06^{\circ}$$

$$Latitud = 4^{\circ} 38' 06'' = 4^{\circ} + \left(\frac{38}{60}\right)^{\circ} + \left(\frac{6}{3600}\right)^{\circ} = 4.63^{\circ}$$

Ahora, para calcular el ángulo de elevación (θ) a una longitud del satélite asumida de 80° , se debe calcular c y θ' :

$$\bullet \quad c = \cos\left(\underset{terrena}{latitud}_{estacion}\right) * \cos|\Delta l|$$

$$c = \cos\left(\underset{terrena}{latitud}_{estacion}\right) * \cos\left|longitud_{satelite} - longitud_{estacion}_{terrena}\right|$$

$$c = \cos(4.63^\circ) * \cos|80^\circ - 74.06^\circ|$$

$$c = 0.99^\circ$$

- $\theta' = \cos^{-1}(c)$

$$\theta' = \cos^{-1}(0.99^\circ)$$

$$\theta' = 7.52^\circ$$

Por lo cual, considerando que h es igual a 6778 Km, el radio de la órbita LEO, y que R_e es el radio de la tierra, 6378 Km, adicionalmente tomando los datos de $c = -0.27$ y $\theta' = 105.88$ calculados anteriormente, se tiene que el ángulo θ según la ecuación 1 es:

- $\theta = \arctan \left[\frac{c - \frac{R_e}{h}}{\sin \theta'} \right]$

$$\theta = \tan^{-1} \left[\frac{0.99 - \frac{6378 * 10^3}{6778 * 10^3}}{\sin(7.52)} \right]$$

$$\theta = 20.53^\circ$$

Por otra parte, para hallar el ángulo de azimut primero se debe calcular Ψ' con ecuación 2 es:

- $\Psi' = \tan^{-1} \left[\frac{\tan \Delta L}{\sin l} \right]$

$$\Psi' = \tan^{-1} \left[\frac{\tan(80 - 74.06)}{\sin(4.63)} \right]$$

$$\Psi' = 52.19^\circ$$

Una vez se tiene Ψ' es necesario tomar en consideración cual es la relación existente entre la estación terrena y el satélite, es por esto que en la figura 18 se puede observar la localización de la Universidad Católica de Colombia y la localización del satélite con respecto al plano ecuatorial y al meridiano de Greenwich, teniendo en cuenta que el satélite está a una longitud de 80° y que la estación terrena está a $74,06^\circ$ se dice que la estación terrena esta al noreste del satélite.

Figura 18: Localización de la estación terrena y el satélite



Fuente: Elaboración propia.

Por lo cual el ángulo de azimut, tomando la relación de la sección 3.3.2, es:

- $\Psi = 180^\circ + \Psi'$ Estación en el hemisferio norte y al este del satélite

$$\Psi = 180^\circ + 52.19^\circ$$

$$\Psi = 232.19^\circ$$

Con los ángulos obtenidos anteriormente, se conseguiría orientar correctamente la antena ubicada en la Universidad Católica de Colombia hacia el CubeSat.

Continuando con lo anterior, el último cálculo a considerar en las condiciones iniciales es el rango (d) que existe entre la estación terrena y el satélite, tomando una altura h dentro del rango de la órbita LEO de 720 Km y haciendo uso de la ecuación 3 se tiene que:

- $d' = \sqrt{(R_e + h)^2 + R_e^2 - 2(R_e + h) * \text{sen} \left[\theta + \text{sen}^{-1} \left(\frac{R_e}{R_e + h} \cos(\theta) \right) \right]} \text{ [Km]}$

$$d' = \sqrt{(6378 + 720)^2 + 6378^2 - 2(6378 + 720) * \text{sen} \left[20.53 + \text{sen}^{-1} \left(\frac{6378}{6378 + 720} \cos(20.53) \right) \right]}$$

$$d' = \sqrt{(7098)^2 + 6378^2 - 2(7098) * \text{sen} \left[20.53 + \text{sen}^{-1} \left(\frac{6378}{7098} \cos(20.53) \right) \right]}$$

$$d' = \sqrt{(7098)^2 + 6378^2 - 2(7098) * \text{sen}[20.53 + \text{sen}^{-1}(0.84)]}$$

$$d' = 9541,81 \text{ Km}$$

La distancia anterior corresponde a la existente entre el satélite desde el centro de la tierra, sin embargo, la distancia tenida en cuenta se tomará desde la superficie de la tierra, por lo cual se tiene que:

$$d = d' - R_e \quad [\text{Km}] \quad (\text{Ecuación 16})$$

$$d = 9541,81 - 6378$$

$$d = 3163,81 \text{ Km}$$

Esta distancia será utilizada en los enlaces de subida y de bajada para calcular las pérdidas por propagación en el espacio libre, dicho cálculo se realizará más adelante.

A continuación, se describen los equipos utilizados en la estación terrena y el satélite. Para la estación terrena se consideran equipos de la empresa ISIS, por lo cual se utilizara un transceptor UHF y VHF¹⁰⁶, el cual es un equipo que permite transmitir y recibir en las bandas de VHF para el enlace de bajada y UHF para el enlace de subida, así mismo se utilizara es un sistema antena-rotor¹⁰⁷, que consiste en un motor que permite la rotación de la antena y en una antena tipo Yagi que funciona en las mismas bandas del transceptor para transmitir y recibir los datos en la órbita LEO.

¹⁰⁶ ISIS. [sitio Web]. VHF/UHF Ground Station Transceiver. [Consulta: 5 marzo 2020]. Disponible en: <https://www.isispace.nl/product/vhf-uhf-ground-station-transceiver/>

¹⁰⁷ ISIS. [sitio Web]. VHF/UHF Ground Station Kit Data Sheet. [Consulta: 5 marzo 2020]. Disponible en: https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/ISIS-GSKit-DS-302_v1.2-VHFUHF-Ground-Station-DataSheet-for-website.pdf

Por otra parte, para el satélite se tienen en cuenta equipos de GOMspace, donde al igual que en la estación terrena se tiene un transceptor UHF y VHF¹⁰⁸, y se tienen 2 antenas omnidireccionales, una para la banda UHF¹⁰⁹ y otra para la banda VHF¹¹⁰

4.2. ENLACE DE SUBIDA

Como ya se ha mencionado anteriormente, los cálculos se harán por tramos del trayecto que después serán sumados para obtener la relación portadora a ruido total, es por esto que, en el cuadro 13, se observan los datos que serán tenidos en cuenta al momento de realizar los cálculos para el enlace de subida.

Cuadro 13: Datos para el enlace de subida

Estación terrena transmisora		Satélite	
Potencia de salida del transceptor (W)	100	Factor de ruido del receptor	1
Pérdidas entre el transceptor y la antena (dB)	1.6	Pérdidas entre la antena y el transceptor	0.5
Ganancia máxima de la antena (dBi)	9.3	Ganancia máxima de la antena	2.95
Frecuencia transmisión (MHz)	145	Pérdidas por desapuntamiento	3

Fuente: Elaboración propia

La frecuencia de transmisión para el enlace de subida será de 145 MHz, esta frecuencia corresponde a la banda VHF, cabe resaltar que el uso del transceptor y la antena Yagi UHF y VHF en el segmento terreno permite que la estación transmisora sea la misma receptora, ya que esta estación es apta para funcionar a ambas frecuencias.

Por ende, las pérdidas por propagación en el espacio libre, utilizando la ecuación 4, son de:

$$\bullet \quad L_p = 20 \log d + 20 \log f + 32.4 \text{ [dB]}$$

$$L_p = 20 \log(3163) + 20 \log(145) + 32.4$$

$$\mathbf{L_p = 145,62 \text{ dB}}$$

¹⁰⁸ GOMspace. [sitio Web]. NanoCom AX100. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://gomspace.com/shop/subsystems/communication-systems/nanocom-ax100.aspx>

¹⁰⁹ GOMspace. [sitio Web]. NanoCom Ant-6f UHF. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocom-ant6f-uhf-21.pdf>

¹¹⁰ GOMspace. [sitio Web]. NanoCom Ant-6f VHF. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocom-ant6f-vhf-18.pdf>

Como ya se mencionó anteriormente, las pérdidas por absorción atmosférica no son tenidas en cuenta para el diseño de un enlace satelital en la órbita LEO, el cálculo anterior corresponderá a las pérdidas totales en el enlace de subida.

Ahora bien, con la ecuación 5 se puede calcular el PIRE de la estación terrena, teniendo en cuenta los datos de ganancia y potencia de la antena y el amplificador, respectivamente, de la estación terrena transmisora, y teniendo en cuenta que las pérdidas entre el amplificador y la antena, según el cuadro 13, son de 1.6 dB tenemos que:

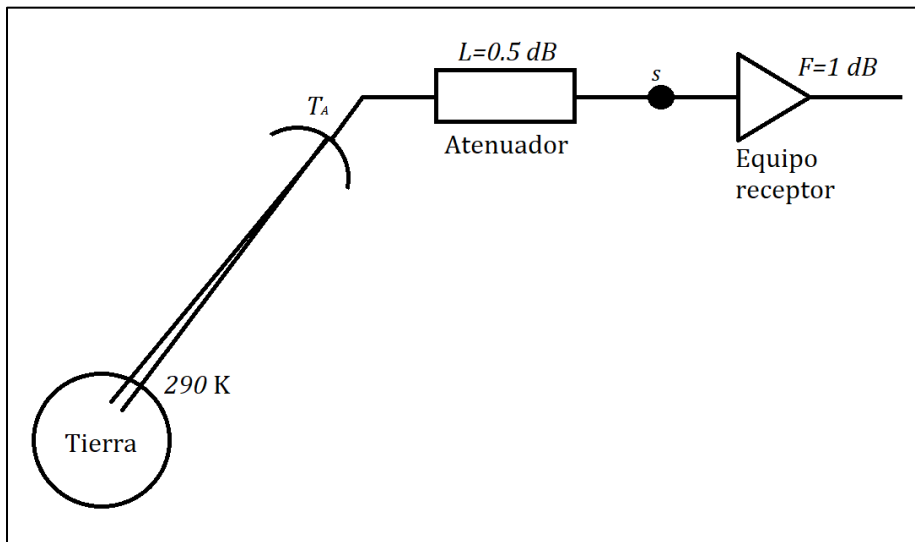
- $$\text{PIRE} = G_T + 10 \log P_T - L_{\text{conectores}} [\text{dBW}]$$

$$\text{PIRE}_{\text{estación terrena}} = 9.3 + 10 \log(100) - 1.6$$

$$\text{PIRE}_{\text{estación terrena}} = 27.7 \text{ dBW}$$

Así mismo, el cálculo de la figura de mérito presente a la entrada del satélite se hará con la ecuación 13, sin embargo, primero se debe calcular la temperatura de ruido (T_s) a la entrada del transceptor del satélite (punto s) con la ecuación 12, teniendo en cuenta que según el datasheet la figura de ruido (F) es de aproximadamente 1 dB y que el desapuntamiento (L) se toma teórico igualmente de 1 dB. Esta relación se muestra en la Figura 1 9.

Figura 19: Referencia del sistema para hallar la temperatura de ruido (T_s) en el enlace de subida



Fuente: Elaboración propia

$$\begin{aligned}
& \bullet T_s = \frac{T_A}{L_{cr}} + 290 \left(1 - \frac{1}{L_{cr}}\right) + T_0(F - 1) \text{ [K]} \\
T_s &= \frac{T_A}{\text{antilog}\left(\frac{L_{cr}}{10}\right)} + 290 \left(1 - \frac{1}{\text{antilog}\left(\frac{L_{cr}}{10}\right)}\right) + 290 \left(\left(\text{antilog}\left(\frac{F}{10}\right)\right) - 1\right) \\
T_s &= \frac{290}{\text{antilog}\left(\frac{0.5}{10}\right)} + 290 \left(1 - \frac{1}{\text{antilog}\left(\frac{0.5}{10}\right)}\right) + 290 \left(\left(\text{antilog}\left(\frac{1}{10}\right)\right) - 1\right) \\
T_s &= 258.46 + 31.53 + 75.08 \\
\mathbf{T_s} &= \mathbf{365.08 \text{ K}}
\end{aligned}$$

Por lo tanto, la figura de mérito, considerando unas pérdidas por desapuntamiento en el extremo receptor (L_T) de 3 dB, proporcionadas por el fabricante¹¹¹, según la ecuación 13 es:

$$\begin{aligned}
& \bullet \left(\frac{G}{T}\right) = \left(\frac{G_R}{T_s}\right) - L_T \text{ [dB]} \\
\left(\frac{G}{T}\right)_{sat} &= G_R - L_T - L_{conectores} - 10 \log T_s \\
\left(\frac{G}{T}\right)_{sat} &= 2.95 - 3 - 0.5 - 10 \log 365.08 \\
\left(\frac{G}{T}\right)_{sat} &= \mathbf{-26.17 \frac{dB}{K}}
\end{aligned}$$

Finalmente, para el enlace de subida se tendría una relación portadora a ruido de acuerdo con la ecuación 14 de:

$$\begin{aligned}
& \bullet \left(\frac{C}{N_0}\right) = \text{PIRE} - L_p + \left(\frac{G}{T}\right) - 10 \log k \text{ [dBHz]} \\
\left(\frac{C}{N_0}\right)_s &= 27.7 - 145.62 - 26.17 + 228.6 \\
\left(\frac{C}{N_0}\right)_s &= 256.3 - 171.79 \\
\left(\frac{C}{N_0}\right)_s &= \mathbf{84.51 \text{ dBHz}}
\end{aligned}$$

¹¹¹ COMspace, op. cit., p. 22.

4.3. ENLACE DE BAJADA

En el cuadro 14, se observan los datos que serán tenidos en cuenta al momento de realizar los cálculos para el enlace de bajada.

Cuadro 14: Datos para el enlace de bajada

Satélite		Estación terrena receptora	
Potencia de salida del transceptor (W)	0.501	Factor de ruido del transceptor (dB)	2
Pérdidas entre el transceptor y la antena (dB)	0.5	Pérdidas entre la antena y el transceptor (dB)	1.6
Ganancia máxima de la antena (dBi)	5.15	Ganancia máxima de la antena (dBi)	12.5
Pérdidas por desapuntamiento (dB)	3	Pérdidas por desapuntamiento (dB)	3
Frecuencia de transmisión (MHz)	437	Factor de ruido de la antena (dB)	2.6

Fuente: Elaboración propia

La frecuencia de transmisión para el enlace de bajada será de 437 MHz, esta frecuencia corresponde a la banda UHF, como se mencionó en la sección 3.4.1, la estación receptora será la misma que la transmisora, por lo cual el rango será el mismo que el anteriormente hallado (3163 Km), es por esto que, las pérdidas por propagación en el espacio libre, utilizando la ecuación 4, son de:

- $L_p = 20 \log d + 20 \log f + 32.4 \text{ [dB]}$

$$L_p = 20 \log 3163 + 20 \log(437) + 32.4 \text{ [dB]}$$

$$L_p = \mathbf{155.21 \text{ dB}}$$

Con la ecuación 5 se calcula el PIRE del satélite, teniendo en cuenta los datos de ganancia y potencia de la antena y el transceptor (respectivamente) del satélite, y teniendo en cuenta que las pérdidas entre el transceptor y la antena, según el cuadro 14 son de 0.5 dB tenemos que:

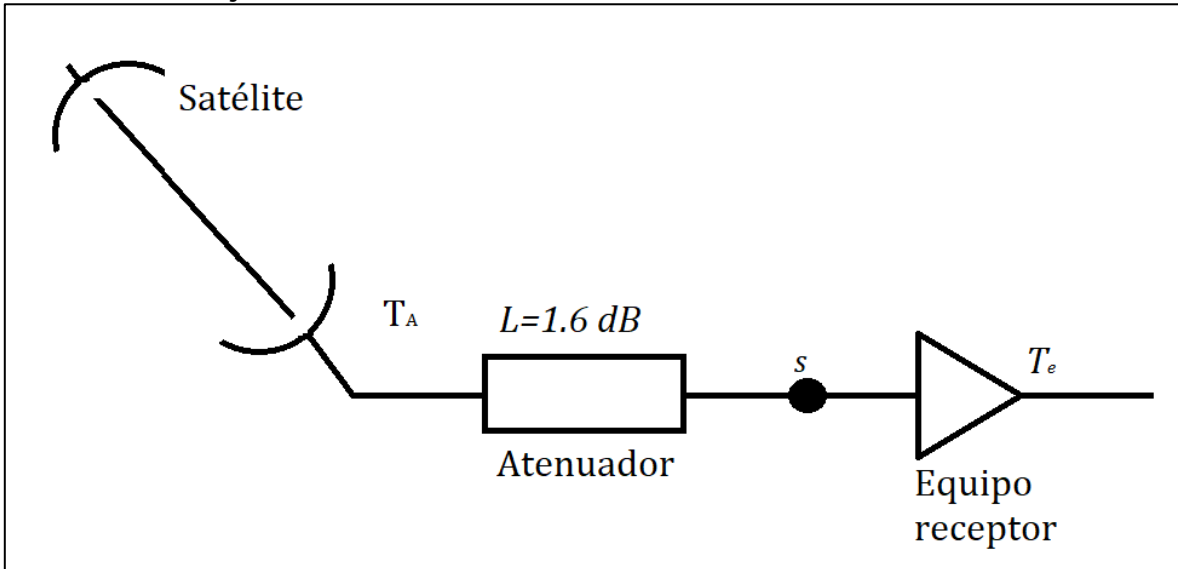
- $\text{PIRE}_{\text{satélite}} = G_T + 10 \log P_T - L_{\text{conectores}} - L_T \text{ [dBW]}$

$$\text{PIRE}_{\text{satélite}} = 5.15 + 10 \log \frac{501 * 10^{-3}}{1 * 10^{-3}} - 0.5 - 3$$

$$\text{PIRE}_{\text{satélite}} = \mathbf{28.6 \text{ dBmW}}$$

Para calcular la figura de mérito se necesita saber la temperatura de ruido a la entrada del transceptor dada por la ecuación 11, la figura 20 muestra la relación.

Figura 20: Referencia del sistema para hallar la temperatura de ruido (T_s) en el enlace de bajada



Fuente: Elaboración propia.

Para calcular la temperatura T_A y T_e se hará uso de la ecuación 10, teniendo en cuenta que en el datasheet de la antena y el transceptor de la estación terrena se proporciona la figura de ruido, por lo que:

$$\begin{aligned} & \bullet T_A = 290(F - 1) \\ T_A &= 290 \left(\text{antlog} \left(\frac{2.6}{10} \right) - 1 \right) \\ & \mathbf{T_A = 237 \text{ K}} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} T_e &= 290 \left(\text{antlog} \left(\frac{2}{10} \right) - 1 \right) \\ & \mathbf{T_e = 169 \text{ K}} \end{aligned}$$

- $T_b = \frac{T_A}{L_{cr}} + 290 \left(1 - \frac{1}{L_{cr}} \right) + T_{Tranceptor}$
- $T_b = \frac{T_A}{L_{cr}} + 290 \left(1 - \frac{1}{L_{cr}} \right) + T_{Tranceptor}$

$$T_b = \frac{T_A}{\text{antilog}\left(\frac{L_{cr}}{10}\right)} + 290 \left(1 - \frac{1}{\text{antilog}\left(\frac{L_{cr}}{10}\right)} \right) + T_{Transceptor}$$

$$T_s = 163.96 + 89.36 + 169$$

$$T_s = \mathbf{422 \text{ K}}$$

Por lo tanto, en la estación terrena la figura de mérito queda, según la ecuación 13, como:

- $\left(\frac{G}{T}\right) = \left(\frac{G_R}{T_s}\right) - L_T \left[\frac{\text{dB}}{\text{K}}\right]$

$$\left(\frac{G}{T}\right)_{\text{estación terrena}} = G_R - L_T - L_{cr} - 10 \log T_s$$

$$\left(\frac{G}{T}\right)_{\text{estación terrena}} = 12.5 - 3 - 1.6 - 10 \log(422)$$

$$\left(\frac{G}{T}\right)_{\text{estación terrena}} = \mathbf{-18.35 \frac{\text{dB}}{\text{K}}}$$

La relación señal portadora para el enlace de bajada es:

- $\left(\frac{C}{N_0}\right) = \text{PIRE} - L_p + \left(\frac{G}{T}\right) - 10 \log k \quad [\text{dBHz}]$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_b = 28.64 - 155.21 - 18.35 + 228.6$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_b = 256.76 - 173.56$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_b = \mathbf{83.68 \text{ dBHz}}$$

El ancho de banda depende directamente de la velocidad de tasa de bits de la imagen que consta de un formato JPEG con una velocidad de fotogramas de

30fps¹¹² y con 2048 x 1536 de pixeles como lo indica el datasheet de la cámara¹¹³ en el anexo L, mediante esta información se determina la velocidad de bits de 9600 Kb/s que se encuentra en un rango de 8200 a 15400 Kb/s¹¹⁴, adicionalmente se debe calcular la relación señal a ruido con la siguiente ecuación:

$$SNR(dB) = 6.02N + 1.76 \quad \text{(Ecuación 17)}$$

Donde:

- SNR = Relación señal a ruido (dB)
- N = número de bits utilizados para cuantificar

El número de bits es la resolución de la imagen, esta información es suministrada por el datasheet del fabricante, en este caso es de 10 bits.

- $SNR(dB) = 6.02(10) + 1.76$
 $SNR = 61,96 \text{ dB}$

La relación de potencia de señal a ruido es de $1.57 \cdot 10^6$ (61,96 dB) y la capacidad de información es de 9600 Kb/s, se procede a calcular el ancho de banda con la ecuación 15

$$B = \frac{9600 * 10^3}{3.32 * \log(1 + 1.57 * 10^6)}$$

$$B = 466.6 \text{ KHz}$$

¹¹² Tasa de bits y velocidad de fotogramas más alta admitidas por un reproductor de Blu-ray Disc. [sitio web]. SONY. [Consulta: 4 junio 2020]. Disponible en: <https://www.sony-latin.com/es/electronics/support/home-video-blu-ray-disc-players-recorders/ubp-x700/articles/00190648>

¹¹³ GOMSPACE. [Sitio web] NanoCam C1U. Disponible en: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocam-c1u-18.pdf>

¹¹⁴ ¿Qué son los cuadros por segundo (fps)?. [sitio web]. CCTV CAMERA WORLD. [Consulta: 4 junio 2016]. <https://www.cctvcameraworld.com/ip-cameras-frame-rate-bandwidth/>

Es decir, para transmitir información de 9600 Kbps se debe tener un canal de 466.6 KHz.

4.4. Relación total de potencias

Finalmente, para obtener la relación total de potencia de ruido del enlace es necesario sumar el aporte del enlace de subida y de bajada, sin embargo, debido a que la portadora de ruido proviene de diversas fuentes es necesario emplear valores absolutos siguiendo los pasos de a continuación:

1. Convertir las relaciones de potencia de cada tramo a valores absolutos
2. Obtener sus recíprocos
3. Sumar los recíprocos
4. Obtener el recíproco de la suma del paso anterior
5. Convertir el resultado del paso 4 a decibeles

Obteniendo la siguiente ecuación:

$$\frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total}} = \frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_s} + \frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_b} \quad (\text{Ecuación 18})$$

En donde,

- $(C/N_0)_{total}$ = Relación portadora a ruido en el enlace
- $(C/N_0)_s$ = Relación portadora a ruido en el enlace de subida
- $(C/N_0)_b$ = Relación portadora a ruido en el enlace de bajada

De acuerdo con lo anterior los valores absolutos de los cocientes de cada tramo son:

- $\left(\frac{C}{N_0}\right) = \text{antilog}\left(\frac{C/N_0}{10}\right)$
 $\left(\frac{C}{N_0}\right)_s = \text{antilog}\left(\frac{84.51}{10}\right)$
 $\left(\frac{C}{N_0}\right)_s = 282.48 * 10^6$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_b = \text{antilog}\left(\frac{83.68}{10}\right)$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_b = 233.34 * 10^6$$

Se obtienen los recíprocos y se suman

$$\bullet \frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total}} = \frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_s} + \frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_b}$$

$$\frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total}} = \frac{1}{282.48 * 10^6} + \frac{1}{233.34 * 10^6}$$

$$\frac{1}{\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total}} = 7.82 * 10^{-9}$$

Por último, se calcula el recíproco del resultado anterior:

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total} = \frac{1}{7.82 * 10^{-9}}$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total} = 127.78 * 10^6$$

A la relación total de potencia total se le considera el ancho de banda de la portadora modulada (B), es decir, la información con un valor de 40 KHz:

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total} = 10 \log(234,19 * 10^3) - 10 \log(B)$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total} = 81,02 - 10 \log(466,6 * 10^3)$$

$$\left(\frac{C}{N_0}\right)_{total} = 24,37 \text{ dB}$$

La relación total de portadora a ruido indica cuanto se degrada la señal después de atravesar el trayecto, entre más alta sea esta relación mejor sería la calidad de los datos que llegan al receptor.

Para comprobar los datos obtenidos en el presente capítulo, se verifican por medio del software Wolfram alpha que se encuentra en el anexo N.

5. SIMULACIÓN DEL SISTEMA DE COMUNICACIÓN ENTRE UN CUBESAT Y LA ESTACIÓN TERRENA

En este capítulo se expone una memoria de cálculo en el software Matlab® que permite realizar de forma rápida el cálculo del presupuesto del enlace para obtener la relación portadora a ruido de la señal, variando parámetros de las antenas, como ganancia y pérdidas por conectores o por la línea de transmisión, altitud en la órbita LEO y potencia del transceptor. Adicionalmente, este simulador es usado para comprobar los cálculos realizados en el capítulo anterior.

Por otra parte, se realizó una simulación en SIMULINK de Matlab® con el fin de poder evidenciar que el canal permite el envío de datos, captados por el satélite, a la estación terrena. Los datos transmitidos son bits los cuales hacen las veces de una imagen.

5.1. MEMORIA DE CALCULO

De acuerdo con lo anterior, se realizó una memoria de cálculo para evaluar el presupuesto del enlace satelital por medio de la interfaz gráfica de usuario (GUI®, por sus siglas en inglés) como se muestra en la figura 21, mediante el uso de las ecuaciones utilizadas en el capítulo anterior con el fin de calcular la relación de portadora a densidad de ruido para futuras implementaciones de CubeSat con diferentes características de diseño.

5.1.1. Variables memoria de calculo

Las variables utilizadas para realizar el cálculo del presupuesto del enlace son descritas a continuación

5.1.1.1. Uplink:

- **Estación terrena:**
 - Potencia de salida (W): Potencia de transmisión emitida por el transceptor en Watts.
 - Frecuencia Tx (MHz): Frecuencia de transmisión en MHz.
 - Ganancia de la antena (dBi): la ganancia de potencia en la dirección de máxima radiación en dBi.
 - Pérdidas entre el transceptor y la antena (dB): Pérdidas por la línea entre el transceptor y la antena en dB.
 - Ancho de banda (KHz): rango de frecuencias en el que se concentra la mayor parte de la energía de la señal KHz.

- Longitud (°): distancia en grados que hay entre la estación terrena al meridiano 0°.
- Latitud (°): distancia en grados que hay entre la estación terrena al ecuador.
- **Satélite:**
 - Factor de ruido (dB): Ruido generado por todos los componentes internos en dB.
 - Ganancia de la antena (dBi): Ganancia de la antena receptora del CubeSat en dBi.
 - Pérdidas entre la antena y el transceptor (dB): Pérdidas por la línea entre la antena y el receptor en dB.
 - Pérdidas por desapuntamiento (dB): pérdidas por la no alineación que hay entre la antena transmisora y receptora en dB.
 - Altura del satélite (Km): Altura en la que se encuentra el satélite desde la superficie terrestre en Km.
 - Longitud (°): distancia en grados que hay entre el satélite al meridiano 0°.

5.1.1.2. Downlink:

- **Satélite:**
 - Potencia de salida (W): Potencia de radiación emitida por el transceptor del CubeSat en Watts.
 - Frecuencia Tx (MHz): Frecuencia de transmisión en MHz
 - Ganancia de la antena (dBi): ganancia de potencia de la antena transmisora en la dirección de máxima radiación en dBi.
 - Pérdidas entre el transceptor y la antena (dB): Pérdidas por la línea entre el transceptor y la antena en dB.
 - Pérdidas por desapuntamiento (dB): pérdidas por la no alineación que hay entre la antena transmisora del CubeSat y la estación terrena en dB.
- **Estación terrena:**
 - Factor de ruido del transceptor (dB): Ruido generado por todos los componentes internos del transceptor en dB.
 - Pérdidas entre la antena y el transceptor (dB): Pérdidas por la línea entre la antena y el receptor en dB.
 - Ganancia de la antena (dBi): Ganancia de la antena receptora de la estación terrena en dBi.
 - Pérdidas por desapuntamiento (dB): pérdidas por la no alineación que hay entre la antena receptora de la estación terrena y el CubeSat en dB.
 - Altura del satélite (Km): Altura en la que se encuentra el satélite desde la superficie terrestre en Km.
 - Factor de ruido (dB): Ruido generado por todos los componentes internos en dB.

5.1.1.3. Resultados:

- Θ ($^{\circ}$): Angulo de elevación formado entre la línea de vista y el plano horizontal.
 - Azimut ($^{\circ}$): Ángulo de orientación sobre la superficie
 - d (Km): Distancia que hay entre el satélite y la estación terrena sobre la superficie de la tierra en Km.
-
- **Uplink y Downlink**
 - Lp (dB): Pérdidas por el espacio libre en dB.
 - PIRE: potencia con que irradia el sistema trasmisor para estación terrena está dada en dBW y el satélite en dBm.
 - Ts($^{\circ}$ K): Temperatura del sistema en $^{\circ}$ K.
 - G/T (dBK): Es el grado de desempeño de la antena receptora dBK.
 - C/No (dB): Relación portadora a densidad de ruido en dB.

 - **Enlace total**
 - C/No (dB): Relación portadora a densidad de ruido del enlace de subida y bajada en dB.

5.1.2. Resultados memoria de calculo

A continuación, en la figura 21 se evidencia la pantalla entregada por la memoria de cálculo, en esta se pueden evidenciar los resultados obtenidos en el enlace de subida y de bajada con los datos de los cuadros 11 y 12.

Figura 21: Simulador de presupuesto satelital

Uplink		Downlink		Resultados	
Estación Terrena		Satélite		Θ (°) 21.0731 azimut (°) 232.148 d (Km) 3163.82	
Potencia de salida (W)	100	Potencia de salida (W)	0.501	Uplink	
Frecuencia Tx (MHz)	145	Frecuencia Tx (MHz)	437	Lp (dB)	145.632
Ganancia de la antena (dBi)	9.3	Ganancia de la antena (dBi)	5.15	PIRE (dBW)	27.7
Perdidas entre el transceptor y la antena (dB)	1.6	Perdidas entre el transceptor y la antena (dB)	0.5	Ts (°K)	365.088
Ancho de banda (KHz)	466.6	Perdidas por desapuntamiento (dB)	3	G/T (dB/K)	-26.174
Latitud (°)	4.63	Estacion terrena		C/No (dBHz)	84.4944
Longitud (°)	74.07	Factor de ruido del transceptor (dB)	2	Downlink	
Satélite		Perdidas entre la antena y el transceptor (dB)	1.6	Lp (dB)	155.214
Factor de ruido (dB)	1	Ganancia de la antena (dBi)	12.5	PIRE (dBmW)	28.6484
Ganancia de la antena (dBi)	2.95	Perdidas por desapuntamiento (dB)	3	Ts (°K)	423.445
Perdidas entre la antena y el transceptor (dB)	0.5	Factor de ruido de la antena (dB)	2.6	G/T (dB/K)	-18.368
Perdidas por desapuntamiento (dB)	3	Reset Calcular		C/No (dBHz)	83.6665
Altura del satélite (Km)	720			Enlace total	
Longitud (°)	80			C/No (dB)	24.361

Fuente: Elaboración propia.

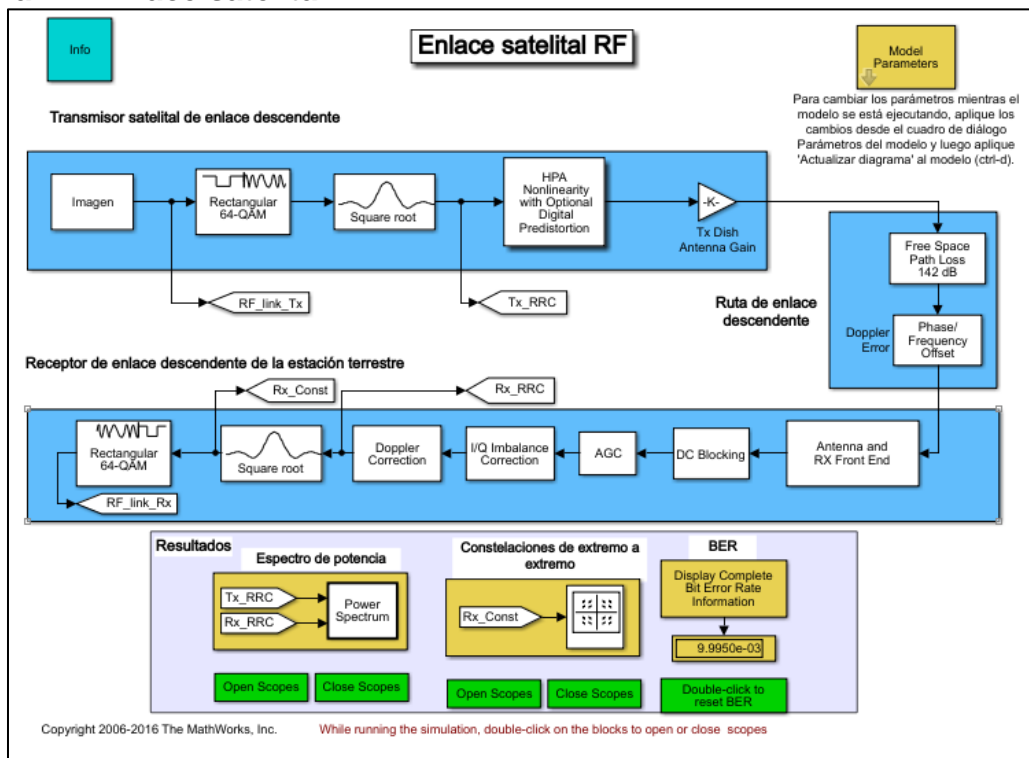
Analizando los resultados obtenidos en la figura 21, se puede observar que las pérdidas por propagación en el espacio libre son mayores en Downlink con 155.214 dB, esto se debe a que estas pérdidas consideran la frecuencia a la que se transmite, y el enlace de bajada tiene una frecuencia 292 MHz mayor que el enlace de subida lo que ocasiona que las pérdidas aumenten casi 10 dB. En cuanto al PIRE, se observa que este tiene un valor en dBm en Downlink, esto se debe a la potencia de la antena que está dada en mW, por esto es necesario tener en cuenta las unidades con las que se está midiendo cada uno de los parámetros, ya que todos tienen unidades diferentes y una mala interpretación de las relaciones entre ellos puede llevar a confusiones y errores en los cálculos.

Finalmente de la figura 21, se puede evidenciar que la relación de portadora a ruido en los extremos de cada enlace son bastante similares a pesar de que las pérdidas por espacio libre sean 10 dB más grandes, en cuanto a la relación total de portadora ruido, esta es bastante favorable, ya que este valor positivo después de haber modulado una señal con un ancho de banda de 466,6 KHz, indica que los datos se reciben satisfactoriamente en la estación terrena después de haber atravesado el espacio y superar las pérdidas por desapuntamiento y conectores.

5.2. SIMULACIÓN TRANSMISIÓN DE DATOS

Mediante el uso del demo Commrfsatlink que se encuentra en SIMULINK de MATLAB®, se adaptó el modelo para el enlace de comunicaciones entre un satélite y la estación terrena, por medio de esta simulación se observa el comportamiento de la señal transmitida y algunos de los principales efectos en la transmisión, es necesario tener en cuenta que la simulación es una aproximación a un sistema real en el que se consideraron la mayor cantidad de parámetros en una comunicación satelital como las pérdidas y los errores producidos.

Figura 22: Enlace satelital RF



Fuente: Elaboración propia

En la figura 22 se observa el modelo del enlace descendente satelital que consta de un transmisor satelital, una ruta de enlace descendente y un receptor de enlace en la estación terrestre.

5.2.1. Función de los bloques enlace satelital RF

A continuación, se describe el funcionamiento de cada bloque según a la sección que corresponde.

5.2.1.1. Transmisor satelital de enlace descendente

- Imagen: genera la imagen para ser transmitida en una tasa de 9600Kbps.
- Rectangular QAM Modulator Baseband (Banda base de modulador QAM rectangular): realiza la modulación por amplitud en cuadratura M-aria, el flujo de datos a la constelación es de 16 y 64 QAM, y la salida es una representación de banda base de la señal modulada.
- Raised Cosine Transmit Filter (Filtro de transmisión de coseno elevado): se encarga de filtrar la señal de entrada.
- HPA Nonlinearity with Optional Digital Predistortion (No linealidad HPA con predicción digital opcional): los satélites utilizan un amplificador de microondas denominado tubo de onda progresiva (TWT, por sus siglas en ingles), proporciona a la señal modulada la potencia suficiente para lograr el enlace entre el satélite y la estación terrena, para determinar qué tan cerca del amplificador de alta potencia del satélite se conduce a la saturación se agrega no linealidad a la señal banda base utilizando el modelo de saleh.
- Gain (Ganancia): Asigna ganancia a la antena del satélite.

5.2.1.2. Ruta de enlace descendente

- Free Space Path Loss (ruta de enlace descendente): atenúa la señal por la pérdida del enlace en el espacio libre, se calcula utilizando la distancia y frecuencia.
- Phase/Frequency Offset (Compensación de fase / frecuencia, error Doppler): gira la señal para modelar el error Doppler en el enlace, este cálculo es despreciable en la simulación ya que se considera como ideal.

5.2.1.3. Receptor de enlace descendente de estación terrestre

- Antena y rx front end (Antena y frontal de rx): en este bloque se determina la ganancia de la en la antena receptora y en el amplificador de ruido, el ruido térmico del receptor (Receptor de satélite Temperatura del sistema) en el cual se varía entre 100 a 1000°k para observar el comportamiento de las constelaciones, el ruido de fase introduciendo pérdidas de fase aleatorias, desequilibrio I/Q que presenta un desequilibrio de amplitud o fase el bloque causa desequilibrios entre los componentes del receptor en fase y en cuadratura.

- Raised Cosine Transmit Filter (Filtro de transmisión de coseno elevado): filtra la señal de entrada
- DC Blocking (Bloqueo DC): contrarresta el desplazamiento de DC en el bloque de desequilibrio I / Q.
- AGC Block (Bloque AGC): el controlador automático de ganancia establece la potencia de la señal de salida en un nivel constante.
- I/Q Imbalance Compensator (Compensador de desequilibrio I / Q): estima y elimina el desequilibrio I/Q de la señal.
- Doppler Correction (Corrección Doppler): utiliza el bloque Carrier Synchronizer para compensar el offset debido al efecto Doppler generado por el enlace.
- Rectangular QAM demodulator baseband (Banda base de demodulador QAM rectangular): demodula el flujo de datos del espacio de constelación 16 y 64 QAM.

5.2.1.4. Model Parameters

En el bloque Model Parameters (Parámetros del modelo) se ajustan los valores de cada parámetro para el modelo del enlace, a continuación, se exponen los parámetros que contiene el bloque y los que fueron modificados:

- Altitud del satélite (km): altura en la que se encuentra el satélite sobre la superficie de la tierra es de 720 km.
- Frecuencia (MHz): frecuencia portadora del enlace descendente del Cubesat es de 437 MHz.
- Transmitir y recibir diámetros de antena (m): consta de dos elementos en los que se calcula la ganancia de las antenas, en este parámetro se asume el mismo diámetro para las antenas transmisora y receptora, el cual se calcula con la siguiente ecuación¹¹⁵:

¹¹⁵ ANITA. [sitio Web]. ANTENNA INTRODUCTION / BASICS [consulta: 10 mayo 2020]. Disponible en: <http://xurl.es/s6av6>

$$G = 10 \log \left(\frac{4\pi\eta A}{\left(\frac{C}{f}\right)^2} \right) \quad (\text{Ecuación 19})$$

Donde:

- G : ganancia de la antena en dB
- η : eficiencia de la antena
- A : área de la apertura de la antena en m
- C : velocidad de la luz que equivale a $3 * 10^8 m/s$
- f : frecuencia de transmisión en Hz

Se aplica antilogaritmo para obtener la ganancia de la antena en veces

$$3.273 = \left(\frac{4\pi\eta A}{\left(\frac{C}{f}\right)^2} \right)$$

Se asume la eficiencia de la antena de un 100%

$$A = \left(\frac{3.273 * (3 * 10^8)^2}{4\pi * (437 * 10^6)^2} \right)$$

$$A = 0.122m$$

El área está definida como:

$$A = \frac{\pi D^2}{4} \quad (\text{Ecuación 20})$$

Donde:

- D : es el diámetro de la antena en (m)

$$D = \sqrt{\frac{4(0.122)}{\pi}}$$

$$D = 0.4 \text{ m}$$

- Temperatura de ruido (K): este parámetro se modifica directamente en el bloque de receptor del satélite para observar el comportamiento de las constelaciones con diferentes temperaturas que van desde 0 hasta 1000 °K.
- Nivel de retroceso de HPA: se asume el valor de 30dB ya que establece la potencia de entrada promedio en decibelios por debajo de la potencia de entrada que causa la saturación del amplificador.
- Error de Doppler: actualiza la frecuencia offset del bloque Phase/Frequency Offset, se considera de 0Hz para no tener efecto Doppler en el enlace.
- Ruido de fase: actualiza el bloque Phase Noise, se desea no tener ruido de fase es por esto que se selecciona Negligible (-100 dBc/Hz @ 100 Hz).
- Desequilibrio de I / Q y compensación de DC: actualiza el bloque I/Q Imbalance Compensator que se encuentra en la sección Receptor de enlace descendente de estación terrestre, este valor es despreciable lo que significa que no cuenta con desequilibrios.
- La pre-distorsión digital, el subsistema de bloque DC, corrección Doppler y el subsistema de corrección de desequilibrio I / Q, son despreciables para la simulación entonces se deshabilitan.

5.2.1.5. Resultados

- Espectro de potencia: se observa en la figura 28 el espectro de la señal transmitida (amarillo) la señal recibida antes de la demodulación (azul), esta grafica puede verse afectado por la variación del ruido térmico.
- Constelación de extremo a extremo: se observa las constelaciones en la figura 24 y 25 la modulación ya sea 16 o 64 QAM
- BER: muestra el nivel de errores dependiendo de los parámetros establecidos en Model Parameters y Rectangular QAM del modulador, también es necesario en el BER modificar la cantidad de símbolos según la modulación ya sea 4 para 16 QAM o 6 para 64 QAM

5.2.2. Resultados de la transmisión de datos

Para determinar si el desempeño del enlace satelital es bueno se tomó como umbral de la tasa de errores de bits (BER, por sus siglas en inglés) de 0.01. Se consideró este valor siguiendo las características del canal de IESS-308 (normas de la estación de tierra de Intelsat, por sus siglas en inglés) puesto que por medio de mecanismos de corrección de errores de 3/4 se puede lograr una transmisión sin errores con este umbral de ver.

Para observar el comportamiento del BER en la modulación de 16 y 64 QAM es necesario aumentar la temperatura de ruido en el receptor del enlace descendente, en un rango de 100 a 1000 °K, con una variación de 100°K; los datos obtenidos están registrados en el cuadro 15.

Cuadro 15: BER vs Temperatura

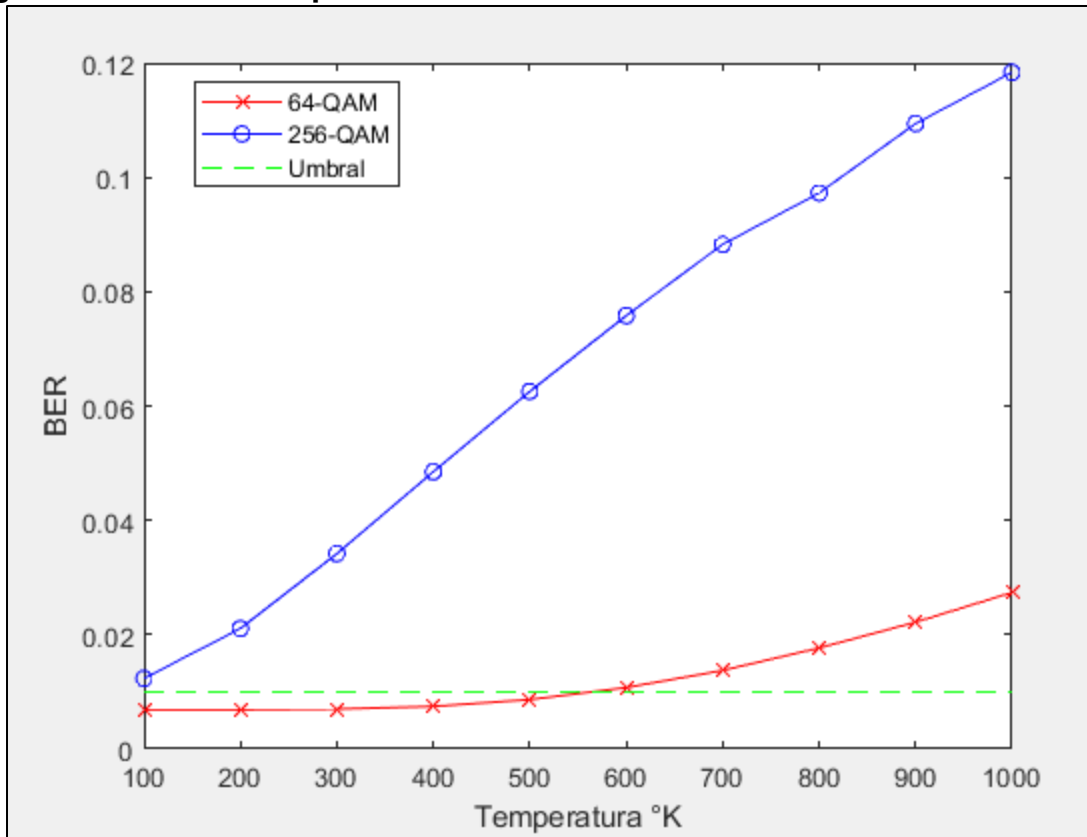
TEMPERATURA (°K)	BER 16 QAM	BER 64 QAM
100	6.843e-3	1.234e-2
200	6.8716e-3	2.1087e-2
300	6.9876e-3	3.4164e-2
400	7.4457e-3	4.8492e-2
500	8.6397e-3	6.2542e-2
600	1.0737e-2	7.5792e-2
700	1.3739e-2	8.8271e-2
800	1.7672e-2	9.7252e-2
900	2.2177e-2	1.0939e-1
1000	2.7368e-2	1.1837e-1

Fuente: Elaboración propia

En la figura 23, se observa el comportamiento de la modulación 16 QAM y 64 QAM, a medida que la temperatura incrementa aumenta el nivel del BER. Cuando el BER es más alto que el umbral seleccionado, la calidad del enlace es baja puesto que no

se puede asegurar una transmisión sin errores después de aplicar mecanismos de corrección de errores.

Figura 23: BER vs Temperatura.

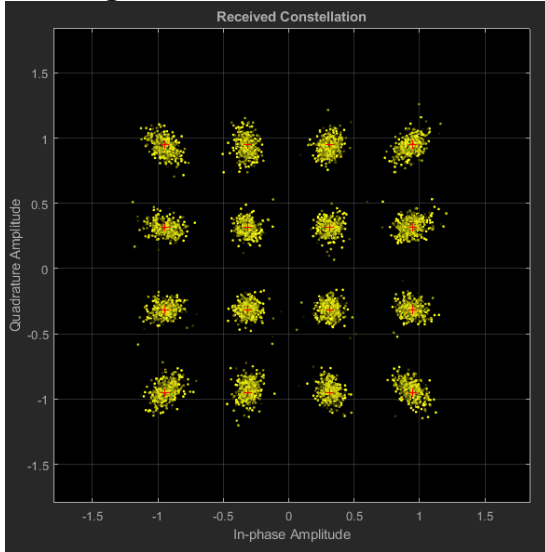


Fuente: Elaboración propia

Adicionalmente, en la figura 23, se observa que la modulación 16 QAM soporta altos niveles de temperatura, puesto que se encuentra debajo del umbral con temperaturas aproximadamente hasta de 500 °K. En contraste, este enlace satelital no soporta la modulación 64 QAM puesto a los requerimientos de relación señal a ruido (SNR, por sus singlas en inglés) son considerablemente mayores que los de 16QAM.

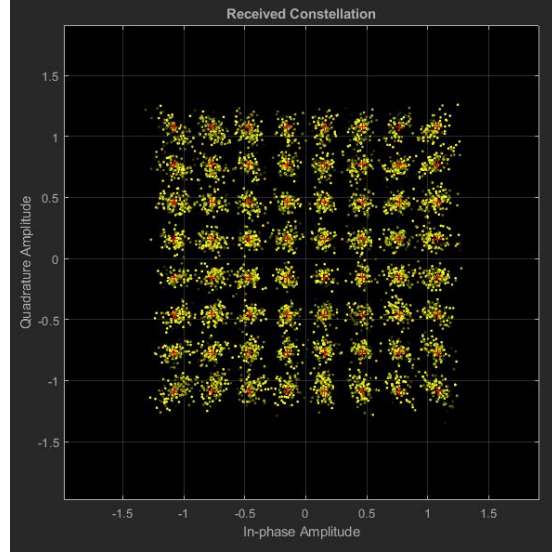
A continuación, en la figura 24 y la figura 25, se observan las constelaciones de la modulación 16QAM y 64QAM respectivamente, en el que se tiene una temperatura de 100°K, en el cual se obtiene un error de bit del 0,6% para 16 QAM considerándose con buena ganancia y sin errores de transmisión y para el caso de 64 QAM tiene un porcentaje de 1.2%.

Figura 24: 16-QAM con 100°K.



Fuente: Elaboración propia

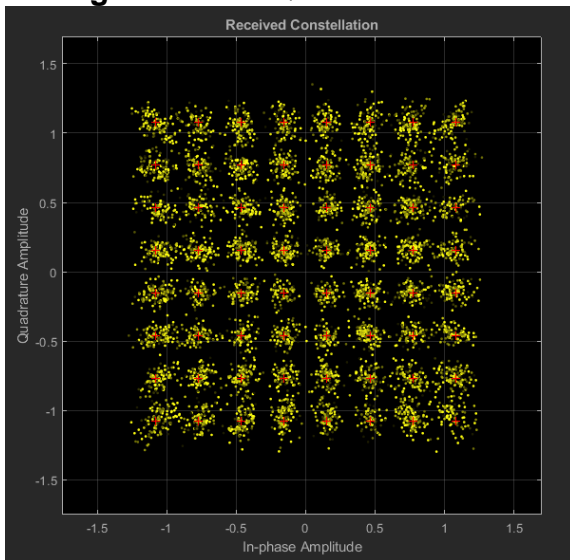
Figura 25: 64-QAM con 100°K.



Fuente: Elaboración propia

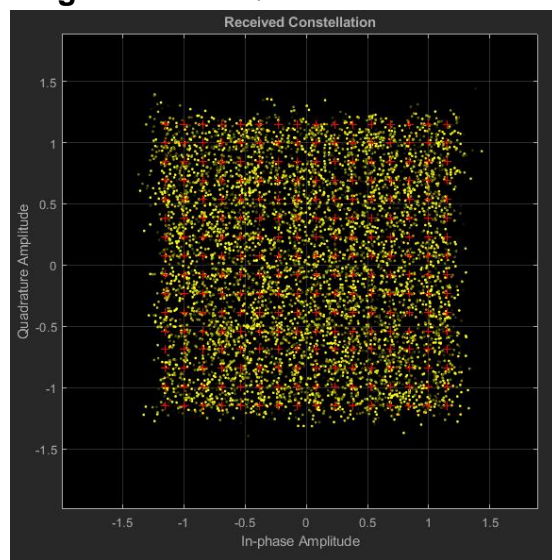
Por otra parte, en las Figuras 26 y 27, se observan las constelaciones en el peor de los casos, es decir, cuando se tiene una temperatura de 1000°K, donde la modulación de 16QAM tiende a degradarse. Sin embargo, es posible visualizar las constelaciones, a diferencia de la modulación de 64 QAM, la cual tiene una degradación de los símbolos, esto quiere decir que tiene amplios niveles de ruido.

Figura 26: 16-QAM con 1000°K.



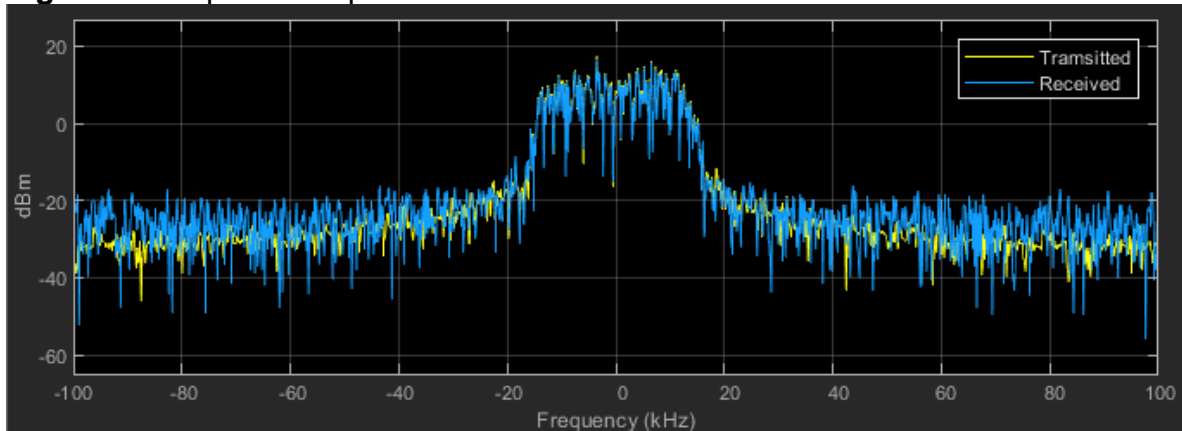
Fuente: Elaboración propia

Figura 27: 64-QAM con 1000°K.



Fuente: Elaboración propia

Figura 28: Espectro de potencia



Fuente: Elaboración propia

De acuerdo con la figura 28, se puede observar que la señal transmitida identificada con color amarillo es similar a la señal recibida que se encuentra de color azul, e igualmente con relación de lo obtenido en el BER se puede decir que tiene un bajo nivel de errores de demodulación, asimismo la relación portadora a ruido de los datos obtenidos en la figura 21 se logra analizar que se está transmitiendo a una gran potencia.

6. RESULTADOS

- Objetivo específico 1. En el capítulo 2, se realizó una investigación de los requisitos y características generales de los sistemas que componen los CubeSat, esta investigación sirvió para realizar el cuadro 9, en el cual se observan las características más utilizadas en el diseño de los CubeSat, y que sirvieron de condiciones iniciales para realizar el cálculo del presupuesto del enlace, dichas características se basaron en los CubeSat mencionados en dicho capítulo y de la base de datos nanosats, en la que se encuentran registrados los nanosatélites y CubeSat que fueron lanzados, planificados y cancelados hasta la fecha.

Adicionalmente, en el capítulo 2 se recopiló información en la base de datos Scopus y los proveedores de cámaras acerca de las imágenes multiespectrales, por medio de las cuales se determinaron las principales características requeridas para la elección de la cámara, resolución, relación señal a ruido, fotogramas, formato de salida y la velocidad de transmisión.

- Objetivo específico 2. En el capítulo 3 se profundizó sobre el subsistema de comunicaciones el cual permitirá la comunicación entre la estación terrena y el CubeSat, determinando cuáles son los elementos que componen el segmento espacial y el segmento terreno. Adicionalmente, se describieron los parámetros que fueron tenidos en cuenta para realizar el diseño y se definieron las ecuaciones para calcular el presupuesto del enlace, como lo son la temperatura de ruido en el enlace de subida y en el enlace de bajada, el ancho de banda, PIRE, entre otros,
- Objetivo específico 3. En el capítulo 4 se realizó el diseño del enlace calculando los parámetros definidos en el capítulo 3, para cuales fue necesario determinar los equipos a utilizar en la estación terrena y el satélite, dichos equipos fueron las antenas, transceptores y la cámara que permite capturar las imágenes multiespectrales

De igual forma, las antenas fueron seleccionadas para que operen en las bandas UHF / VHF con una frecuencia de operación para un enlace de subida de 145 MHz y para el enlace de bajada de 437 MHz, teniendo en cuenta las bandas asignadas para aficionados por satélites del cuadro nacional de atribución de bandas de frecuencias, de igual manera en la estación terrena se cuenta con un sistema de antenas tipo Yagi, debido a que permite la comunicación entre el Cubsat y la estación terrena a las bandas ya establecidas para el diseño (V.H.F./U.H.F.).

- Objetivo específico 4. Para el cumplimiento de este objetivo se realizó una memoria de cálculo en el software de Matlab® teniendo en cuenta las ecuaciones planteadas en el capítulo 3, esta memoria de cálculo permite

facilitar el cálculo del presupuesto del enlace variando parámetros como las frecuencias, altitud, longitud, entre otros. Y así obtener una relación total portadora a ruido. Adicionalmente, mediante simulink se comprueba que tipo de modulación es óptima, para esto se inyecta ruido al sistema variando los niveles de temperatura y percibiendo los valores dados del BER

7. IMPACTO

Este trabajo de grado presenta impacto al estar complementado la línea de investigación de la Misión de Sabios, debido a que aporta a la educación Ciencia, Tecnología e Innovación. Ya que por medio de este documento se da a conocer el diseño y simulación del enlace de comunicaciones de un nanosatélite. Y adicionalmente, es una base para posiblemente iniciar con la construcción del primer nanosatélite de la Universidad Católica de Colombia.

8. CONCLUSIONES

Los CubeSat están definidos por la CDS, la cual indica los parámetros en los que se debe diseñar los nanosatélites como las dimensiones, masa, entre otros, debido a que depende de los requerimientos del vehículo lanzador P-POD. Por medio de un análisis a la base de datos de los CubeSat, se puede concluir que el estándar más utilizado es el 3U, ya que se incluye dos buses para la carga útil. Seguido del estándar 3U está el 1U, cuyo uso se debe a su reducido tamaño que conlleva a disminuir costos en la implementación. Adicionalmente un gran porcentaje de los CubeSat operan en la órbita LEO con potencias de transmisión entre 100mW a 1W y en las bandas de frecuencias VHF/UHF.

El sistema de comunicaciones de un satélite, está compuesto esencialmente por dos segmentos, el segmento terreno y el segmento espacial, para determinar el presupuesto del enlace, es necesario tomar en consideración las características de los equipos a utilizar en cada uno, así como, comprender qué tipo de atenuaciones o ruido sufriría la señal dependiendo de la frecuencia o la órbita a la que se esté trabajando, en este caso, al manejar frecuencias de VHF/UHF, se pueden despreciar las pérdidas por absorción y atenuación por lluvia, las cuales, según la teoría, a frecuencias menores de 10 GHz son insignificantes. Asimismo, para la órbita LEO, debido a la distancia que existe entre la estación terrena y el satélite, las pérdidas por propagación en el espacio libre son mucho menores en comparación con las de un satélite en la órbita GEO.

La relación portadora a ruido obtenida mediante cálculos matemáticos para un satélite en la órbita LEO a una altura de 720 Km sobre la superficie de la tierra, indica que los presupuestos de enlace con los parámetros seleccionados son suficiente para permitir el envío y la recepción de las señales enviadas por el canal. Por otra parte, utilizando las ecuaciones para calcular la relación total de portadora a ruido se tuvo en cuenta el ancho de banda del canal el cual depende de la capacidad de información a transmitir y se obtiene los datos por medio del datasheet de la cámara seleccionada los cuales son los pixeles, resolución, formato y fotogramas por segundo.

Con relación a las ecuaciones planteadas en el capítulo 3 se realizó una memoria de cálculo en el software Matlab® que permite determinar el presupuesto del enlace con diferentes parámetros. Esto se hizo puesto a que los simuladores existentes determinan el presupuesto para satélites en la órbita GEO, sin embargo, para la órbita LEO hay pérdidas y atenuaciones que se desprecian trabajando en frecuencias de VHF/UHF. Por otra parte, dentro de este análisis todas las características correspondientes a las antenas y transceptores en la estación

terrena y el satélite fueron tomadas de fabricantes de equipos usados en CubeSat, lo cual permite hacer el diseño no solo teniendo en cuenta la teoría, sino también las características reales ofrecidas en el mercado.

Por último, se adaptó el demo commrfsatlink de Matlab para realizar el envío de bits y ver el correspondiente espectro de la transmisión en el enlace de bajada, permitiendo hacer una comparación del envío con una modulación de 16 QAM y 64 QAM, es importante resaltar que la ventaja de usar 64 QAM es poder transmitir la información más rápido debido a que con 64 QAM se transmiten 6 bits por símbolo, mientras que con 16 QAM solo 4 bits. Sin embargo, las simulaciones muestran que 64 QAM no es posible ya que se observa que la señal tiene una mayor degradación especialmente a altas temperaturas en el receptor; es por esto que se decide utilizar modulación de 16 QAM, puesto que, para el enlace propuesto, permite soportar las temperaturas de hasta aproximadamente 500 °K, y puede lograr una transmisión sin errores ya que no sobrepasa el umbral de error.

En síntesis, para dar respuesta a la pregunta de investigación, se realizó el diseño del canal de comunicaciones por medio características de las imágenes para determinar el ancho de banda del canal, adicionalmente se realizó la tabulación de las características de algunos CubeSat que ya han sido puestos en órbita. En dicha tabulación, fue posible conocer el tipo de antenas y las frecuencias que son utilizadas comúnmente. También, se realizó el cálculo del presupuesto del enlace con las ecuaciones establecidas en el capítulo 3, con el fin de saber la relación portadora a ruido, muestra si la señal del satélite alcanza a llegar al receptor en tierra, en otras palabras, si la señal con la potencia y ganancia de los equipos seleccionados es capaz de "vencer" las atenuaciones del trayecto para que el receptor capte la información de bits transmitidos por la imagen.

9. RECOMENDACIONES Y TRABAJOS FUTUROS

Este es un trabajo de grado que debe ser realizado por etapas, por lo cual se espera que como trabajo futuro los estudiantes de la Universidad Católica de Colombia puedan continuar con la investigación de la tecnología espacial para poder desarrollar los demás subsistemas y lograr construir el CubeSat, generando un entorno interdisciplinario de áreas no solo a fines a la ingeniería, sino también de otras áreas como el derecho, pues se requiere regulación y normatividad para la puesta en órbita.

Al concluir este trabajo de grado se hace consecuente que se realice un tratamiento de imágenes, en el que se consideren las características de las cámaras multispectrales para que el CubeSat cumpla la misión de capturar imágenes climatológicas y se logre generar independencia en la adquisición de estas a otros países.

ESTRATEGIAS DE COMUNICACIÓN

Para transferir los resultados, y que éstos puedan ser apropiados por la sociedad, se realizaron los siguientes trabajos:

1. Artículo postulado en revista Iteckne que se encuentra indexado en las siguientes bases de datos: SciELO Colombia, Periódica, Latindex, SHERPA/RoMEO, EBSCO.
2. Sustentación del anteproyecto y del trabajo de grado.

10. BIBLIOGRAFÍA

- [1] ¿Qué es y cómo funciona una cámara multispectral?. [sitio Web]. AERIAL INSIGHTS, 2019. [Consulta: 2 junio 2020]. Disponible en: <https://www.aerial-insights.co/blog/camara-multispectral/>.
- [2] ¿Qué son los cuadros por segundo (fps)?. [sitio web]. CCTV CAMERA WORLD. [Consulta: 4 junio 2016]. <https://www.cctvcameraworld.com/ip-cameras-frame-rate-bandwidth/>
- [3] ALLEN SPACE. [sitio Web]. Guía básica de nanosatélites [Consulta: 5 de febrero 2020]. Disponible en: <https://alen.space/es/guia-basica-nanosatelites/>.
- [4] AL-SAEGH, Ali. et al., “Atmospheric Propagation Model for Satellite Communications”, MATLAB Applications for the Practical Engineer, 2014, <https://doi.org/10.5772/58238>.
- [5] AMIGO, Jose, et al. Chapter 1.1 - Hyperspectral and multispectral imaging: setting the scene. Science Direct. 2019. p. 1.
- [6] ANGUERA, Jaime. PÉREZ, Antonio. Teoría de Antenas (Creative Commons Deed, 2008), http://www.salleurl.edu/semipresencial/ebooks/ebooks/ebook_teoría_antenas.pdf.
- [7] BARBARIC, Dominik, et al. Link Budget Analysis for a Proposed CubeSat Earth Observation Mission. MIPRO, 2018.
- [8] BASLER. [sitio Web]. ¿Qué son las imágenes multispectrales? [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www.baslerweb.com/en/vision-campus/camera-technology/what-is-multispectral-imaging/>
- [9] BASLER. [sitio Web]. Cámaras multispectrales: ¿cómo funcionan y dónde se usan?. [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www.baslerweb.com/en/vision-campus/camera-technology/what-is-multispectral-imaging/>
- [10] BELLIDO, Desirée; BARCO, Raquel. Simulación de Sistemas de Comunicaciones de Estaciones Terrenas. ResearchGate. 2015. p.5.
- [11] BERMÚDEZ, Andrea. “Nanosatélites, un nuevo reto espacial en Colombia | Superintendencia de Industria y Comercio”, Centro de Información Tecnológica y Apoyo a la Gestión de la Propiedad Industrial (CIGEPI), 2019, <https://www.sic.gov.co/ruta-pi/julio26/nanosatelites-un-nuevo-reto-espacial-en-colombia>.
- [12] BERNARDINI, Enzo. leyes de Kepler, Astronomía Sur. Disponible en: <http://astrosurf.com/astronosur>
- [13] CABERA, Margarita. Introducción a los sistemas de Comunicaciones. España: Universitat Oberta de Catalunya. [en línea]. [Consultado 13 febrero 2020]. PID_00184995. Disponible en: http://openaccess.uoc.edu/webapps/o2/bitstream/10609/69406/6/Sistemas%20de%20comunicaci%C3%B3n%20I_M%C3%B3dulo%20I_%20Introducci%C3%B3n%20a%20los%20sistemas%20de%20comunicaciones.pdf
- [14] CAPIELLO, Anthony, et al., “Radio Link Design for CubeSat-to-Ground Station Communications Using An Experimental License”.

- [15] CASTILLO, Carlos. "DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE LAS ANTENAS Y LOS SISTEMAS DE TRANSMISIÓN Y RECEPCIÓN DE UN CUBESAT", 2012, https://upcommons.upc.edu/bitstream/handle/2099.1/15918/Memoria_PFC_Carlos_Garcia_del_Castillo.pdf
- [16] CHIN, Jamie; COELHO, Roland. et al, "CubeSat 101: Basic Concepts and Processes for First-Time CubeSat Developers", Nasa, núm. October (2017): 96, https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/nasa_cslc_cubesat_101_508.pdf.
- [17] CIGEPI (CENTRO DE INFORMACIÓN TECNOLÓGICA Y APOYO A LA GESTIÓN DE LA PROPIEDAD INDUSTRIAL). Boletín tecnológico Nanosatélites. p. 80. Super Intendencia de Industria y Comercio. 2017. p. 9.
- [18] COLOMBIA. MINISTERIO DE COMUNICACIONES. Decreto 963 (20, marzo, 2009). Por el cual se reglamenta el Servicio de Radioaficionado". Bogotá D.C.: El Ministerio, 2009. p. 14
- [19] CRUSAN, Jason., GALICA, Carol. NASA's CubeSat Launch Initiative: Enabling broad access to space, Acta Astronautica [en línea]. 2018, agosto. [Consulta: 5 marzo 2020]. Disponible en: doi: 10.1016/j.actaastro.2018.08.048.
- [20] CubeSat - Origin of the new space revolution. [en línea]. Disponible en: <http://www.cubesat.org/>. [Accessed: 17-Aug-2019].
- [21] DUANN, Yi et al., "IDEASSat: A 3U CubeSat mission for ionospheric science", *Advances in Space Research*, 2020, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2020.01.012>.
- [22] EL TIEMPO: Colombia le apuesta a tener un satélite propio de última tecnología. [consultado: 25 febrero 2020]. Disponible en: <https://www.eltiempo.com/politica/gobierno/colombia-le-apuesta-a-tener-un-satelite-propio-de-ultima-tecnologia-456430>
- [23] ELBERT, Bruce R. The Satellite Communication Applications Handbook. 2 ed. Boston: Artech House, Inc. 2004. p. 7.
- [24] EO Portal, "CubeSat - Lanzamiento 2", 2020, <https://earth.esa.int/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cubesat-launch-2>
- [25] EO Portal, "FITSat-1 (Instituto de Tecnología de Fukuoka CubeSat)", 2012, <https://eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/fitsat-1>.
- [26] EO Portal, "NEE-01 Pegasus (Ecuadorian Space Ship-01, a CubeSat Mission)", 2015, <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/n/nee-01-pegasus>.
- [27] ESA, "ESA - Eduspace ES - Inicio - ¿Qué es la teledetección?" (European Space Agency, 2009), http://www.esa.int/SPECIALS/Eduspace_ES/SEMO1U3FEXF_0.html.
- [28] ESCUELA MILITAR DE INGENIEROS. Subsistemas satelitales. [En línea]. Recuperado en 2020-04-5. Disponible en: shorturl.at/cyL03
- [29] ESPINDOLA, Jorge, et al. Diseño del sistema de comunicaciones de una estación terrena para satélites de órbita LEO. 9th Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology, 2011.
- [30] FAC y GOMspace, "La Fuerza Aérea de Colombia lanzó FACSAT-1 — Latam Satelital", 2018, <http://latamsatelital.com/la-fuerza-aerea-colombia-lanzo-facsat-1/>.

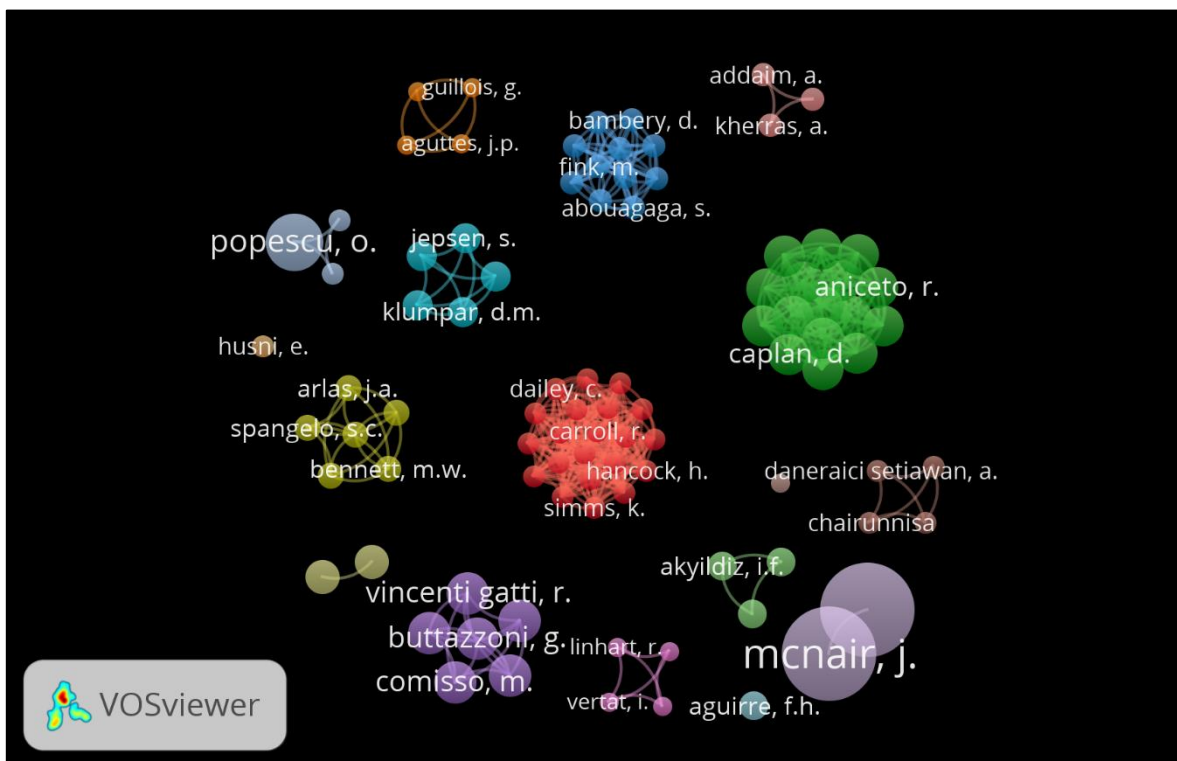
- [31] FAN, Bin; et al., “Research of the multispectral camera of ZY-3 satellite”. SPIE, 2012.
- [32] FERNÁNDEZ, Juan. POLARIZACIÓN CIRCULAR. *Revista mensual de Unión de Radioaficionados Españoles*. 2006
- [33] GOMSPACE. [Sitio web] NanoCam C1U. Disponible en: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocam-c1u-18.pdf>
- [34] GOMspace. [sitio Web]. NanoCom Ant-6f UHF. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocom-ant6f-uhf-21.pdf>
- [35] GOMspace. [sitio Web]. NanoCom Ant-6f VHF. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://gomspace.com/UserFiles/Subsystems/datasheet/gs-ds-nanocom-ant6f-vhf-18.pdf>
- [36] GOMspace. [sitio Web]. NanoCom AX100. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://gomspace.com/shop/subsystems/communication-systems/nanocom-ax100.aspx>
- [37] IBÁÑEZ, Isidoro. “La era de los CubeSat”, Infoespacial.com, 2015, <http://www.infoespacial.com/ie/2015/11/02/opinion-cubesats.php>.
- [38] IBTISSAM, Latachi, et al. Link Budget Analysis for a Leo CubeSat Communication Subsystem. IEEE 3rd International Conference on Advanced Technologies, 2017
- [39] ISIS. [sitio Web]. VHF/UHF Ground Station Kit Data Sheet. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: https://www.isispace.nl/wp-content/uploads/2016/02/ISIS-GSKit-DS-302_v1.2-VHFUHF-Ground-Station-DataSheet-for-website.pdf
- [40] ISIS. [sitio Web]. VHF/UHF Ground Station Transceiver. [Consulta: 5 mayo 2020]. Disponible en: <https://www.isispace.nl/product/vhf-uhf-ground-station-transceiver/>
- [41] KHARUF-GUTIERREZ, Samy. Análisis de imágenes multiespectrales adquiridas con vehículos aéreos no tripulados. Science Direct. 2018. p. 1.
- [42] KIRILLIN, Alexandre. et al., “SSAU Nanosatellite Project for the Navigation and Control Technologies Demonstration”, *Procedia Engineering* 104 (2015): 97–106, <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2015.04.101>.
- [43] LABRADOR, Virgil Labrador, *Satellite Communication, Telecommunications and Business Strategy*, 2008, <https://doi.org/10.4324/9780203877241>.
- [44] LACTAM SATELITAL. [sitio Web]. FACSAT-1 cumple un año en órbita. [Consulta: 5 marzo 2020]. Disponible en: <https://latamsatelital.com/facsat-1-cumple-un-ano-en-orbita/>
- [45] LOFF, Sarah. “CubeSats Overview”, www.nasa.gov, 2018, https://www.nasa.gov/mission_pages/cubesats/overview.
- [46] MARINAN, Anne. CubeSats to Constellations: Systems Design and Performance Analysis. Massachusetts. Tesis (Master of Science). Instituto de Tecnología de Massachusetts. 2013, p. 116
- [47] MOLINA, Luis. “Simulación de la determinación de actitud de un satélite con 4 ruedas de reacción”, 2015, <https://doi.org/10.13140/RG.2.1.4105.8964>.
- [48] MORAÑO, José A. Análisis y ejemplos de órbitas circulares., Departamento de Matemática Aplicada - ETSID Universitat Politècnica de València

- [49] MORENO, L; et al., Comparative study of multispectral satellite images and RGB images taken from drones for vegetation cover estimation [en línea]. 2018, IEEE. [Consultado 3 junio 2020]. Disponible en: 10.1109 / CONCAPAN.2018.8596362.
- [50] MUNAKATA, R. "Cubesat design specification rev. 13", *The CubeSat Program, California Polytechnic State ...* 8651 (2014): 22, http://blogs.esa.int/philab/files/2019/11/RD-02_CubeSat_Design_Specification_Rev._13_The.pdf.
- [51] NANOSATS DATABASE. "NANOSATELLITE & CUBESAT DATABASE", 2020, <https://www.nanosats.eu/database>
- [52] NERI VELA, Rodolfo. Comunicaciones por satélite. 3 ed. México: THOMSON, 2003. p. 492. ISBN 970-686-282-X. p.247
- [53] 1OLSON, Jesse. "Olson 1 33 rd Annual AIAA/USU University Nanosatellite Program-20 Years of Education", *UNP HISTORY*, 2019.
- [54] OMOTOSHO, T. OLUWAFEMI, C. Impairment of radio wave signal by rainfall on fixed satellite service on earth-space path at 37 stations in Nigeria. [en línea]. 2009. Disponible en: <https://doi.org/10.1016/j.jastp.2009.03.016>
- [55] POPESCU, Otilia. Power Budgets for CubeSat Radios to Support Ground Communications and Inter-Satellite Links. [en línea].2017, IEEE Access vol. 5. ISSN 2169-3536. Disponible en: 10.1109 / ACCESS.2017.2721948
- [56] POPESCU, Otilia; et al., "Designing the Communication Sub-System for Nanosatellite CubeSat Missions: Operational and Implementation Perspectives". IEEE, 2016.
- [57] POTTER, Sean. "NASA Sends CubeSats to Space on First Dedicated Launch with Rocket Lab", 2018. [consulta: 25 febrero 2020]. Disponible en <https://www.nasa.gov/press-release/nasa-sends-cubesats-to-space-on-first-dedicated-launch-with-us-partner-rocket-lab>.
- [58] RADIACIÓN SOLAR. [sitio web]. IDEAM. [Consultado: 10 febrero 2020]. Disponible en: <http://www.ideam.gov.co/web/tiempo-y-clima/radiacion-solar-ultravioleta>
- [59] RODDY, Dennis. Satellite Communications. 3 ed. New York: McGraw-Hill, 2001. p. 586. ISBN 0-07-138285-2. p. 167
- [60] RODRÍGUEZ, Mario. "Control y Estimación de la Actitud de un Vehículo Espacial", 2013.
- [61] SERRANO ARRELLANO, Antonio. Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario. México, 2015, p. 65
- [62] SINGH, Shikhar; SHRIVASTAV, et. al. GaN FET based CubeSat Electrical Power System. [en línea]. 2015, Conference Proceedings - IEEE. [Consultado: 15 febrero 2020], <https://doi.org/10.1109/APEC.2015.7104529>.
- [63] SPECTRAL DEVICES INC. [sitio Web]. Tecnología De Imágenes Multiespectrales. [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www.spectraldevices.com/content/multispectral-imaging-technology>
- [64] TANG, Yu. CHAVEZ, Rafael. "Satélites artificiales ¿Control de actitud? | Querétaro", 2014, <http://www.eluniversalqueretaro.mx/content/satelites-artificiales-control-de-actitud>.

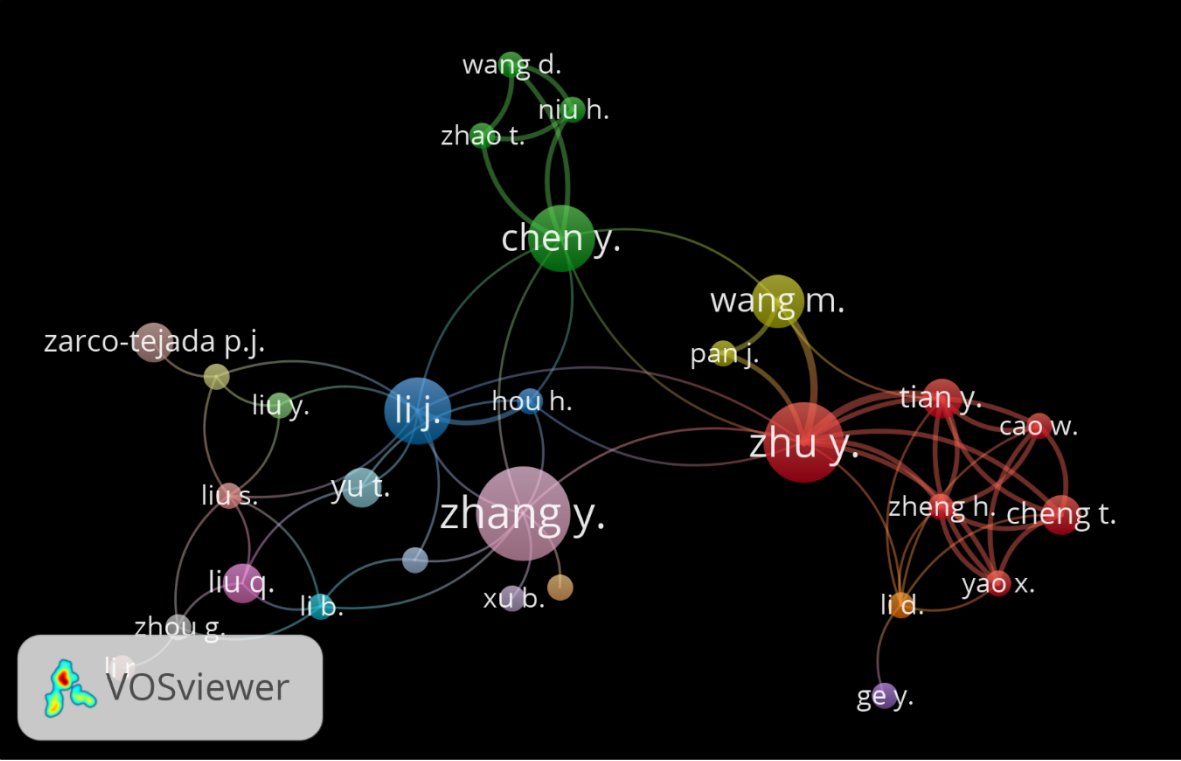
- [65] Tasa de bits y velocidad de fotogramas más alta admitidas por un reproductor de Blu-ray Disc. [sitio web]. SONY. [Consulta: 4 junio 2020]. Disponible en:<https://www.sony-latin.com/es/electronics/support/home-video-blu-ray-disc-players-recorders/ubp-x700/articles/00190648>
- [66] TECHNISCHE FAKULTÄT. [sitio Web]. Multispectral Image Analysis. [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://www5.cs.fau.de/research/groups/computer-vision/multispectral-image-analysis/>
- [67] TES AMÉRICA, “Tipos de antenas y funcionamiento - Tes América”, 2017, <https://www.tesamerica.com/tipos-antenas-funcionamiento/>.
- [68] TOMASI, Wayne. Sistema de Comunicaciones Electrónicas. 4 ed. México: Pearson Educación, 2003. p. 972. ISBN: 970-26-0316-1. p. 793.
- [69] VERAS, M., “Alternativas para Cuidar el Medio Ambiente: Orbita satelital”, 2014, <http://consultoriaempresariaslimpias.blogspot.com/2014/09/orbita-satelital.html>.
- [70] VILLAMIL, Liliana; SILVA, Antonio. Andrea Bermúdez Huertas, “SUPERINTENDENCIA DE INDUSTRIA Y COMERCIO Centro de Información Tecnológica y Apoyo a la Gestión de la Propiedad Industrial -CIGEPI”, 2017, 82, www.commons.wikimedia.org.
- [71] ZERO GEOENGINEERING. [sitio Web]. Satélite de observación de la Tierra / EUMETSAT [Consulta: 5 junio 2020]. Disponible en: <https://zeroengineering.com/2018/earth-observation-satellite/>

11. ANEXOS

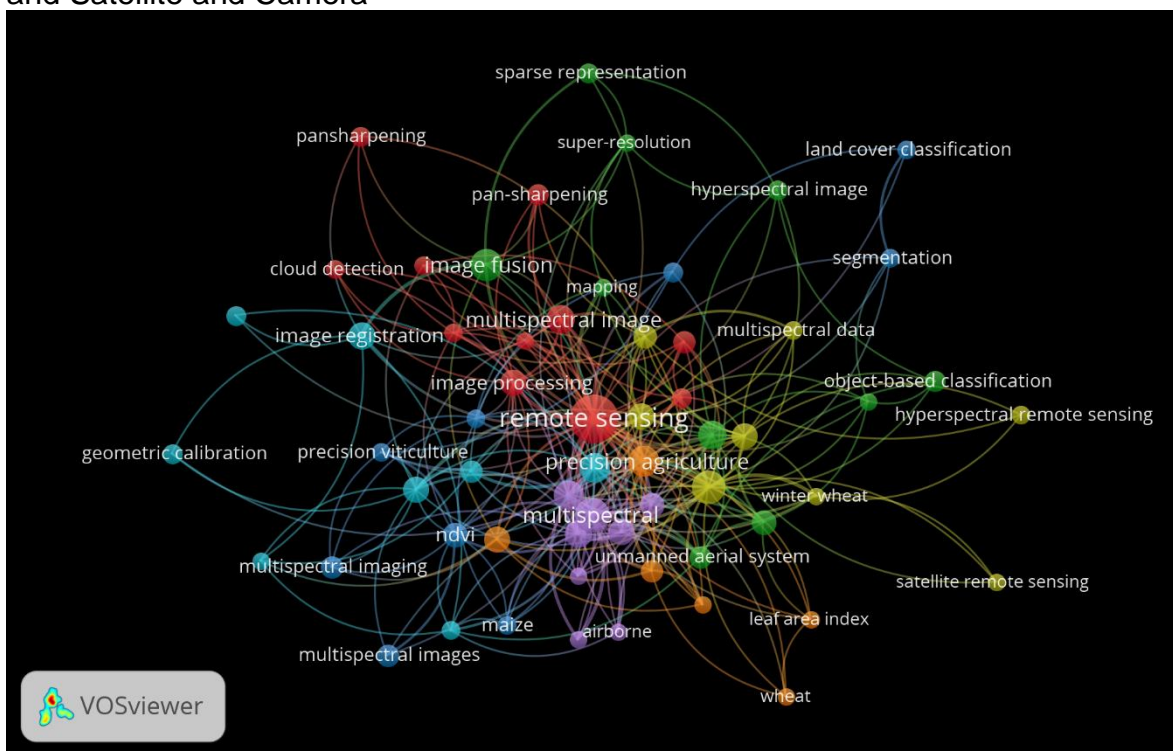
Anexo A: Mapa de visualización de red, búsqueda “Link Budget and CubeSat”



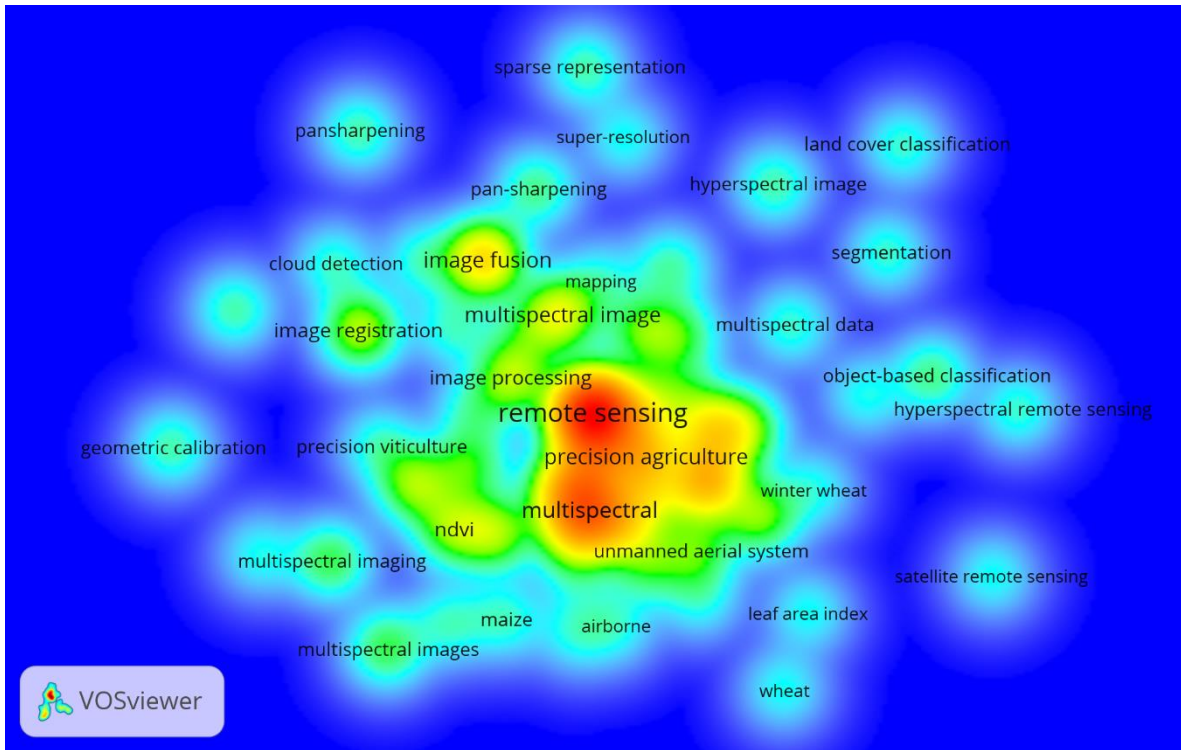
Anexo B: Mapa de visualización de red, búsqueda “Multispectral images and Satellite and Camera”



Anexo C: Mapa de visualización por coocurrencia, búsqueda “Multispectral images and Satellite and Camera



Anexo D: Mapa de visualización de densidad, búsqueda “Multispectral images and Satellite and Camera




Anexo E: Atribución de frecuencias en la banda de VHF

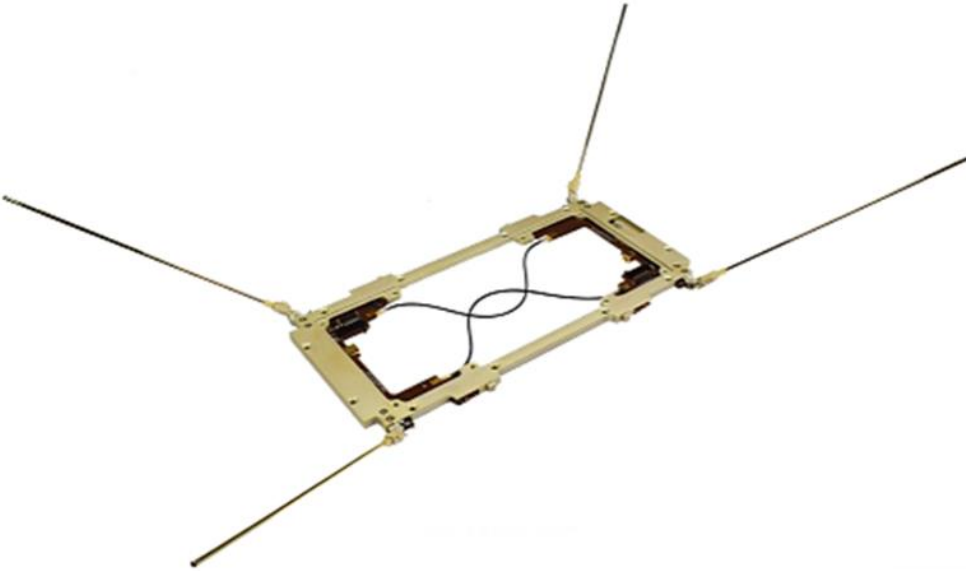
BANDA	LONGITUD DE ONDA	SERVICIO	ATRIBUCIÓN A TÍTULO
VHF			
50 - 54 MHz	6 m	Aficionados	Primario
144 - 146 MHz	2 m	Aficionados y aficionados por satélite	Primario
146 - 148 MHz	2 m	Aficionados	Primario
220 - 225 MHz	1.25 m	Aficionados	Co-Primario

Anexo F: Atribución de frecuencias en la banda de UHF

FRECUENCIAS (MHz)	UTILIZACIÓN
431,900 - 432,250	CW - Fonía (FM) - satélite
432,250 - 433,000	Fonía (FM) - Salida de Repetidoras
433,000 - 435,000	Fonía (BLU-FM)
435,000 - 436,000	Satélite
436,000 - 436,200	Digimodos
436,200 - 437,250	Satélite
437,250 - 438,000	Fonía (FM) - Entrada de Repetidoras
1 240 - 1 260	CW - Fonía (BLU-FM) - Digimodos - Imagen
1 260 - 1 270	Satélite
1 270 - 1 296	CW - Fonía (BLU-FM) - Digimodos - Imagen
1 296 - 1 296,5	Satélite
1 296,5 - 1 300	CW - Fonía (BLU-FM) - Digimodos
2 390 - 2 400	CW - Fonía (BLU-FM) - Digimodos - Imagen
2 400 - 2 450	Satélite

Anexo G: Datasheet de la antena UHF para el satélite





NanoCom
Ant-6f UHF

Datasheet
UHF antenna for GomSpace 6U structure

2.1 Highlighted Features

- Fits GomSpace 6U structure
- Multiples of choices of top layer hardware
- Consists of two rigid PCBs connecting with a coax cable with fixed length depending on the requested frequency
- In a GomSpace 6U satellite an ANT-6F UHF can be mounted on one end, and an ANT-6F VHF at the other end.
- Dual port design to provide redundancy in case of a transceiver failure
- Omnidirectional Canted Turnstile Antenna
- Providing antenna release system mechanism
- Providing mechanical switches for detection of the antenna release
- Frequency range: 340-680 MHz
- Max. gain: 3 dB at 400 MHz
- Absolute gain above -7dBi with 95% probability
- Rigid antenna tubes
- Safe antenna rod stowage system
- Matched to 50 Ω
- PCB material: Glass-Polyimide
- IPC-A-610 Class 3 assembly

Anexo H: Datasheet de la antena VHF para el satélite

GOMSPACE

NanoCom
ANT-6F VHF

NanoUtil
AR6

Datasheet

VHF antenna and release system for GomSpace 6U structure

3.1 Highlighted Features
Fits GomSpace 6U structure

- Multiples of choices of top layer hardware
- Consists of two rigid PCBs connecting with a Coax cable with a fix length depending on the requested frequency
- Can be used together with GomSpace NanoCom ANT-6F UHF antenna on opposite side of the satellite.
- Dual pole design to provide redundancy in case of a transceiver failure
- Omnidirectional Canted Turnstile Antenna
- Frequency range: 130-210 MHz
- Max. gain: 0.8 dB at 161 MHz
- Rigid antenna tubes
- Safe antenna rod stowage system
- Matched to 50 Ω
- PCB material: Glass/Polyimide
- IPC-A-610 Class 3 assembly



NanoCom AX100

Datasheet

Long-range software configurable VHF/UHF transceiver

Main Features

RF Features:

- UHF and VHF versions available in the following frequency range versions:
 - VHF: 143-150 MHz
 - UHF low: 395-405 MHz
 - UHF: 430-440 MHz
- Data rates from 0.1 kbps to 38.4 kbps
- Sensitivity down to -137 dBm
- Transmitter with 30 dBm output power at > 45 % PAE
- RF parameters are fully configurable on-orbit e.g. carrier frequency programmable in 1 Hz steps

The LNA is a medium gain monolithic amplifier with a low noise figure (~1dB) selected for its simplicity and stability.

9 Link Budget

Name	Description	Value
Frequency	UHF	437.5 MHz
Symbol rate	Symbols / second	9600
Ant SAT	Canted Turnstile GomSpace ANT430	Omnidirectional
Ant GND	Dual crossed Yagi's	17 dBi gain
Orbit	Low earth polar orbit	700 km circular
Elevation	Angle from horizon to satellite	5 degrees

9.1 Downlink

Parameter:	Value:	Units:
Spacecraft:		
Spacecraft Transmitter Power Output:	1,0	watts
In dBW:	0	dBW
In dBm:	30,0	dBm
Spacecraft Total Transmission Line Losses:	0,5	dB
Spacecraft Antenna Gain:	0	dBi
Spacecraft EIRP:	-0,5	dBW
Downlink Path:		
Spacecraft Antenna Pointing Loss:	0	dB
S/C-to-Ground Antenna Polarization Loss:	3	dB
Path Loss:	153	dB
Atmospheric Loss:	2,1	dB
Ionospheric Loss:	0,4	dB
Rain Loss:	0,0	dB
Isotropic Signal Level at Ground Station:	-159,0	dBW
Ground Station (EbNo Method):		
Ground Station Antenna Pointing Loss:	0,5	dB
Ground Station Antenna Gain:	17	dBi
Ground Station Total Transmission Line Losses:	0,5	dB
Ground Station Effective Noise Temperature:	1003 ⁵	K
Ground Station Figure of Merit (G/T):	-13,5	dB/K
G.S. Signal-to-Noise Power Density (S/No):	56,1	dBHz
System Desired Data Rate:	9600	bps
In dBHz:	39,8	dBHz
Telemetry System Eb/No for the Downlink:	16,3	dB
Demodulation Method Selected:	GMSK	
Forward Error Correction Coding Used:	Conv. R=1/2,K=7 & R.S. (255,223)	
System Allowed or Specified Bit-Error-Rate:	1,0E-05	
Eb/No Threshold:	7,8	dB
System Link Margin:	8,5	dB

9.2 Uplink

Parameter:	Value:	Units:
Ground Station:		
Ground Station Transmitter Power Output:	25,0	watts
In dBW:	14,0	dBW
In dBm:	44,0	dBm
Ground Stn. Total Transmission Line Losses:	1,6	dB
Antenna Gain:	17	dBi
Ground Station EIRP:	29,4	dBW
Uplink Path:		
Ground Station Antenna Pointing Loss:	0,5	dB
Gnd-to-S/C Antenna Polarization Losses:	3,0	dB
Path Loss:	153	dB
Atmospheric Losses:	2,1	dB
Ionospheric Losses:	0,4	dB
Rain Losses:	0,0	dB
Isotropic Signal Level at Spacecraft:	-129,6	dBW
Spacecraft (Eb/No Method):		
Spacecraft Antenna Pointing Loss:	0	dB
Spacecraft Antenna Gain:	0	dBi
Spacecraft Total Transmission Line Losses:	0,2	dB
Spacecraft Effective Noise Temperature:	234	K
Spacecraft Figure of Merit (G/T):	-23,9	dB/K
S/C Signal-to-Noise Power Density (S/No):	75,1	dBHz
System Desired Data Rate:	9600	bps
In dBHz:	39,8	dBHz
Command System Eb/No:	35,3	dB
Demodulation Method Selected:	GMSK	
Forward Error Correction Coding Used:	Conv. R=1/2,K=7 & R.S. (255,223)	
System Allowed or Specified Bit-Error-Rate:	1,0E-05	
Eb/No Threshold:	7,8	dB
System Link Margin:	27,5	dB

Anexo J: Datasheet del transceptor de la estación terrena



Transceptor de estación terrestre VHF / UHF

Descripción

- Transceptor de radio definido por software
- Capacidad de enlace descendente VHF y UHF (en el caso de bandas comerciales, se proporcionan filtros adicionales)
- Capacidad de enlace ascendente VHF y UHF (en el caso de bandas comerciales, se proporcionan filtros adicionales)
- Doble banda full duplex
- Potencia de salida de 100 vatios (CW) en VHF / UHF (posible reducir la potencia de salida a 10 vatios)
- Admite enlaces descendentes BPSK de hasta 9600 bps en UHF y VHF
- Admite enlaces ascendentes AFSK / FSK de hasta 1200 bps en UHF y VHF
- Software de interfaz gráfica de usuario para configurar SDR en Debian / GNU LINUX
- Protección contra sobretemperatura
- Protección de potencia reflejada
- Interruptor de polarización de antena incorporado
- Secuenciador LNA incorporado
- Conexión USB 2.0 a una PC
- Estuche de 19 " para montaje en rack 3U

Especificaciones

- Rango de frecuencia VHF 144 - 146 MHz, otro rango bajo pedido en el rango 130-170 MHz
- UHF frequency range 435 – 438 MHz, other range upon request in 400 – 470 MHz range
- VHF output power: 100 W RF CW
- UHF output power: 100 W RF CW
- Harmonic suppression: < -50dBc, typical -60dBc
- VHF Receiver noise figure: 1.6 dB
- UHF Receiver noise figure: 2 dB
- Supply voltage 88 – 264V AC 50 – 60 Hz
- N-type RF connectors
- BNC type for polarization switching output, 0 / +12V DC, 1A max fused
- DC bias for LNA's. 12V via coaxial cable, fused 1A
- Packet and control interface using TCP/IP Sockets.
- Support for AX.25 amateur radio protocol. Others upon request.
- Weight 14kg NET

Anexo K: Datasheet del kit de estación terrestre VHF / UHF



Kit completo de estación terrestre para VHF / UHF



VHF/UHF Ground Station Kit Data Sheet



Antenna Characteristics

Description		Amateur	Commercial
Gain	VHF	12.3 dBic	11.5 dBic
	UHF	15.5 dBic	15.0 dBic
Front-to-Back Ratio	VHF	20 dB	
	UHF	18 dB	20 dB
Beamwidth	VHF	52°	53°
	UHF	30°	35°
Polarization		Switchable LHCP and RHCP	
Overall System Noise Figure (typical)*	VHF	2.2 dB	-
	UHF	2.6 dB	3.3 dB

Mechanical/Environmental Specifications

Outdoor System	
Height (from ground to cross-boom)	2.3 m
Clearance radius	2.7 m
Weight	208 kg
Operating Temperature	-10 °C to 50 °C
Humidity	95%, non-condensing
Lightning Protection	< 10kA
Survival Wind Speed	120 km/h
Indoor System	
Size (w x h x d)	9U 19" rack: 56x46x60 cm
Weight	< 46 kg
Operating Temperature	10 °C to 35°C
Humidity	95%, non-condensing
Supply Voltage	100 to 240 VAC, 50 to 60 Hz
Supply Current	max 3.5 A @220V, max 7.0 A @110V

Anexo L: Datasheet de la cámara para nano satélite



NanoCam
C1U

Datasheet
Camera payload for nano-satellites

GomSpace A/S | Langagervej 6 | DK-9220 Aalborg East | Denmark
gomspace.com | sales@gomspace.com | T: +45 71 741 741

2 Overview

The NanoCam C1U system is a flexible and modular system to rapidly implement tailored imaging systems based on customer requirements. It is an off-the-shelf configuration consisting of: lens, lens table, image acquisition, processing board, and software.

NanoCam C1U has been designed to be implementable in a standard 1U CubeSat structure together with GomSpace's on-board computers, attitude control system, radio transceiver and power products to allow low cost Earth observation using CubeSats.

This is the new upgraded version of the GomSpace NanoCam C1U, with upgraded image processing capabilities.

2.1 Highlighted Features

Integrated System:

- Industrial Lens
- 3-megapixel color sensor
- Capable data processing and storage on-board

Image Acquisition:

- 1/2" (4:3) format color CMOS sensor
- 2048 x 1536 pixels
- 10-bit RGGGB Bayer pattern

Lens Performance:

- Three high-end industrial lenses
 - 8 mm f/1.4
 - 35 mm f/1.9
 - 70 mm f/2.2
- 8 mm lens: <260 m/pixel from 650 km
- 35 mm lens: <60 m/pixel from 650 km
- 70 mm lens: <30 m/pixel from 650 km
- 400-750 nm spectral transmission

Data Processing:

- High-performance ARM processor
- 512 MB on-board DDR2 RAM
- 2 GB solid state image storage
- RAW, BMP and JPEG output formats

Interface:

- CSP-enabled CAN, I²C, RS-422 and TTL level serial interfaces
- Serial port with text-based console

Quality:

- Glass/Polyimide IPC 6012C cl. 3/A
- IPC-A-610 Class 3 assembly

Anexo M: Calculo del enlace satelital

Se adjunta el anexo en pdf.