

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA

**DISEÑO DEL SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES Y ESTUDIO
DE FACTIBILIDAD TÉCNICO ECONÓMICO PARA LA PUESTA EN
ÓRBITA DE UN CUBESAT POR PARTE DE LA FACULTAD DE
INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA DE LA ESCUELA
POLITÉCNICA NACIONAL**

**TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO EN ELECTRÓNICA Y TELECOMUNICACIONES**

CARLA ESTEFANÍA GUERRERO MONTA

carlyfg_278@hotmail.es

DIRECTOR: Dr. LUIS FERNANDO CARRERA SUÁREZ

Fernando.carrera@epn.edu.ec

Quito, febrero 2018

AVAL

Certifico que el presente trabajo fue desarrollado por Carla Estefanía Guerrero Monta, bajo mi supervisión.

LUIS FERNANDO CARRERA SUÁREZ
DIRECTOR DEL TRABAJO DE TITULACIÓN

DECLARACIÓN DE AUTORÍA

Yo, Carla Estefanía Guerrero Monta, declaro bajo juramento que el trabajo aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

A través de la presente declaración cedo mis derechos de propiedad intelectual correspondientes a este trabajo, a la Escuela Politécnica Nacional, según lo establecido por la Ley de Propiedad Intelectual, por su Reglamento y por la normatividad institucional vigente.

Carla Estefanía Guerrero Monta

DEDICATORIA

Después de años de estudio, esfuerzo y dedicación he aquí el proyecto con el cual culmino mi carrera universitaria, y empiezo otra etapa.

Este trabajo se lo dedico a mis padres, María y Guillermo, por su sacrificio y esfuerzo para darme un mejor futuro, por creer en mi capacidad; supieron darme fuerzas y guiarme en las adversidades, por estar presentes no solo en esta etapa de mi vida, sino en todo momento ofreciéndome lo mejor.

A mi madre Mónica, aunque estuvimos un poco lejos siempre estuvo pendiente de mí, dándome consejos y sonrisas, apoyándome para que tenga un gran futuro y una gran vida.

AGRADECIMIENTO

La culminación de este trabajo y de la carrera es gracias al esfuerzo y dedicación que he invertido cada instante y principalmente al apoyo incondicional de varias personas.

Agradezco a Dios quien supo guiarme por el buen camino, darme salud y vida para luchar contra todo, por darme fuerzas para no desmayar ante los problemas, por darme una familia hermosa y por poner en mi vida muchas personas que valen la pena. Gracias por tantas bendiciones.

Agradezco a mis padres, María, Mónica y Guillermo, por sus consejos y ejemplo de esfuerzo y perseverancia para lograr las cosas, por su apoyo incondicional en todos los instantes de mi vida. Gracias a ellos soy lo que soy.

A toda mi familia, por saberme comprender y darme tanto amor, por ser siempre unidos y generosos. Gracias a cada uno de ustedes porque sus consejos y ejemplo me ayudaron a seguir luchando.

A todos los ingenieros de la Escuela Politécnica Nacional que contribuyeron en mi formación profesional y principalmente a mi director de Tesis que estuvo siempre presente para resolver todas las dudas que surgieron durante el desarrollo del proyecto.

ÍNDICE DE CONTENIDO

AVAL	II
DECLARACIÓN DE AUTORÍA.....	III
DEDICATORIA.....	IV
AGRADECIMIENTO.....	V
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	VI
RESUMEN	XI
ABSTRACT	XV
1. INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 Objetivos	1
1.2 Alcance	2
1.3 Marco Teórico	2
1.3.1 Pequeños Satélites.....	2
1.3.2 Tecnología CubeSat [5, 9-11].....	8
1.3.3 CubeSats en las Universidades [5, 12].....	14
1.3.4 Estación Terrena [6, 13, 14]	19
1.3.5 Requerimientos básicos para el desarrollo de un CubeSat en la FIEE [5, 15-17].....	23
2. METODOLOGÍA.....	30
2.1 Análisis Orbital	30
2.1.1 Cálculo de Parámetros Orbitales	30
2.1.2 Cálculo del Tiempo de Visibilidad	36
2.1.3 Simulación de Trazas Orbitales [24]	56
2.1.4 Efecto Doppler en los Satélites [25]	59
2.2 Parámetros para el Estudio del Enlace	62
2.2.1 Directividad y Ganancia [26, 27]	62
2.2.2 Balance de Potencias [3, 26]	64
2.2.3 Pérdidas.....	65
2.2.4 Ruido Térmico [27, 33].....	75
2.2.6 Relación Señal a Ruido (SNR) [27].....	78
2.2.7 Potencia de Portadora Recibida (Pr)	79
2.2.8 Potencia de Ruido en el Receptor (Pn).....	84
2.3 Sistema de Comunicaciones.....	87

2.3.1	Cambio en la sensibilidad del receptor al añadir un LNA (Low Noise Amplifier) [3, 33, 42-44].....	91
2.3.2	Capacidad del Canal [45]	96
2.4	Proveedores de Subsistemas necesarios para el Proyecto	101
2.4.1	Proveedores de Subsistemas para el CubeSat [17, 37, 51-59]	102
2.4.2	Proveedores de Subsistemas para la Estación Terrena [60-68].....	113
2.4.3	Servicio de Pruebas y Lanzamiento del CubeSat [55, 69-71].....	118
3.	RESULTADOS Y DISCUSIÓN	120
3.1	Análisis Orbital	120
3.2	Pérdidas del enlace.....	121
3.3	Sistema de comunicaciones	122
3.4	Presupuesto Referencial del Proyecto	124
4.	CONCLUSIONES	125
5.	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	128
6.	ANEXOS.....	131
	ANEXO I.....	1
	ANEXO II.....	15

ÍNDICE DE FIGURAS

CAPÍTULO 1

Figura 1.1	Trayectoria elíptica de un satélite.....	6
Figura 1.2	Clasificación de órbitas según su forma y su inclinación.....	6
Figura 1.3	Clasificación de órbitas según su altura.....	7
Figura 1.4	P-POD y un modelo de CubeSat de 1U.....	10
Figura 1.5	Especificaciones básicas de un CubeSat.....	11
Figura 1.6	Estructura funcional de una estación terrena.....	20
Figura 1.7	Estructura CubeSat 1U.....	24
Figura 1.8	Transmisor synapse.....	25
Figura 1.9	SCS Gecko Imager.....	27
Figura 1.10	CubeControl.....	27
Figura 1.11	On Board Computer ISIS.....	28
Figura 1.12	Celdas solares.....	29

CAPÍTULO 2

Figura 2.1	Fuerzas gravitacionales.....	31
Figura 2.2	Órbita Heliosíncrona.....	33
Figura 2.3	Ángulo de visibilidad del satélite medido desde la estación terrena.....	36
Figura 2.4	Vista 3D obtenida de Google Earth de las montañas visualizadas desde la radio base hacia la parte “Este” de la ciudad.....	38
Figura 2.5	Vista 3D obtenida de Google Earth de las montañas visualizadas desde la radio base hacia la parte “Oeste” de la ciudad.....	38
Figura 2.6	Radio base y móviles ubicados en Radio Mobile.....	39
Figura 2.7	Radio enlace de la base al móvil 1.....	39
Figura 2.8	Radio enlace de la base al móvil 2.....	40
Figura 2.9	Satélite pasando por órbitas contiguas. Estación situada en un punto ciego.....	41
Figura 2.10	Distancia máxima de visibilidad. Estación terrena situada entre dos órbitas.....	43

Figura 2.11	Mapa rectangular del satélite por defecto.....	45
Figura 2.12	Vista desde el espacio del satélite por defecto.....	46
Figura 2.13	Vista de la órbita desde el observador del satélite por defecto.....	46
Figura 2.14	Ventana de resultados para 417 km de altura obtenida de Nova for Windows.....	47
Figura 2.15	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 417 km.....	50
Figura 2.16	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 417 km.....	51
Figura 2.17	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 446 km.....	51
Figura 2.18	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 446 km.....	52
Figura 2.19	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 466 km.....	52
Figura 2.20	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 466 km.....	53
Figura 2.21	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 436 km.....	54
Figura 2.22	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 436 km.....	55
Figura 2.23	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 485 km.....	55
Figura 2.24	Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 485 km.....	56
Figura 2.25	Trazas para 417 km. 31 órbitas en 2 días. Ancho de franja de visibilidad 1806,1 km ($\epsilon_{min} = 20^\circ$).....	57
Figura 2.26	Trazas para 446 km. 77 órbitas en 5 días. Ancho de franja de visibilidad 1906,86 km ($\epsilon_{min} = 20^\circ$).....	57
Figura 2.27	Trazas para 450 km. 200 órbitas en 13 días. Ancho de franja de visibilidad 1920,22 km ($\epsilon_{min} = 20^\circ$).....	58
Figura 2.28	Trazas para 453 km. 123 órbitas en 8 días. Ancho de franja de visibilidad 1930,24 km ($\epsilon_{min} = 20^\circ$).....	58
Figura 2.29	Trazas para 466 km. 46 órbitas en 3 días. Ancho de franja de visibilidad 1974,76 km ($\epsilon_{min} = 20^\circ$).....	59

Figura 2.30	Componente de velocidad que más afecta y ángulo para determinar esta componente.....	61
Figura 2.31	Parámetros necesarios para el cálculo de la ganancia de una antena.....	64
Figura 2.32	Atenuación cenital total específica debida a los gases.....	68
Figura 2.33	Regiones y valores de la intensidad de lluvia en la Tierra.....	70
Figura 2.34	Regiones y valores de la intensidad de la lluvia en América del Sur.....	70
Figura 2.35	Ángulo de rotación Faraday.....	74
Figura 2.36	Factor de ruido de un dispositivo.....	76
Figura 2.37	Diagrama de bloques del receptor utilizado para calcular la temperatura de ruido del sistema.....	78
Figura 2.38	Representación del haz de una antena sobre la superficie terrestre.....	80
Figura 2.39	Patrón polar de radiación de una antena genérica.....	82
Figura 2.40	Temperatura de brillo (atmósfera despejada).....	85
Figura 2.41	Esquema del sistema transmisor para la banda de 2,4 GHz.....	89
Figura 2.42	Esquema del sistema transmisor para la banda de 5,8 GHz.....	89
Figura 2.43	Esquema del sistema transmisor con dos amplificadores en cascada para la banda de 5,8 GHz.....	90
Figura 2.44	Esquema del sistema receptor y valor de sensibilidad antes de añadir un LNA para la banda de 2,4 GHz.....	92
Figura 2.45	Eb/No necesaria para diferentes probabilidades de error de bit y modulaciones MPSK.....	93
Figura 2.46	Esquema del sistema receptor y valor de sensibilidad al añadir un LNA.....	93
Figura 2.47	Esquema del sistema receptor y valor de sensibilidad antes de añadir un LNA, para la banda de 5,8 GHz.....	94
Figura 2.48	Trama de datos del protocolo IEEE 802.15.4.....	100

ÍNDICE DE TABLAS

CAPÍTULO 1

Tabla 1.1	Clasificación de los pequeños satélites.....	5
Tabla 1.2	Valores de masa máxima y distancia del centro de gravedad.....	11
Tabla 1.3	Valores de masa máxima y distancias del centro de masa.....	14
Tabla 1.4	CubeSats en las Universidades más importantes del mundo.....	15
Tabla 1.5	Rangos de Temperatura Operacionales.....	26

CAPÍTULO 2

Tabla 2.1	Inclinación y Período orbital para diferentes alturas.....	35
Tabla 2.2	Tiempo de visibilidad para diferentes alturas orbitales.....	40
Tabla 2.3	Tiempos de visibilidad reales para las diferentes alturas.....	44
Tabla 2.4	Resumen del análisis estadístico de los datos obtenidos a lo largo de 100 días para las diferentes alturas geosíncronas.....	48
Tabla 2.5	Resumen del análisis estadístico de los datos obtenidos a lo largo de 100 días para dos alturas escogidas al azar.....	53
Tabla 2.6	Valores para la simulación de las trazas orbitales a las diferentes alturas.....	56
Tabla 2.7	Velocidades para diferentes alturas geosíncronas.....	60
Tabla 2.8	Frecuencia Doppler.....	62
Tabla 2.9	Valores de distancia máxima y pérdidas de propagación.....	67
Tabla 2.10	Valores de pérdidas atmosféricas por gases.....	69
Tabla 2.11	Coefficientes que dependen de la frecuencia para estimar la atenuación específica debida a la lluvia.....	71
Tabla 2.12	Valores de pérdidas por hidrometeoros.....	72
Tabla 2.13	Pérdidas por desacoplo de polarización.....	74
Tabla 2.14	Pérdidas totales para las frecuencias de estudio.....	75
Tabla 2.15	Apertura del lóbulo principal de la antena para diferentes alturas orbitales.....	80
Tabla 2.16	Valores de directividad y ganancia de la antena transmisora.....	81
Tabla 2.17	Valores de ganancia de la antena a -3dB.....	82

Tabla 2.18	Valores de atenuación por cableado en dB/m para las diferentes frecuencias.....	83
Tabla 2.19	Valores de temperatura de brillo.....	85
Tabla 2.20	Valores de temperatura de ruido de la antena en condiciones de cielo claro.....	86
Tabla 2.21	Valores de temperatura de ruido de la antena en condiciones de lluvia.....	86
Tabla 2.22	Especificaciones de los transceptores seleccionados.....	88
Tabla 2.23	Especificaciones de los Amplificadores de Potencia seleccionados.....	88
Tabla 2.24	Potencia de Portadora Recibida.....	91
Tabla 2.25	Especificaciones de los Amplificadores de Bajo Ruido seleccionados.....	91
Tabla 2.26	Diferentes sensibilidades del sistema receptor.....	96
Tabla 2.27	Especificaciones técnicas de tres transceptores que trabajan a 2,4 GHz.....	102
Tabla 2.28	Especificaciones técnicas de 2 amplificadores de potencia para el CubeSat.....	103
Tabla 2.29	Especificaciones técnicas de tres antenas que trabajan en la banda S.....	104
Tabla 2.30	Especificaciones técnicas de 3 subsistemas de control de posición.....	105
Tabla 2.31	Especificaciones técnicas de 2 subsistemas de determinación de posición.....	105
Tabla 2.32	Especificaciones técnicas de la cámara SCS Gecko Imager.....	106
Tabla 2.33	Especificaciones técnicas de 3 subsistemas de manejo de comandos y datos.....	106
Tabla 2.34	Consumo de potencia de todos los subsistemas del CubeSat.....	107
Tabla 2.35	Especificaciones técnicas de paneles solares acorde al CubeSat.....	109
Tabla 2.36	Especificaciones técnicas de 2 baterías acorde al CubeSat.....	110
Tabla 2.37	Dimensiones de espacio que ocuparán todos los componentes del CubeSat.....	112
Tabla 2.38	Características de 3 estructuras CubeSat de 2U.....	112

Tabla 2.39	Masa total del CubeSat.....	113
Tabla 2.40	Especificaciones técnicas de 2 antenas para la estación terrena.....	113
Tabla 2.41	Especificaciones técnicas de 2 LNA para la estación terrena.....	114
Tabla 2.42	Especificaciones técnicas de 2 computadores para la estación terrena.....	115
Tabla 2.43	Especificaciones técnicas de 2 rotores para la antena de la estación terrena.....	115
Tabla 2.44	Consumo de potencia de todos los subsistemas de la estación terrena.....	116
Tabla 2.45	Especificaciones técnicas de 3 baterías para la estación terrena.....	117
Tabla 2.46	Características y costos de lanzamientos CubeSat.....	119

CAPÍTULO 3

Tabla 3.1	Tiempos de visibilidad del CubeSat.....	120
Tabla 3.2	Pérdidas de propagación para las diferentes frecuencias y alturas orbitales.....	121
Tabla 3.3	Pérdidas totales para las dos frecuencias en estudio.....	122
Tabla 3.4	Potencia de portadora recibida para cada frecuencia en estudio...	122
Tabla 3.5	Sensibilidad del receptor al añadir un LNA.....	122
Tabla 3.6	Tiempos de visibilidad calculados en el análisis orbital.....	123
Tabla 3.7	Presupuesto referencial de los subsistemas necesarios para el proyecto.....	124

RESUMEN

Los actuales avances en el campo de la electrónica, como la miniaturización de componentes y bajo consumo de potencia, han permitido el desarrollo de pequeños satélites de bajo costo, los cuales pueden complementar las funciones de los satélites comerciales actuales. Estos pequeños satélites pueden ser construidos utilizando tarjetas electrónicas disponibles en el mercado o tarjetas diseñadas específicamente para el satélite. Desde 1999, fecha en la que se estableció un estándar para el desarrollo de pico satélites denominados CubeSat, numerosas universidades de todo el mundo han implementado y lanzado sus pequeños satélites con el objetivo de acercar la investigación espacial a las aulas de clase.

En este sentido, el presente proyecto se enfoca en el diseño del subsistema de comunicaciones y el estudio de factibilidad técnico económico para la puesta en órbita de un CubeSat por parte de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica, mediante el cual se pretende promover el desarrollo de pequeños satélites en un entorno universitario, así como actividades tecnológicas y científicas.

Se empieza con una introducción de los pequeños satélites y la tecnología CubeSat, incluyendo los alcances, la acogida y desarrollo que ha tenido dicha tecnología en otras universidades importantes del mundo. En la metodología se realiza un análisis orbital teórico y el cálculo del tiempo de visibilidad para establecer una conexión entre la estación terrena y el CubeSat, comprobando los resultados teóricos mediante simulaciones en el software Nova for Windows. A continuación, se realiza el diseño del subsistema de comunicaciones y el estudio del enlace para determinar la viabilidad del mismo. Se establece una configuración básica tanto del CubeSat como de la estación terrena para poder realizar un estudio de proveedores de los diferentes subsistemas necesarios.

Finalmente se exponen y analizan los resultados obtenidos a lo largo del desarrollo del proyecto.

PALABRAS CLAVE: CubeSat, Nova for Windows, miniaturización, pico satélites.

ABSTRACT

The current advances in electronics field, such as components miniaturization and low power consumption has allowed small low-cost satellites development, which can complement the current commercial satellites functions. These small satellites can be built with commercially available electronic cards or cards designed specifically for the satellite. Since 1999, when a standard for small satellites development (called CubeSat) was established, many universities around the world have implemented and launched their small satellites in order to bring spatial research closer to classrooms.

In this sense, the present project focuses on the communications subsystem design and economic technical feasibility study to put in orbit a CubeSat by Electrical and Electronic Engineering Faculty, it's try to promote small satellites development in a university environment, as well as technological and scientific activities.

The project begins with a small-satellites and CubeSat technology introduction, including the technology development in other important universities around the world. In the methodology, a theoretical orbital analysis and the calculation of the visibility time are carried out to establish a connection between the earth station and CubeSat, checking the theoretical results through simulations in the Nova for Windows software. Then, the communications subsystem design and link study to determine its viability are carried out. A basic configuration of both CubeSat and earth station are established in order to carry out a study of suppliers of the different necessary subsystems.

Finally, the results obtained during the project development are exposed and analyzed.

KEYWORDS: CubeSat, Nova for Windows, miniaturization, small satellites.

1. INTRODUCCIÓN

El presente Estudio Técnico tiene por objeto el diseño del subsistema de comunicaciones y el estudio de factibilidad técnico económico para la puesta en órbita de un CubeSat por parte de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica. El proyecto se enfoca en el diseño del subsistema de comunicaciones a bordo del satélite, además incluye el establecimiento de una configuración básica del CubeSat y de la estación terrena, determinando los diferentes subsistemas de estos, y la propuesta de presupuesto referencial para la puesta en órbita del CubeSat.

Este proyecto será una apertura para el desarrollo de actividades tecnológicas y futuros proyectos aeroespaciales con el fin de unir a estudiantes y docentes de las distintas carreras de la EPN y brindar gran experiencia y formación académica a todos sus participantes.

CubeSat es un nano satélite de pequeñas dimensiones que medirá 10x10x21,3 cm y pesará alrededor de 2 Kg, en su interior irá colocado un sensor de posición para medir las variaciones en la órbita del satélite y una cámara fotográfica para capturar imágenes de la Tierra. Si en etapas posteriores se decide incrementar el tamaño del Cubesat, se pueden implementar otras cargas útiles que sean de interés para la Escuela Politécnica Nacional.

La estación terrena estará situada en el campus de la Escuela Politécnica Nacional, en la terraza del edificio de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica donde se podrán descargar los datos enviados por el CubeSat, además los estudiantes podrán tener acceso a dicha estación con el fin de complementar los conocimientos obtenidos en materias afines.

1.1 Objetivos

El objetivo general de este Estudio Técnico es realizar el diseño del subsistema de comunicaciones y el estudio de factibilidad técnico económico para la implementación y lanzamiento de un CubeSat por parte de la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica.

Los objetivos específicos de este Estudio Técnico son:

- Determinar los requisitos generales para el desarrollo del proyecto CubeSat en la FIEE, como: tamaño, subsistemas, tipo de órbita, etc.
- Determinar la altura orbital adecuada en la que podría ser colocado el satélite con el fin de garantizar el tiempo de visibilidad mínimo necesario para establecer contacto con el CubeSat y descargar la información en la estación terrena.

- Realizar un análisis del balance de potencias y calidad del enlace.
- Analizar las diferentes opciones comerciales para la adquisición de los subsistemas que conforman un CubeSat, así como de la estación terrena.
- Proponer la mejor opción que resulte factible y accesible para nuestro propósito.

1.2 Alcance

En este proyecto se realizará el análisis orbital a diferentes alturas y la simulación de las diferentes trazas orbitales con el fin de determinar la altura más adecuada en la que podría ser colocado nuestro CubeSat, en una próxima etapa, para garantizar el contacto de la estación terrena con el CubeSat y poder descargar los datos necesarios. Se realizará el estudio del enlace de comunicaciones, determinando los parámetros que intervienen en la comunicación. Se establecerá una configuración mínima de los diferentes subsistemas que debe tener el satélite, de modo que pueda ser lanzado y sea completamente operativo, así como de los subsistemas de la estación terrena. En función de las configuraciones presentadas anteriormente se establecerá el presupuesto referencial para la puesta en órbita, operación y mantenimiento del sistema satelital.

1.3 Marco Teórico

1.3.1 Pequeños Satélites

1.3.1.1 Historia

El primer satélite artificial de la historia, puesto en órbita el 4 de octubre de 1957 por la Unión Soviética, fue el Sputnik-1, un pequeño satélite lanzado a una altura de 938 km en su apogeo y 214 km en su perigeo. Era una esfera de aluminio de 58 cm de diámetro y 83,6 kg de masa. Se mantuvo en órbita durante 21 días. [1]

Los satélites comerciales surgieron de la necesidad de establecer enlaces confiables para comunicaciones internacionales, especialmente intercontinentales, tanto para la comunicación telefónica como para el servicio de televisión. Actualmente, los usos más comunes de los satélites son: investigación científica, meteorología, sistemas de comunicaciones, exploración, navegación, observación remota de la tierra y en operaciones militares.

Todas las ventajas de los satélites comerciales se ven en parte limitadas por los costos de fabricación y lanzamiento que estos conllevan, ya que el tiempo entre la concepción del diseño y la puesta en órbita del satélite es muy largo y generalmente toma varios años.

Debido a esto y a que la tecnología para desarrollar y poner en órbita satélites comerciales es muy costosa, solo grandes consorcios comerciales o las fuerzas armadas de los países más desarrollados tenían la posibilidad de construir estos artefactos, con lo cual la frecuencia de las misiones espaciales con satélites comerciales, ha ido disminuyendo poco a poco. [2]

En general, las empresas pequeñas o incluso universidades no contaban con los recursos suficientes para acceder al espacio; esto significaba que nuevas ideas, tecnologías y experimentos científicos no podían ser lanzados al espacio con precios y tiempos razonables. [3]

No obstante, los avances actuales en el campo de la electrónica (como la miniaturización de componentes y bajo consumo de potencia) han permitido explorar la posibilidad de desarrollar pequeños satélites de bajo costo que puedan complementar las funciones de los satélites comerciales actuales. Estos pequeños satélites pueden ser construidos utilizando las tarjetas electrónicas disponibles en el mercado o utilizando tarjetas diseñadas específicamente para el satélite.

Para que un programa de pequeños satélites tenga éxito, la habilidad de construir estos a bajo costo debe estar emparejada con la posibilidad de colocarlos en órbita con métodos de lanzamiento también de bajo costo. En 1988, ARIANSPACE desarrolló una estructura para cargas auxiliares ASAP (Ariane Structure for Auxiliary Payloads) para proveer oportunidades de lanzamiento regulares y asequibles para micro-satélites de 50 Kg en órbitas LEO.

1.3.1.2 Características y beneficios

En varias ocasiones los propósitos científicos requieren de complejas plataformas de observación; sin embargo, es posible desarrollar muy buena ciencia utilizando pequeños satélites de menor peso y corto tiempo de ejecución. Su tamaño pequeño mantiene bajos los costos de desarrollo y lanzamiento, ya que para ponerlos en órbita a menudo se los envía en el cohete de otra misión como carga secundaria y/o son lanzados al espacio en grupos, lo cual permite probar nuevas tecnologías y ciencia ahorrando costos de lanzamiento que asumen las misiones principales. Debido a su bajo costo y corto tiempo de ejecución, se puede implementar proyectos que signifiquen mayores riesgos y mayores probabilidades de fallos en la misión.

En los últimos años, se ha incrementado el desarrollo de pequeños satélites, ya que se pueden probar nuevas tecnologías e innovar en su carga útil, colocando experimentos más

interesantes. Gracias a esta innovación tecnológica es posible implementar nuevas arquitecturas para un sinnúmero de actividades en el espacio. El desarrollo de pequeños satélites ofrece un gran potencial que no se obtiene de los satélites tradicionales, esto permite incrementar la participación de estudiantes e investigadores obteniendo experiencia con los sistemas satelitales.

Todo esto ha influido para que diferentes empresas y proveedores inviertan más tecnología y tiempo en proyectos de este tipo con el fin de mejorar las alternativas de desarrollo y fabricación de un pequeño satélite. Existe una variedad de alternativas para la puesta en órbita de un pequeño satélite, así como variedad en sus costos, todo depende del tipo de proyecto y los objetivos que se desean alcanzar.

Estos proyectos de pequeños satélites totalmente funcionales se desarrollan bajo la idea de “más pequeño, más rápido, mejor, más barato, más astuto”. El marketing de la Universidad de Surrey en Inglaterra afirma que el 95% del rendimiento de satélites grandes puede alcanzarse con pequeños satélites al 5% del costo o 70% de rendimiento al 1% del costo. El ahorro que representa el desarrollo de proyectos con pequeños satélites en comparación con los satélites convencionales es significativo; por lo tanto, estos proyectos son más accesibles para instituciones educativas, pequeños gobiernos, investigadores y pequeñas empresas. [3]

Para el desarrollo de proyectos con pequeños satélites se utiliza el estándar de componentes comerciales COTS (Commercial Off-The-Shelf), son componentes ya existentes que se pueden adquirir comercialmente, los cuales no son desarrollados para una demanda específica, sino son desarrollados con requerimientos y especificaciones más generales con el objetivo de ser comercializados de forma masiva para que puedan ser usados en diferentes aplicaciones como la construcción de sistemas complejos y distribuidos, entre otros. El uso de estos componentes contribuye a una rápida y económica construcción, disminuyendo la complejidad de los satélites y el proceso de desarrollo. Se puede conseguir la estructura y demás subsistemas de forma individual o en kits, los cuales son comercializados por diferentes empresas aeroespaciales. [4]

1.3.1.3 Clasificación

Podemos encontrar diversos tipos de satélites que tienen varios tipos de carga útil, por lo tanto, cada uno posee diferentes parámetros mediante los cuales pueden ser clasificados. Sin embargo, en este proyecto nos enfocaremos en dos parámetros principales que serán fundamentales en su desarrollo. En base a esto, los satélites se pueden clasificar por su masa y por su tipo de órbita.

Por su masa

En la Tabla 1.1 se muestra la clasificación de pequeños satélites de acuerdo a su masa.

Tabla 1.1. Clasificación de los pequeños satélites [2]

Tipo	Masa [Kg]
Mini satélites	100 a 500
Micro satélites	10 a 100
Nano satélites	1 a 10
Pico satélites	0.1 a 1
Femto satélites	< 0.1

Por su tipo de órbita [5, 6]

Para la clasificación de satélites de acuerdo a su tipo de órbita se va a considerar tres características fundamentales en la naturaleza de la misma: la forma, la inclinación y la altura.

- **Forma.-** De acuerdo a Las Leyes de Kepler, que se pueden aplicar a los satélites artificiales, se puede decir que los satélites giran alrededor de la Tierra en una órbita de forma circular o de forma elíptica.

La órbita circular es un caso muy especial, ya que la mayoría de órbitas son elípticas. Es una variante de la órbita elíptica donde la excentricidad es cero y sus dos focos coinciden en el centro del círculo donde se localiza el cuerpo celeste con el que interactúa el satélite. La distancia desde el centro a cualquier punto de la órbita es constante, así como la velocidad de rotación del satélite.

En una órbita elíptica el satélite gira alrededor del cuerpo celeste formando una elipse como se muestra en la

Figura 1.1, en uno de los focos de la elipse se encuentra situado el cuerpo celeste. Este tipo de órbita tiene excentricidad mayor a 0 y menor a 1. El punto más cercano al cuerpo celeste se denomina perigeo, mientras que el punto más alejado se denomina apogeo. La velocidad de rotación es variable, la velocidad máxima se da en el perigeo, mientras que la velocidad mínima se da en el apogeo.

- **Inclinación.-** el ángulo de inclinación de la órbita es el que se mide con respecto al plano perpendicular a su eje de rotación, en el caso de la Tierra, sería el plano que pasa por el Ecuador.

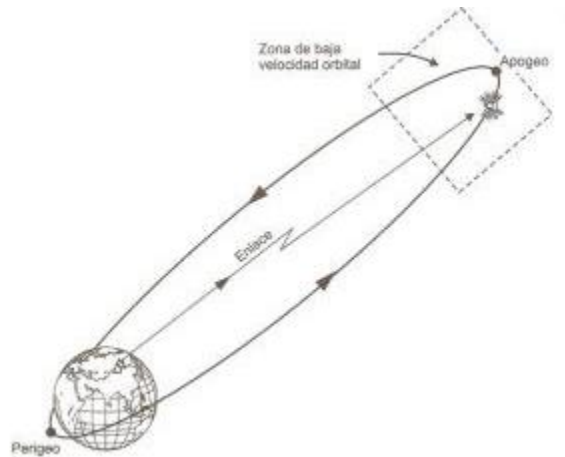


Figura 1.1. Trayectoria elíptica de un satélite [7]

Si el plano de la órbita del satélite es perpendicular al plano ecuatorial entonces su ángulo de inclinación es 90° y se trata de una órbita polar. Si el plano de la órbita del satélite es paralela al plano ecuatorial entonces el ángulo de inclinación es 0° y se denomina una órbita ecuatorial. Por último, si el plano de la órbita del satélite tiene un ángulo de inclinación mayor a 0° y menor a 90° se trata de una órbita inclinada. En la Figura 1.2 se puede observar la clasificación de los satélites por su forma y por su ángulo de inclinación

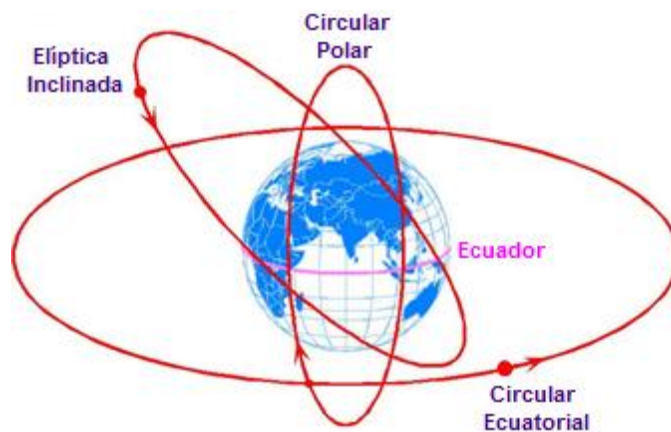


Figura 1.2. Clasificación de órbitas según su forma y su inclinación

- **Altura.-** se puede clasificar a los satélites dependiendo de su altura orbital, esta altura es medida desde la Tierra (nivel del mar) hasta el satélite. Se puede definir 4 tipos de órbitas: bajas, medias, geoestacionarias y altas, en la Figura 1.3 se puede observar esta clasificación.

Las órbitas bajas (LEO, Low Earth Orbit) son una clase de órbitas circulares que se encuentran en el rango de los 200 a 2.000 km sobre la superficie terrestre. Como la

velocidad orbital es mayor mientras menor sea la altura, los satélites situados a esta altura se mueven a grandes velocidades completando un período en minutos o un par de horas. Se puede conseguir cobertura mundial de información en tiempo real colocando una constelación de varios satélites en esta órbita (como IRIDIUM con 66 satélites a 780 km de altura). Gracias a su proximidad a la Tierra se producen retardos de propagación pequeños, entre 20 y 25 ms.

Las órbitas medias (MEO, Medium Earth Orbit) son también conocidas como órbitas circulares medias, que se encuentran entre los 2.000 y 35.786 km, el período orbital promedio es de 6 horas. Se puede conseguir una cobertura mundial, para comunicaciones en tiempo real, con una constelación de 10 a 15 satélites. Tiene retardos de propagación entre 110 a 130 ms, ida y vuelta.

Las órbitas geoestacionarias (GEO, Geostationary Orbit) son órbitas ecuatoriales que se encuentran a 35.786 km de altura de la Tierra, su período orbital es de 23,93446 horas el cual coincide con el período de rotación de la Tierra, por esta razón los satélites ubicados a esta altura parecen un punto fijo en el cielo ya que giran a la misma velocidad angular que la Tierra. Para conseguir una cobertura mundial se necesita de 3 satélites espaciados 120° cada uno, tal como lo predijo CLARKE; aunque la cobertura en las zonas polares es muy deficiente. El retardo de propagación es muy alto, mayor o igual a 240 ms.

Las órbitas altas (HEO, High Earth Orbit / Highly Elliptical Orbit) son órbitas que siguen una trayectoria elíptica. Pueden alcanzar alturas de GEO o superior en su apogeo, mientras que en el perigeo alcanzan alturas de LEO. Su período está relacionado con las 24 horas o múltiplos de 24 horas.

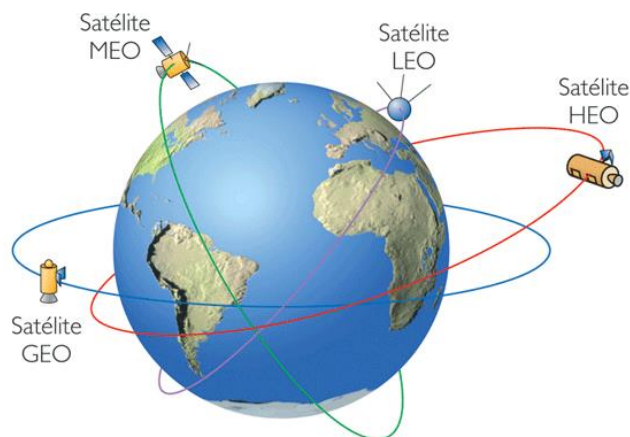


Figura 1.3. Clasificación de órbitas según su altura [8]

1.3.2 Tecnología CubeSat [5, 9-11]

En 1999, el profesor Jordi Puig-Suari de la Universidad Politécnica de California (Cal Poly, California Polytechnic State University) y el profesor Robert 'Bob' Twiggs de la Universidad de Stanford, propusieron el diseño referencial de un tipo de satélite en miniatura, de bajo costo, que pudiera ser utilizado por universidades de todo el mundo, y público en general, para investigación espacial. A este tipo de pequeño satélite se lo llamó CubeSat y el modelo referencial de diseño se convirtió en el estándar CubeSat.

Sin embargo, la acogida de los CubeSats dentro de la comunidad espacial fue pesimista, se consideraba que los CubeSats no tendrían éxito debido a su reducido tamaño y por ende reducido espacio para llevar cargas útiles, se pensaba que la estandarización no serviría para nada.

El estándar CubeSat empezó a tener credibilidad en el año 2003, cuando se realizó el primer lanzamiento exitoso de un grupo de CubeSats mostrando la gran capacidad de estos, para ese entonces los CubeSats habían dejado de ser una herramienta de investigación de 1U (CubeSat estándar de 10x10x10 cm y 1,33 kg), para convertirse en satélites científicos de 2U (CubeSat de 10x10x21,3 cm y 2,66 kg) y 3U (CubeSat de 10x10x32,75 cm y 4 kg).

En este primer lanzamiento, que tuvo lugar el 30 de junio del 2003, se pusieron en órbita 8 CubeSats de 1U, entre ellos un triple CubeSat llamado QuakeSat desarrollado por estudiantes de la Universidad de Stanford, el cual fue una de las misiones más exitosas, al brindar información para la detección temprana de temblores y al demostrar que la tecnología CubeSat podía aportar información importante en aplicaciones científicas.

Por lo regular, las configuraciones más comunes tienen un volumen de 1 litro (cubo de 10 cm de arista) y masa inferior a 1,33 kg, aunque existen algunas variantes. Además, usan componentes comerciales para la implementación de los diferentes subsistemas.

Las especificaciones del CubeSat buscan cumplir varios objetivos específicos, entre ellos: la simplificación de la estructura del satélite que permite el diseño y manufactura de un satélite funcional de bajo costo; la encapsulación del lanzador y la interfaz de la carga útil reducen problemas durante el acuerdo entre la empresa de lanzamiento y el desarrollador del satélite; la unificación de cargas útiles y lanzaderas permite un rápido intercambio de cargas útiles y la integración a oportunidades de lanzamiento repentinas, probar nuevas tecnologías que en un futuro puedan ser utilizadas en satélites grandes, etc.

La tecnología CubeSat no solo se refiere a un cubo de pequeñas dimensiones, hablar de CubeSats es hablar de toda una ideología, de un estándar, de la miniaturización en el ámbito espacial. Esta tecnología fue desarrollada con el objetivo de que estudiantes sin ninguna experiencia puedan formar parte de todo el proceso para la concepción de un satélite, desde el diseño de cada uno de sus subsistemas hasta la puesta en órbita y monitorización del mismo, y así formar profesionales con conocimientos más amplios y mejor capacidad de innovación respecto de la tecnología satelital.

1.3.2.1 Especificación de diseño CubeSat 1U-3U

El Cubesat Design Specification (cgs_rev13) determina un conjunto de interfaces físicas, requerimientos mecánicos, requerimientos eléctricos, requerimientos operacionales y pruebas de operación que debe tener un pequeño satélite. En estas especificaciones se determina que un CubeSat estándar debe tener unas dimensiones de 10x10x10 cm y un peso de hasta 1,33 kg.

Los desarrolladores de CubeSats garantizarán la seguridad y el éxito de las misiones a través de pruebas y verificación de los sistemas, ya que los fallos en CubeSats o en la interfaz P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer) pueden provocar el daño del vehículo lanzador (Launch Vehicle, LV) o incluso de la carga principal, poniendo en peligro a toda la misión. Se debe garantizar el funcionamiento correcto y seguro del CubeSat, cumpliendo con los requisitos de diseño y pruebas mínimas que se detallan en el documento CubeSat Design Specification. Sin embargo, estos requisitos pueden ser modificados acorde a los requisitos de diseño del proveedor de lanzamiento.

Poly Picosatellite Orbital Deployer

Esta tecnología se enfoca principalmente en dos ejes esenciales, tanto en el CubeSat, como en la interfaz entre el satélite y el vehículo lanzador denominada P-POD (Poly-Picosatellite Orbital Deployer), en la Figura 1.4 se puede observar un P-POD y un modelo de CubeSat de 1U, el primero es tan importante como el segundo, ya que la combinación de ambos es lo que permite establecer las diversas ventajas de la tecnología CubeSat.

El P-POD un sistema estandarizado capaz de llevar 3 CubeSats estándar, es una caja rectangular que posee un mecanismo de resorte. El vehículo lanzador envía una señal de despliegue hacia el P-POD para que el mecanismo de liberación sea accionado, el cual hace que un conjunto de resortes de torsión en la bisagra obligue a abrir la puerta y desplegar los CubeSats a través de los rieles del P-POD mediante el resorte principal. Todos los CubeSats deben ser compatibles con el P-POD para garantizar el éxito y la

seguridad de la misión. Los P-POD serán compatibles con cualquier CubeSat que haya sido diseñado bajo las especificaciones del cds_rev9 y posteriores, aunque se recomienda diseñar los CubeSats con los CDS más recientes para aprovechar todos los beneficios.



Figura 1.4. P-POD y un modelo de CubeSat de 1U

Especificación CubeSat

Requisitos Generales

Todo CubeSat debe cumplir con los siguientes requisitos generales:

1. Todas las partes permanecerán adheridas a los CubeSats durante el lanzamiento, la expulsión y el funcionamiento. No se crearán más desechos espaciales. Ningún CubeSat debe poner en peligro a CubeSats vecinos del mismo P-POD, a la carga principal o al vehículo lanzador. En ningún caso se permitirá pirotecnia como carga útil del Cubesat.
2. Los materiales del CubeSat deben cumplir los criterios de baja desgasificación para evitar la contaminación de otras naves espaciales durante la integración, prueba y lanzamiento. Se deben usar materiales aprobados por la NASA con bajo contenido de gas, esta lista se puede encontrar en: <http://outgassing.nasa.gov>.
3. La versión oficial a la que deben apegarse todos los desarrolladores de CubeSat será la última revisión de la especificación CubeSat Design. Hasta la fecha la última versión es la CDS_rev13 que está disponible en: <http://www.cubesat.org>.

Estos son los aspectos más relevantes de los requisitos generales, el archivo completo se lo puede encontrar en la página CubeSat oficial (<http://www.cubesat.org>).

Requisitos mecánicos

1. Los rieles deben tener una anchura mínima de 8,5 mm y sus bordes estarán redondeados con un radio de al menos 1nm, en la Figura 1.5 se observa la posición de los rieles en el CubeSat y sus dimensiones.

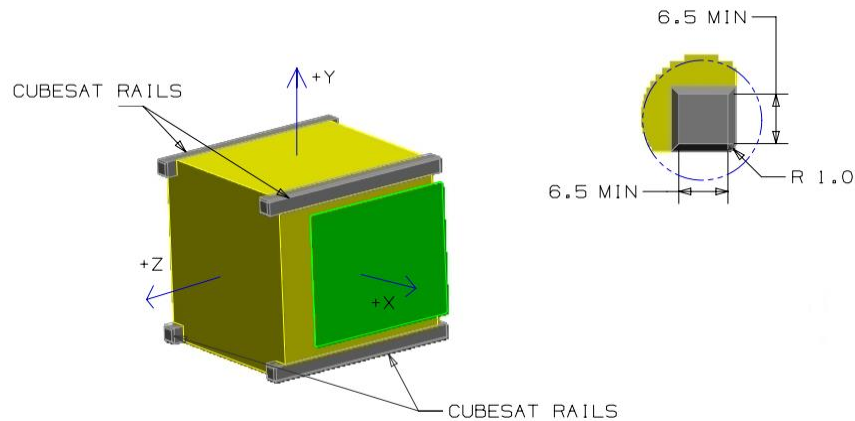


Figura 1.5. Especificaciones básicas de un CubeSat

2. Además del CubeSat estándar de 1U, son posibles configuraciones compuestas, en cuyos casos la dimensión a variar será la del eje Z, la del eje X y Y permanecerán constantes. En la Tabla 1.2 se muestran los valores de masa que no se pueden exceder, dependiendo del tamaño del CubeSat.
3. El centro de gravedad del CubeSat se situará dentro de una determinada distancia con referencia a su centro geométrico en la dirección Z, en la Tabla 1.2 se muestran estas distancias.

Tabla 1.2. Valores de masa máxima y distancia del centro de gravedad

Tamaño CubeSat	Masa Máxima [kg]	Distancia del centro de gravedad con referencia al centro geométrico [cm]
1U	1,33	2
1,5U	2	3
2U	2,66	4,5
3U	4	7

Requisitos eléctricos

Se deben diseñar los sistemas electrónicos con las siguientes características:

1. El sistema de energía del CubeSat debe estar apagado durante el lanzamiento, para evitar interferencias eléctricas o de radiofrecuencia, con el vehículo lanzador o con la

carga principal. El sistema de energía se refiere a todos los conjuntos de baterías, celdas solares y las baterías tipo moneda.

2. El CubeSat debe tener, como mínimo, un interruptor de despliegue, el cual estará localizado en los puntos designados (CDS_rev13). Este interruptor deberá estar en estado accionado en todo momento mientras se encuentre en el P-POD.
3. El CubeSat debe incluir una protección para el circuito de baterías para carga/descarga y así evitar condiciones de celdas desequilibradas.

Requisitos operacionales

Los CubeSats deben seguir ciertos requisitos de integración y operación para cumplir con las obligaciones legales y garantizar la seguridad de otros CubeSats y de la misión en general.

1. Los operadores deben obtener y facilitar la documentación sobre las licencias adecuadas para el uso de radiofrecuencias. Para el uso de frecuencias de aficionados se requiere una prueba de coordinación de frecuencias realizada por la Unión Internacional de Radioaficionados (IARU).
2. Todos los dispositivos desplegables como antenas y paneles solares deben esperar un mínimo de 30 minutos después de la expulsión del P-POD para ser desplegados, expulsión detectada mediante la activación de los conmutadores de despliegue del CubeSat.
3. Ningún CubeSat generará o transmitirá señales desde el momento de la integración en el P-POD hasta 45 minutos después del despliegue en órbita desde el P-POD. Sin embargo, el CubeSat puede ser encendido después del despliegue del P-POD.
4. Cal Poly realizará una comprobación de ajustes mínima en la cual se inspeccionará el hardware del desarrollador y será integrado en el P-POD o TestPOD. Un control de ajustes final se realizará antes del lanzamiento. Para verificar el cumplimiento de la especificación se utilizará la Lista de Aceptación del CubeSat (CAC, CubeSat Acceptance Checklist) que se encuentra en el apéndice de la CDS_rev13.

Requisitos de prueba

Se deben realizar pruebas para cumplir con todos los requisitos del proveedor de lanzamiento y cualquier otro requisito adicional que se requiera para garantizar la seguridad de los CubeSat, el vehículo lanzador, el P-POD y la carga principal. Los requisitos de prueba que no son generados por el proveedor de lanzamiento o por el P-POD se

consideran no oficiales. El P-POD será puesto a pruebas de una manera similar al CubeSat para garantizar la seguridad y la mano de obra antes de la integración con los CubeSats. Como mínimo todos los CubeSats se someterán a las siguientes pruebas:

1. Prueba de vibraciones aleatorias y de choque, que son definidas por el proveedor de lanzamiento.
2. Secado en vacío térmico para asegurar la desgasificación adecuada de los componentes. El detalle de esta prueba será descrito por el proveedor de lanzamiento.
3. Inspección visual del CubeSat y medición de áreas críticas, esto será realizado por el CAC apropiado, que se encuentra en el apéndice de la CDS_rev13.

1.3.2.2 Especificaciones de diseño CubeSat 6U Provisional

El CubeSat Design Specification 6U proporciona un medio para un desarrollo estandarizado de CubeSats más grandes. El objetivo principal de las empresas que desarrollan los dispensadores de 6U es garantizar la seguridad del vehículo lanzador, la carga primaria y otros CubeSats durante el lanzamiento.

Dispensador de 6U

Está diseñado para transportar un CubeSat de 6U estándar y servir como interfaz entre el CubeSat y el vehículo lanzador. Es una caja rectangular que funciona de la misma manera que el P-POD. Varias empresas diseñan estos dispensadores siguiendo uno de los dos sistemas de restricción estandarizados. El primer sistema es bastante similar al sistema de rieles del P-POD, utilizado en los dispensadores de Innovative Solutions In Space (ISIS) y Tyvak. El segundo sistema fue desarrollado por Planetary System Corporation (PSC), el cual utiliza dos rieles más delgadas denominadas pestañas, se trata de una especificación independiente destinada a los diseñadores de carga útil, PSC no fabrica ni diseña cargas útiles. Se recomienda a los desarrolladores examinar ambas opciones para determinar cuál es la más óptima para sus necesidades. Debido a las diferencias mecánicas, los CubeSats podrían no ser compatibles con ambos tipos de dispensadores.

Especificación CubeSat

Los requisitos generales, eléctricos, operacionales y de prueba son iguales, en su mayoría, a los de la Especificación de Diseño CubeSat 1U-3U que se detalla en la sección 1.3.2.1, los cuales son aplicables a todos los dispensadores. El documento con todas las especificaciones se encuentra en la página CubeSat oficial (<http://www.cubesat.org>).

Los requisitos mecánicos son los únicos que varían entre el sistema de rieles y el sistema desarrollado por PSC, requisitos que se detallan a continuación.

Requisitos mecánicos del sistema de rieles

1. La masa máxima de un CubeSat de 6U es 12 kg.
2. El centro de gravedad del CubeSat se encuentra situado a 4,5 cm de su centro geométrico en la dirección del eje X, a 2 cm de su centro geométrico en el eje Y, y a 7 cm de su centro geométrico en la dirección Z.

Los rieles tienen las mismas dimensiones de los rieles que se encuentran especificados en la sección 1.3.2.1.

Requisitos mecánicos del sistema de pestañas

En esta especificación independiente, se permiten cargas de 3U, 6U, 12U y 27U, además se admiten cargas más grandes en comparación con las existentes en los estándares definidos por la Cal Poly, estas cargas admiten un 15% más de volumen y pueden ser 1 pulgada más largas que los CubeSats estándar. La especificación completa se puede encontrar en el link: www.planetarysystemscorp.com.

En la Tabla 1.3 se encuentra la masa máxima de cada configuración de Cubesat, así como sus centros de masa en el eje X, Y y Z.

Tabla 1.3. Valores de masa máxima y distancias del centro de masa

Parámetro	3U		6U		12U		27U	
	min	max	min	max	min	max	min	max
Masa [Kg]	-	6	-	12	-	24	-	54
Centro de masa, X [mm]	-20	20	-40	40	-40	40	-60	60
Centro de masa, Y [mm]	10	70	10	70	55	125	100	180
Centro de masa, Z [mm]	133	233	133	233	133	233	133	233

1.3.3 CubeSats en las Universidades [5, 12]

Desde el lanzamiento del primer CubeSat en el 2003 hasta la actualidad, numerosas universidades de todo el mundo han desarrollado y lanzado sus CubeSats, aproximadamente 180 CubeSats, con el objetivo de profundizar más en la investigación espacial. Alrededor de 106 universidades han desarrollado por lo menos un CubeSat directamente, mientras que muchas otras se han involucrado en proyectos satelitales indirectamente, logrando el objetivo fundamental del estándar CubeSat, el cual se enfoca en que los estudiantes puedan obtener conocimientos acerca de un proyecto satelital en

su totalidad. Gracias a estos continuos lanzamientos se han ido comprobando los múltiples beneficios que incluyen el desarrollo de proyectos CubeSats y se ha impulsado el desarrollo de la tecnología espacial, creando diversos proyectos destinados a la exploración del espacio.

El objetivo fundamental del estándar CubeSat se ha superado a sí mismo, ya que además de ser una excelente fuente para fortalecer los conocimientos académicos, pueden ser una opción viable para varios proyectos satelitales, debido a su bajo costo en comparación con los grandes satélites. Gracias a los conocimientos adquiridos por los estudiantes se van formando ingenieros y profesionales con gran experiencia en el desarrollo de proyectos satelitales, creando lazos entre universidades, empresas y entidades gubernamentales en diferentes países. Se han creado nuevas agencias espaciales en diferentes países, nuevos estándares adicionales a los establecidos por Cal Poly y muchas universidades implementan laboratorios y destinan presupuestos para la investigación espacial, en conclusión, el estándar CubeSat ha revolucionado la industria satelital.

En la Tabla 1.4 se presenta un listado por continente, separando el continente americano en norte, sur y centro, de diversas universidades que han desarrollado proyectos con CubeSats, se mencionan las cargas útiles y el tamaño de cada CubeSat.

Tabla 1.4. CubeSats en las Universidades más importantes del mundo

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo
América del Norte				
Estados Unidos	Universidad de Stanford	QuakeSat 1	3U	Magnetómetro de un solo eje de búsqueda por inducción, con múltiples bandas de frecuencia, montado en una pluma telescópica
		SNAPS	0.25U	Cámara
	Cal Poly	CP 3	1U	Sistema de control de la posición que utiliza solamente torquers magnéticos encajados dentro de los paneles laterales
		CP 6	1U	
		CP 4	1U	Experimento de disipación de energía
		Cal Poly 1U	1U	Sistema de comunicaciones
		OptiCube 1	3U	Calibrar sensores para estudios de escombros orbitales y mejoras de seguimiento de objetos pequeños
		OptiCube 2	3U	
		OptiCube 3	3U	
		OptiCube 4	3U	
ExoCube (CP 10)	3U	Analizador de ángulo de energía estática neutra y de iones, Monitor de ion total		

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo
Estados Unidos	Universidad de Michigan	M-Cubed/COVE	1U	Cámara
		M-Cubed/COVE 2	1U	
		CADRE	3U	Wind Ion Neutral Composition Suite (WINCS), GPS de doble frecuencia
		QBUS 2	2U	FIPEX (Flux- Φ -Probe Experiment). Experimento de Sondeo de Flujo que es capaz de distinguir y medir el comportamiento resuelto en el tiempo del oxígeno atómico y molecular como parámetro clave de la termosfera inferior
	Universidad de Berkeley - California	CINEMA 1	3U	MAGIC (MAGnetometer from Imperial College), Detector de partículas STEIN (SupraThermal Electrons Ions & Neutrals)
	Universidad Johns Hopkins	ORS-Tech1	3U	Validar una robusta arquitectura de sistema end-to-end para futuras misiones
		ORS-Tech2	3U	
	Universidad Cornell	KickSat 1	3U	128 slots para Sprites, 104 Sprites a bordo. Los Sprites son una minúscula nave espacial que incluye energía, sensores y sistemas de comunicación en una placa de circuito impreso que mide 3,5 por 3,5 cm con un espesor de 2,5 mm y una masa de aproximadamente 5 gramos
Instituto de Tecnología de Massachussets	MicroMAS	3U	Radiómetro multiespectral pasivo de microondas	
Canadá	Universidad de Toronto, Instituto para Estudios Aeroespaciales	CanX 1	1U	Cámara, para observación y seguimiento de estrellas
		CanX 2	3U	Nuevo sistema de propulsión, Radios personalizados, Innovadores actuadores, Sensores de posición, Receptor GPS comercial
		CanX 7	3U	Vela de arrastre desmontable, ligera y compacta.
	Universidad de Alberta	ExAlta 1	3U	Magnetómetro digital fluxgate, Sonda de Langmuir de múltiples agujas (mNLP)

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo
Asia				
Japón	Universidad de Tokio	XI 4 (CO57)	1U	Verificación en órbita de la tecnología necesaria para el sistema satelital super-pequeño
		XI 5 (CO58)	1U	
		EGG	3U	Receptor GPS para la determinar la posición, Módem Iridium para la comunicación a través de la constelación Iridium
		Phoenix	2U	INMS (Ion / Neutral Mass Spectrometer). Espectrómetro de Masa Ion/Neutra para el muestreo de partículas neutras de baja masa en la termosfera inferior, como O, O2 y N2
	Instituto Tecnológico de Tokio	CUTE 1	1U	Termómetros, Acelerómetros, Giroscopios, Sensor solar
		CUTE 1.7 + APD	2U	Experimento de control de posición utilizando torque magnético, Repetidor digital
China	Universidad de Ciencia y Tecnología de Nanjing	NJUST 2 (TW 1B)	2U	Receptor AIS (Automated Identification System)
		Kaidun 1	2U	Sistema de intercambio de datos VHF (VDES)
		NJUST 2	2U	INMS, FIPEX
	Instituto Tecnológico Harbin	LilacSat 1	2U	INMS, V/U APRS digipeater, Cámara térmica infrarroja
Corea del Sur	Instituto Avanzado de Ciencia y Tecnología Corea	LINK	2U	INMS, Experimento termopar, Sondas de Langmuir
		SNUSAT 1	2U	FIPEX
	Universidad Nacional Seúl	SNUSAT 1b	2U	
Europa				
Dinamarca	Universidad de Aalborg	AAU-Cubesat-1	1U	Cámara
		AAUSAT-2	1U	Detector de rayos gama y rayos x
	Universidad Técnica de Dinamarca	DTUSat 1	1U	Correa electrodinámica, Transmisor calibrado de prueba
		AAUSAT-3	1U	Receptor AIS
		AAUSAT-5	1U	
		AAUSAT-4	1U	
		DTUSat 2	1U	Sistema de seguimiento para aves GPPL Ground Primary Payload

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo
Alemania	Universidad Técnica Munich	First-MOVE	1U	Cámara CCD
	Universidad Técnica de Dresden	SOMP	1U	FIPEX
		SOMP 2	2U	
		Delfi-n3Xt	3U	Sistema de micro-propulsión, Plataforma de transceptor configurable y altamente eficiente
Suiza	Escuela Politécnica Federal de Lausana	SwissCube	1U	Carga científica para observar la emisión de oxígeno y caracterizar la intensidad del aire en función del ángulo de observación, altitud, latitud y hora local
España	Universidad Politécnica de Cataluña	Cat 2	6U	Altímetro de doble banda P (Y) y C / A Reflectometer (PYCARO)
	Universidad Politécnica de Madrid	QBITO	2U	INMS
Italia	Universidad de Roma La Sapienza	UniCubeSat -GG	1U	Gradiente de gravedad potenciado por la presencia de dos barreras desplegables simétricas
		TrigiSat	3U	Cámara RGB con un nuevo algoritmo de secuencias de comandos para la detección de polvo
	Politécnico de Turín	e-st@r	1U	Subsistema de determinación y control de posición
Francia	Universidad de Montpellier II	ROBUSTA 1	1U	Comprobar el deterioro de componentes electrónicos en el vuelo, basados en transistores bipolares cuando se exponen al ambiente de radiación espacial
	Escuela Politécnica	X-CubeSat	2U	FIPEX
Rusia	Universidad Aeroespacial de Samara	SamSat-218/D	3U	Estabilizar la posición mediante el uso de las fuerzas aerodinámicas
América del Sur				
Perú	Pontificia Universidad Católica Perú	PUCP-Sat 1	1U	Sensores de temperatura
	Universidad de Ingeniería Perú	Chasqui 1	1U	2 cámaras
	Universidad Alas Peruanas	UAPSat 1	1U	Sistema de control de potencia, Imanes para alinear el satélite con el campo magnético de la Tierra

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo
Ecuador	Universidad Tecnológica Equinoccial	UTE-UESOR	1U	Obtener datos científicos sobre la densidad de partículas en la ionosfera para mejorar los modelos de pronóstico del clima y telecomunicaciones espaciales
Uruguay	Universidad de la República	ANTELSAT	2U	Magnetómetro para determinación de posición, Cámara
África				
Sudáfrica	Universidad Tecnológica de la Península del Cabo	ZACUBE 1	1U	Transmisor de alta frecuencia que se utilizará para ayudar a caracterizar la ionosfera de la Tierra
	Universidad Stellenbosch	ZA-AeroSat	2U	INMS
Australia				
Australia	Universidad de Sydney	i-INSPIRE 2	2U	Sonda de Langmuir multiagujas (mNLP), Contador Geiger de radiación
	Universidad de Nueva Gales del Sur	UNSW-EC0	2U	INMS
Centro América				
Puerto Rico	Universidad del Turabo	QBUS 4	2U	FIPEX

El detalle completo de la tabla, con todas las universidades del mundo que han diseñado y desarrollado un CubeSat se encuentra en el Anexo I, se puede observar la carga útil de cada CubeSat y cómo estos proyectos han ido mejorando con el pasar del tiempo y a medida que se obtiene más experiencia de proyectos anteriores.

1.3.4 Estación Terrena [6, 13, 14]

El término estación terrena hace mención al segmento del enlace de comunicaciones que está ubicado en la superficie terrestre. Las estaciones terrenas se encargan de establecer una comunicación directa con el satélite para recibir o enviar información; estas consisten en una serie de equipos interconectados entre sí, con una antena o conjunto de antenas.

Algunas estaciones pueden ser el origen o el fin de una señal o pueden estar conectadas a un enlace terrestre que conecte a otro sitio distante. Debido a esto, el término estación terrena se utiliza para identificar a todo equipo terminal que se conecte con un satélite, independiente de su posición, ya sea fijo en un punto o móvil en un barco, avión o cualquier vehículo terrestre.

Las estaciones realizan diferentes tipos de procesamientos tanto de las señales recibidas como de las señales enviadas como: modulación, demodulación, codificación, multiplexación, conversión de frecuencias, conversión analógica-digital, entre otros.

Una estación terrena consta de varios subsistemas principales. La Figura 1.6 muestra la estructura funcional de una estación terrena de alta capacidad. Cabe mencionar que este tipo de estaciones se utiliza para satélites comerciales (satélites grandes). Para satélites pequeños o CubeSats no existe un estándar que detalle los diferentes subsistemas de la misma; sin embargo, en el Capítulo 2 se seleccionarán los elementos mínimos necesarios para la implementación de la estación terrena, en base a la descrita aquí.

El tamaño de un CubeSat comparado con el de un satélite comercial es mucho menor, por lo tanto, el tamaño de la estación terrena de un CubeSat frente al de la estación de un satélite grande también será mucho menor; en conclusión, nuestra estación terrena deberá ser más pequeña y con menos subsistemas que la descrita en esta sección.

A continuación, se detalla cada subsistema de la estación mostrada en la Figura 1.6.

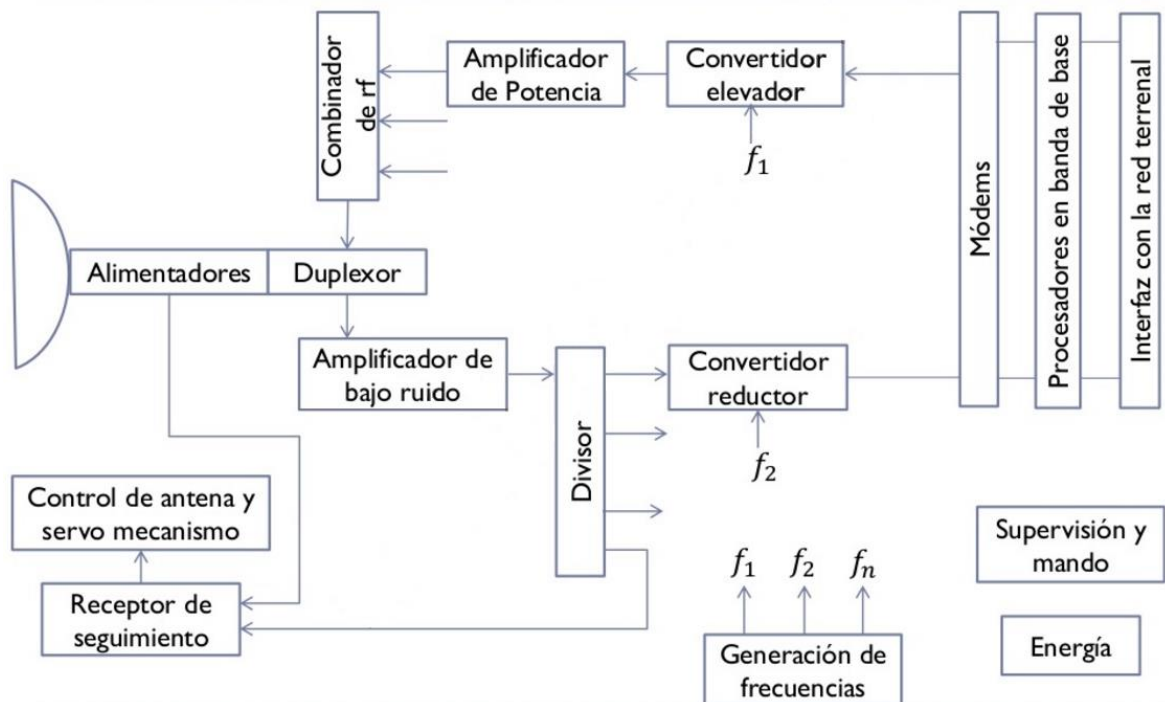


Figura 1.6. Estructura funcional de una estación terrena

1.3.4.1 Subsistema de antenas

Este subsistema está formado de un alimentador primario, reflector, arreglo de duplexor para permitir la conexión de receptores y transmisores a la misma antena, y arreglo separado de alimentadores, controladores y mecanismo para el seguimiento automático del satélite.

Para que se establezca un correcto enlace con el satélite, las antenas de las estaciones terrenas deben ser directivas, por esta razón se utilizan antenas de apertura. El alimentador recoge todas las señales que se encuentran concentradas en el foco de la antena y las pasa al siguiente elemento que sería el duplexor. El duplexor es un dispositivo que permite usar la misma antena para transmitir o recibir, asegurándose que lo que se quiera transmitir irá a la antena y lo que llegue a la antena irá al receptor.

El sistema de montaje de la antena debe permitir por lo menos un movimiento mínimo en el proceso de instalación para poder realizar el apuntamiento al satélite. En los sistemas que necesitan re-apuntarse con frecuencia o que necesitan enlazarse con satélites que no se encuentran en órbitas geoestacionarias, se requiere de mecanismos, manuales o automáticos, para realizar los movimientos con facilidad.

1.3.4.2 Subsistema de radiofrecuencia

Una estación terrena es capaz de enviar y recibir, el duplexor es el encargado de dividir el subsistema de radiofrecuencia en la parte del transmisor y la parte del receptor. El transmisor está formado por el amplificador de potencia y combinador. El receptor está conformado por el amplificador de bajo ruido y divisor.

El amplificador de potencia es utilizado para subir el nivel de potencia de la señal antes de entregarla a la antena, de esta forma la señal podrá alcanzar distancias mayores. En el caso del receptor no es adecuado usar amplificadores de potencia, debido a que la señal que llega a la estación ha viajado distancias muy grandes y llega con un nivel de potencia muy bajo comparable al nivel de ruido del ambiente, si se utiliza un amplificador de potencia se amplificaría tanto la señal como el ruido y se complicaría la recepción, por esto se utiliza un amplificador de bajo ruido (Low Noise Amplifier, LNA) para el receptor. Este amplificador trabaja con temperatura de ruido muy baja, es decir que genera ruido interno muy bajo permitiendo que la señal recibida sea amplificada de manera íntegra; así, podemos decir que mientras menor sea la temperatura de ruido del LNA, mayor será la calidad de la señal.

El combinador de canales se coloca después del amplificador de potencia, para reunir todas las señales provenientes de cada canal en una sola señal y enviarla al duplexor y

después a la antena. El divisor de canales se coloca después del amplificador de bajo ruido, para separar las señales en los distintos canales.

1.3.4.3 Subsistema de comunicación

El subsistema de comunicación para el segmento de transmisión está conformado por: el convertidor elevador de frecuencia, modulador y el procesador de señales. En el segmento de recepción está formado por el convertidor reductor de frecuencia, demodulador y procesador digital de señales. El procesador de señales se encarga de realizar funciones adicionales como: codificación y decodificación de canal, conversión analógica-digital y viceversa.

El modulador es el encargado de combinar la señal en banda base (señal digital) con la señal portadora, modificando el ancho de banda y transfiriendo a frecuencias más altas la información, a una frecuencia intermedia (FI). Se usa el demodulador en el segmento de recepción, para recuperar de la señal en frecuencia intermedia, la señal en banda base.

El convertidor elevador transfiere la señal de la frecuencia intermedia a una nueva frecuencia mucho más alta dentro del espectro radioeléctrico, para que la señal pueda ser radiada al satélite de forma apropiada. El convertidor reductor realiza el procedimiento inverso, baja la frecuencia de la señal que llega a la antena a la frecuencia intermedia para poder entregar esa señal al demodulador.

1.3.4.4 Subsistema de interfaz terrestre

Este subsistema está conformado por un equipo multiplexor/demultiplexor y la interfaz para la conexión con redes terrestres o la interfaz de usuario. El demultiplexor se utiliza en la transmisión, recibe la señal de la red terrestre y la divide en diferentes canales. El multiplexor realiza el proceso inverso, une todas las señales que vienen del receptor, en una sola señal y la envía hacia la red terrestre.

Las interfaces para la conexión con redes terrestres se utilizan cuando las señales no tienen como origen o destino final la propia estación terrena, mediante las interfaces se adapta y se sincroniza las señales que vienen de la red terrestre para que sean compatibles con la estación terrena, y viceversa. La interfaz de usuario se utiliza en estaciones de recepción directa, es decir, que los datos tienen como destino final dicha estación.

1.3.4.5 Subsistema de potencia

Este subsistema es el encargado de asegurar una alta disponibilidad del servicio satelital, entregando continuamente energía eléctrica a los demás subsistemas de la estación,

especialmente cuando las estaciones terrenas están destinadas a brindar servicios satelitales de telefonía, televisión, transmisiones en tiempo real u otros sistemas que requieran transmisión continua.

Para que el suministro de energía sea continuo se deben instalar sistemas de energía de respaldo de arranque rápido, para cuando existan interrupciones en el suministro entregado por la empresa eléctrica. Estos sistemas de respaldo son generalmente plantas eléctricas que funcionan con combustible o diferentes hidrocarburos.

Otro elemento importante, para proveer suministro continuo de energía, son los bancos de baterías, los cuales alimentan tanto el sistema de suministro normal, como los equipos que requieren de corriente continua.

1.3.4.6 Subsistema de supervisión y control

Este subsistema se encarga de monitorear el satélite, y de ser necesario, mediante mando remoto se realizan los ajustes adecuados; como reconfigurar los enlaces, manual o automáticamente, reduciendo de esta forma el número y duración de las fallas; enviar señales de comando para ajustar la altura del satélite o realizar cambio en su orientación, conexión y desconexión remota de equipos que no lo pueden hacer de forma automática, entre otros.

Este subsistema también tiene funciones de comprobación, alarmas, registro y control del satélite. Adicionalmente realiza el diagnóstico remoto de fallas y registro de las estadísticas de tráfico. En general este subsistema permite a la estación terrena controlar el satélite.

En estaciones terrenas más grandes se puede obtener mayores funcionalidades como: comprobar parámetros de las señales y el ruido en radio frecuencia o en banda base, parámetros de las antenas, de sus subsistemas de seguimiento y de energía, averías de equipos, conocer parámetros de operación o fallas de otras estaciones terrenas y almacenarlos, entre otros.

1.3.5 Requerimientos básicos para el desarrollo de un CubeSat en la FIEE [5, 15-17]

Muchos CubeSats pueden parecer iguales desde el exterior, pero el interior de cada CubeSat puede ser muy diferente. Sin embargo, la mayoría de CubeSats tienen una semejanza, es el uso de componentes electrónicos comerciales COTS (Commercial off-the-shelf). Nuestro satélite constará de los siguientes subsistemas, los cuales se podrán adquirir de los diferentes distribuidores CubeSats existentes:

1.3.5.1 Subsistema estructural

Una vez que el CubeSat esté en órbita, la estructura se encarga de realizar diversas funciones, entre las cuales se encuentran las siguientes:

1. Proteger todos los subsistemas satelitales de fenómenos espaciales, como la radiación, el flujo de partículas de alta energía, etc.
2. Proporciona forma y rigidez para colocar todos los equipos y subsistemas del satélite.
3. Proveer un potencial de referencia y garantizar que este sea igual en todo el satélite evitando descargas eléctricas descontroladas.
4. Debe ser resistente y ligero. Actualmente se usan técnicas para lograr que la masa de la estructura no sobrepase el 5% de la masa total del satélite. Para lograr esto, se fabrica la estructura con aleaciones de aluminio, magnesio y materiales a base de fibra de carbono (en paneles solares), estos materiales poseen características óptimas para el entorno espacial.

Debido a todas las funciones que debe cumplir, la estructura satelital juega un papel importante y debe estar diseñada cumpliendo todas las condiciones del estándar. La Figura 1.7 muestra una estructura CubeSat 1U, genérica y modular basada en el estándar CubeSat.



Figura 1.7. Estructura CubeSat 1U

1.3.5.2 Subsistema de comunicaciones

Este subsistema es el encargado de establecer la comunicación con la estación terrena para enviar y recibir datos del interés de la misión, se puede usar un transmisor y un receptor por separado o usar transpondedores para que un solo equipo realice tanto la transmisión como la recepción. Para nuestro caso utilizaremos dos transceptores, uno en

modo recepción en la estación terrena y otro en modo transmisión en el satélite, debido al uso del mismo dispositivo en ambos extremos se evitará cualquier incompatibilidad que pudiera darse en el enlace. En la Figura 1.8 se puede observar un transceptor de la marca synapse que trabaja a 2,4 GHz.

El subsistema de comunicaciones toma los datos obtenidos de la carga útil del CubeSat y los pasa al subsistema de antenas para que la señal sea transmitida como una onda electromagnética hacia la estación terrena.



Figura 1.8. Transmisor synapse

1.3.5.3 Subsistema de antenas

El subsistema de antenas tiene dos funciones, la de recibir las señales enviadas desde la estación terrena por el enlace de subida, y la de transmitir las señales mediante el enlace de bajada hacia la estación terrena. Sin embargo, nuestro satélite solo transmitirá los datos obtenidos de la carga útil hacia la estación terrena.

Para obtener una alta ganancia en el enlace satelital, la antena utilizada debe ser muy directiva, la directividad de la antena va a depender de la cobertura de la misión; la antena debe ser muy directiva para cobertura de una zona específica, mientras que para cobertura global la antena deberá ser menos directiva.

Otras características del subsistema de antenas son: transmitir señales hacia la estación terrena con frecuencia y polarización válidas, proporcionar una huella que cubra la región deseada y generar un patrón de radiación con lóbulos secundarios reducidos.

1.3.5.4 Subsistema de control térmico

Este subsistema se encarga de mantener la temperatura de cada uno de los subsistemas del satélite en el rango operacional durante todo el tiempo de vida del CubeSat. Este rango operacional es diferente cuando el equipo está operando o cuando el equipo está en modo de reposo. Cuando el equipo está operando se genera calor que el subsistema de control

térmico debe eliminar, cuando el equipo está en reposo el subsistema debe calentar al equipo evitando las bajas temperaturas.

Las temperaturas operacionales también varían dependiendo de cada subsistema del satélite, en la Tabla 1.5 se pueden observar algunos rangos soportados por los diferentes equipos. Debido a esto el equipo debe operar y resistir rangos de temperatura bastante amplios.

Tabla 1.5. Rangos de Temperatura Operacionales

Equipo/Subsistema	Rango Temperatura [°C]
Antena	-20 a +60
Manejo de Comandos y Datos	-25 a +70
Control y Determinación de Posición	-10 a +70
Estructura	-40 a +80
Paneles Solares	-40 a +125

Se puede realizar el control térmico de forma activa o pasiva. Debido a su sencillez, bajo coste y fiabilidad, se prefiere el control térmico pasivo.

Control pasivo.- está basado en las propiedades de emisión y absorción de las superficies. La emisión es definida como la relación entre la potencia radiada y la potencia radiada en un cuerpo negro por unidad de área. La absorción es definida como la relación entre la potencia absorbida y la potencia incidente por unidad de área.

Como ejemplos de superficies se suele usar la pintura blanca que refleja la radiación solar y absorbe la radiación infrarroja, la pintura negra que absorbe todas las longitudes de onda, además tiene factores altos de emisividad y absorción, 0.89 y 0.97 respectivamente, etc.

Control activo.- esencialmente es usado para complementar al control pasivo. Se suelen usar calentadores de resistencia eléctrica o persianas móviles para cubrir la superficie radiante, controlados mediante comandos u otros dispositivos.

1.3.5.5 Subsistema de carga útil

La carga útil es la que define la misión del satélite. Se trata de todos los sistemas, dispositivos, sensores y demás elementos que se encargan de cumplir con el objetivo principal del satélite. En el proyecto se decidió colocar dos cargas útiles, la primera es un actuador y módulo de sensores para controlar la posición del satélite, el detalle de este subsistema se lo realiza en el siguiente punto.

La segunda se trata de una cámara para tomar fotografías y realizar observación de la Tierra. La Figura 1.9 muestra una cámara que toma fotografías a color RGB (Red, Green,

Blue) con una resolución de 2,2 Megapíxeles. Los datos de imagen se guardan directamente en una unidad integrada de almacenamiento masivo de alto rendimiento.

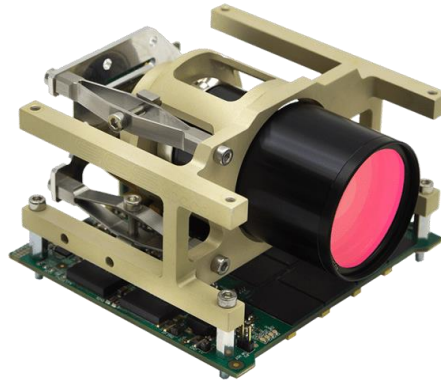


Figura 1.9. SCS Gecko Imager

1.3.5.6 Subsistema de control y determinación de posición

Existen fuerzas perturbadoras, como los campos gravitacionales de la Tierra, radiación solar, impactos con meteoritos, movimiento de los elementos del satélite y otros, que cambian la posición del satélite. Por esta razón se debe usar el subsistema ADCS (Attitude Determination and Control Systems), que se encarga de medir la orientación mediante el uso de sensores y mantener o regresar al satélite a la posición y orientación deseadas. En nuestro proyecto este subsistema será una de las cargas útiles del CubeSat.

La Figura 1.10 muestra un CubeControl, es un actuador y módulo de sensores para control de posición. Es capaz de controlar magnetorques y una rueda de impulso, además de interactuar con magnetómetros, sensores solares y sensores de velocidad, para configurar cualquier combinación deseada y cumplir con el objetivo de este subsistema.

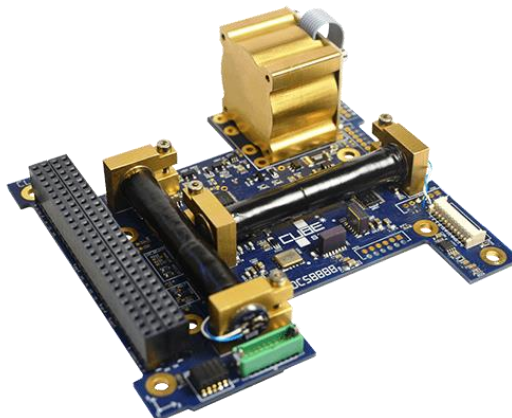


Figura 1.10. CubeControl

1.3.5.7 Subsistema de manejo de comandos y datos

Se trata de la computadora a bordo (On Board Computer), es la unidad central que se encarga de las siguientes funciones:

- Adquisición y procesamiento digital de datos, compresión y codificación.
- Procesamiento de comandos, decodificación, reconocimiento, validación y ejecución de comandos, de manera inmediata o pendiente.
- Tratamiento y almacenamiento de datos.
- Sincronización de datos y gestión de tráfico.
- Control y vigilancia, adquisición y análisis de parámetros para diagnóstico y monitoreo, entre otros.

El número de funciones que realice la computadora, depende de la complejidad del satélite. Nuestro subsistema no recibirá comandos desde la estación terrena por dos razones principales: la primera es que el control de posición se llevará a bordo del satélite mediante el subsistema ADCS por lo tanto no son necesarios comandos o señales de control para realizar esta configuración; y la segunda es que para enviar comandos desde Tierra debemos instalar un subsistema de supervisión y control en la estación terrena, lo cual incrementaría los costos de la implementación del proyecto.

La Figura 1.11 muestra una computadora a bordo para nano-satélites, que brinda un alto rendimiento a baja potencia y es tolerante a la radiación. Su diseño es compatible con el estándar CubeSat.



Figura 1.11. On Board Computer ISIS

1.3.5.8 Subsistema de potencia

Este subsistema se encarga de garantizar un flujo continuo de energía a todo el satélite. El subsistema consiste de:

1. Una fuente primaria de energía, es la que transforma la energía disponible (radiación solar) en energía eléctrica, ejemplos: celdas solares, generador solar, etc. En la Figura 1.12 se puede observar un ejemplo de fuente primaria.
2. Una fuente secundaria de energía, sustituye a la fuente primaria cuando esta no puede cumplir con sus funciones, ejemplo: una batería de acumuladores electroquímicos. Esta fuente almacena energía de la fuente primaria cuando esta se encuentra en normal funcionamiento y gasta o devuelve la energía almacenada cuando la fuente primaria deja de funcionar, por ejemplo, en un eclipse.
3. Acondicionamiento y protecciones de circuitos.

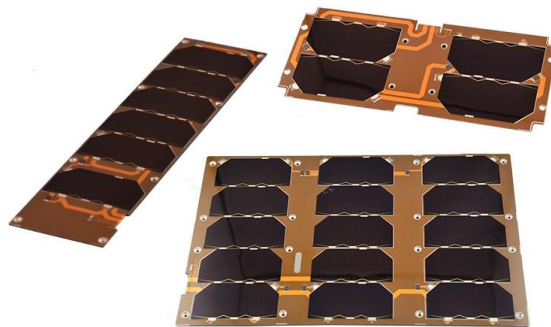


Figura 1.12. Celdas solares

2. METODOLOGÍA

2.1 Análisis Orbital

Este tipo de satélites orbitan a baja altura, debido a su tamaño y peso reducidos, con frecuencia son colocados en una órbita LEO; por lo tanto, y con referencia de las alturas de otros CubeSat puestos en órbita, que se pueden observar en la Tabla 1.4 del Anexo I, se decide realizar este estudio en el rango de 400 a 500 km de altura para determinar la órbita más adecuada.

Se intentará tener una órbita circular (excentricidad cero) para simplificar los cálculos, y a su vez que sea polar para cubrir muchos puntos de la Tierra. A continuación, se calculan todos los parámetros necesarios para determinar la altura deseada.

2.1.1 Cálculo de Parámetros Orbitales

2.1.1.1 Cálculo del período orbital [18, 19]

Empezaremos definiendo la fuerza centrípeta. Cuando una masa puntual sigue una trayectoria curva es porque está actuando una fuerza sobre esta, inclusive si el módulo de la velocidad es constante. Dicha fuerza es la responsable de la desviación continua de dirección de la masa, y es a la que se denomina fuerza centrípeta que está dirigida hacia el centro de la curvatura. Recordando la primera Ley de Newton, la cual dice que todo cuerpo mantiene un movimiento rectilíneo uniforme mientras no existan fuerzas que actúen sobre él; se tiene el movimiento circular que no es rectilíneo, y aunque puede ser uniforme en velocidad, se necesita de fuerzas sobre el cuerpo para que pueda cumplir con este movimiento, sin contradecir las leyes de Newton. El módulo de la fuerza centrípeta es:

$$F_c = m \frac{v^2}{r} [N]$$

Ecuación 2.1. Fuerza centrípeta

Donde:

v = velocidad a la que orbita el satélite [m/s]

r = radio de la órbita (medida desde el centro) [m]

m = masa del satélite [kg]

Para el caso espacial, la fuerza centrípeta que obliga a los cuerpos a girar alrededor de la Tierra es justamente la atracción gravitacional o fuerza gravitacional. Esta fuerza se define como la atracción que existe entre dos cuerpos de diferente masa; de hecho, son dos

fuerzas de atracción, una sobre cada cuerpo, tal y como se observa en la Figura 2.1, dichas fuerzas son iguales en módulo, pero con dirección contraria.

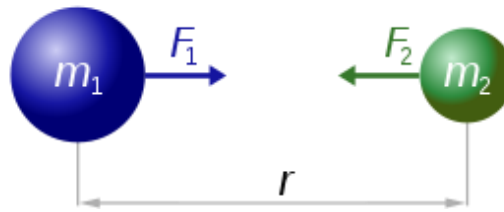


Figura 2.1. Fuerzas gravitacionales

El módulo de la fuerza gravitacional es:

$$F_g = G \frac{M * m}{r^2} [N]$$

Ecuación 2.2. Fuerza gravitacional

Donde:

$$G = \text{Constante Universal de Gravedad} = 6,674 \times 10^{-11} \left[\frac{N \cdot m^2}{Kg^2} \right]$$

$$M = \text{Masa del planeta Tierra} = 5,972 \times 10^{24} [Kg]$$

$$m = \text{Masa del satélite}$$

$$r = \text{distancia que separa los cuerpos (medida desde el centro de los cuerpos)}$$

Igualando las Ecuaciones 2.1 y 2.2 tenemos:

$$m \frac{v^2}{r} = G \frac{M * m}{r^2}$$

$$v^2 = \frac{G * M}{r}$$

$$G * M = \mu = \text{Constante de Kepler} = 3,986 \times 10^{14} \left[\frac{m^3}{s^2} \right]$$

Entonces:

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} [m/s]$$

Ecuación 2.3. Velocidad lineal

El período del movimiento circular uniforme está definido por:

$$T = \frac{2\pi}{\omega} [s]$$

Ecuación 2.4. Período del movimiento circular uniforme

La velocidad lineal está definida por:

$$v = \omega * r [m/s]$$

Ecuación 2.5. Velocidad lineal

Reemplazando las Ecuaciones 2.5 y 2.3 en la Ecuación 2.4 tenemos:

$$T = \frac{2\pi * r}{v} = \frac{2\pi * r}{\sqrt{\frac{\mu}{r}}}$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{r^3}{\mu}} [s]$$

Ecuación 2.6. Período Orbital

Donde:

$$R_E = \text{radio ecuatorial Terrestre} = 6378 [Km]$$

$$h = \text{altura del satélite medida desde la superficie terrestre} = 450 [Km]$$

$$r = \text{radio orbital} = R_E + h = 6378 + 450 = 6828 [Km]$$

Reemplazando valores en la Ecuación 2.6 se obtiene:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{(6828 * 10^3)^3}{3,986 * 10^{14}}} [s]$$

$$T = 5615,02 [s] \rightarrow 1 \text{ hora } 33 \text{ minutos } 35,02 \text{ segundos}$$

2.1.1.2 Cálculo del ángulo de inclinación [20, 21]

Para realizar el cálculo del ángulo de inclinación se debe determinar el tipo de órbita de interés, estas son las heliosíncronas y las geosíncronas.

Órbita Heliosíncrona

También llamada SSO (Sun Synchronous Orbit, Órbita Síncrona al Sol), es un caso particular de una órbita LEO, en la cual la orientación del plano orbital se mantiene constante con referencia al Sol, al igual que el ángulo (ψ) entre el plano orbital del satélite y la dirección Tierra-Sol, los satélites que sobrevuelan en esta órbita pasan por cada latitud terrestre a la misma hora solar local.

La orientación constante del plano orbital con referencia al sol, se obtiene por ajuste natural. Esto se da debido a la forma de la Tierra, achatada en los polos y ensanchada en el Ecuador, la cual no actúa como masa puntual cuando se la observa de cerca. El efecto principal de esto es que la órbita experimenta una regresión nodal, que es el movimiento retrógrado de los nodos (puntos donde la órbita cruza el ecuador). La Ecuación 2.7 define la regresión nodal:

$$\Delta\Omega = -\frac{3\pi J_2 R_E^2}{r^2(1-e^2)^2} \cos i$$

Ecuación 2.7. Regresión nodal

La Figura 2.2 muestra una órbita heliosíncrona, cuyo plano orbital gira a la misma velocidad que gira la Tierra alrededor del Sol ($0,986^\circ/\text{día}$), esto permite que las baterías puedan seguir su esquema regular de carga y descarga.

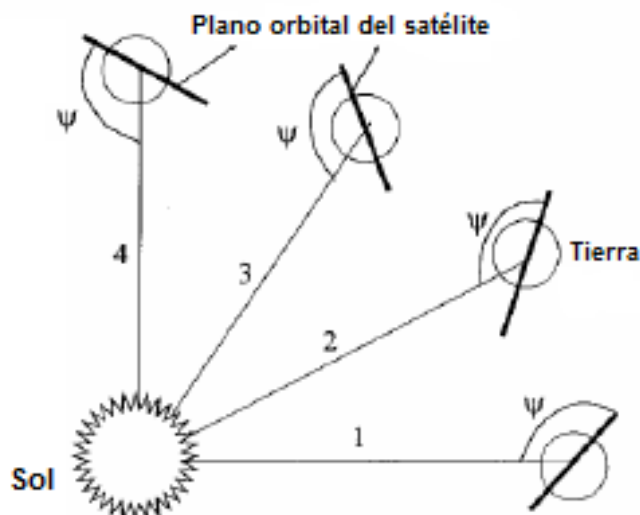


Figura 2.2. Órbita Heliosíncrona

- La regresión nodal por día es igual a: $360^\circ \frac{\tau_E}{\tau_Y}$

- La regresión nodal por órbita es de: $360^\circ \frac{\tau_N}{\tau_Y}$

$$\rightarrow \Delta\Omega = \frac{2\pi * \tau_N}{\tau_Y}$$

Ecuación 2.8. Regresión nodal por órbita

Donde,

$$\tau_E = \text{período de rotación de la Tierra} = 23 \text{ horas } 56 \text{ minutos } 4 \text{ segundos}$$

$$\tau_N = \text{período orbital} = T = 1 \text{ hora } 33 \text{ minutos } 35,02 \text{ segundos}$$

$$\tau_Y = \text{período de traslación} = 365,2422 \text{ días naturales}$$

Es posible hallar el ángulo de inclinación de la órbita en estudio, igualando las Ecuaciones 2.7 y 2.8:

$$-\frac{3\pi J_2 R_E^2}{r^2(1-e^2)^2} \cos i = \frac{2\pi * \tau_N}{\tau_Y}$$

$$\text{Inclinación } i = \arccos\left(-\frac{2r^2\tau_N}{3J_2R_E^2\tau_Y}\right) \text{ [grados]}$$

Ecuación 2.9. Inclinación orbital

Donde,

$$r = \text{radio orbital} = 6828 \text{ [Km]}$$

$$\tau_N = 5615,02 \text{ [s]}$$

$$J_2 = \text{segundo factor de forma dinámica} = 0,00108263$$

$$R_E = \text{radio ecuatorial Terrestre} = 6378 \text{ [Km]}$$

$$\tau_Y = 31556926,08 \text{ [s]}$$

Reemplazando valores en la Ecuación 2.9, se tiene:

$$\text{Inclinación } i = \arccos\left(-\frac{2 * 6828000^2 * 5615,02}{3 * 0,00108263 * 6378000^2 * 31556926,08}\right)$$

$$\text{Inclinación } i = 97,214^\circ$$

Con el ángulo de inclinación obtenido, $90^\circ \leq i \leq 180^\circ$, se concluye que la órbita en estudio es retrógrada, es decir, el sentido de giro del satélite es contrario al de la Tierra.

Órbita Geosíncrona

Se trata de una órbita GEO cuya inclinación es diferente de 0° , con lo que deja de ser ecuatorial. El período de una órbita Geosíncrona τ_N es múltiplo o submúltiplo del período de rotación de la Tierra τ_E , entonces se cumple que: $m\tau_N = n\tau_E$, siendo m y n números naturales.

Combinando los dos tipos de órbitas se obtiene la condición modificada de geosincronía para una órbita heliosíncrona, relacionadas por la siguiente ecuación:

$$m\tau_N \left(1 - \frac{\tau_E}{\tau_Y}\right) = n\tau_E$$

Ecuación 2.10. Condición modificada de geosincronía para una órbita heliosíncrona

Se procede a encontrar las alturas que cumplan con esta condición. Utilizando la Ecuación 2.10 se halla el período orbital (τ_N). Se empieza utilizando un valor de $n = 1$; para determinar m se prueba con diferentes valores, con el fin de conseguir que el período se acerque al valor obtenido en la sección 2.1.1.1.

Una vez obtenido el período orbital, se utiliza la Ecuación 2.9 para obtener el ángulo de inclinación. A continuación, se usa la Ecuación 2.6 para conseguir la altura orbital. La Tabla 2.1 muestra el resultado de los cálculos para los diferentes valores de n y m.

Tabla 2.1. Inclinación y Período orbital para diferentes alturas

n (días)	m (órbitas)	T = T _N (período orbital) [s]	i (inclinación) [°]	h (altura orbital) [Km]
1	15	5760	97,401	567
2	31	5574,187	97,161	417
3	46	5634,776	97,239	466
4	62	5574,187	97,161	417
5	77	5610,383	97,208	446
6	92	5634,776	97,239	466
7	108	5600	97,194	438
8	123	5619,506	97,219	453
9	138	5634,776	97,239	466
10	154	5610,383	97,208	446
11	169	5623,663	97,225	457
12	185	5604,318	97,200	441
13	200	5616	97,215	450
14	215	5626,040	97,228	459
15	231	5610,383	97,208	446

Con los resultados obtenidos, se concluye que, para la altura de 450 km se obtienen valores de inclinación y período orbital casi similares a los calculados teóricamente utilizando las

Leyes de Kepler para la altura de 450 Km. Adicionalmente, se puede observar que para las alturas de 446 Km y 453 Km (próximas a 450 Km), se obtienen valores muy cercanos a los de 450 km.

2.1.2 Cálculo del Tiempo de Visibilidad

El cálculo del tiempo de visibilidad es fundamental, porque es el tiempo que se tendrá para establecer contacto con el CubeSat y poder obtener en la estación terrena, toda la información enviada por el satélite. Si este tiempo de visibilidad es muy reducido no se podrá obtener la información transmitida y no serviría de nada el proyecto en desarrollo, por lo tanto, hay que asegurar un tiempo de contacto suficiente para lograr el objetivo del proyecto.

2.1.2.1 Cálculo teórico [22, 23]

La Figura 2.3 muestra el ángulo de visibilidad del satélite (φ) observado desde la estación terrena, que está determinado por la elevación mínima de la antena (ε_{min}). Utilizando identidades trigonométricas, se procede a calcular θ , cuyo valor es la mitad del ángulo de visibilidad.

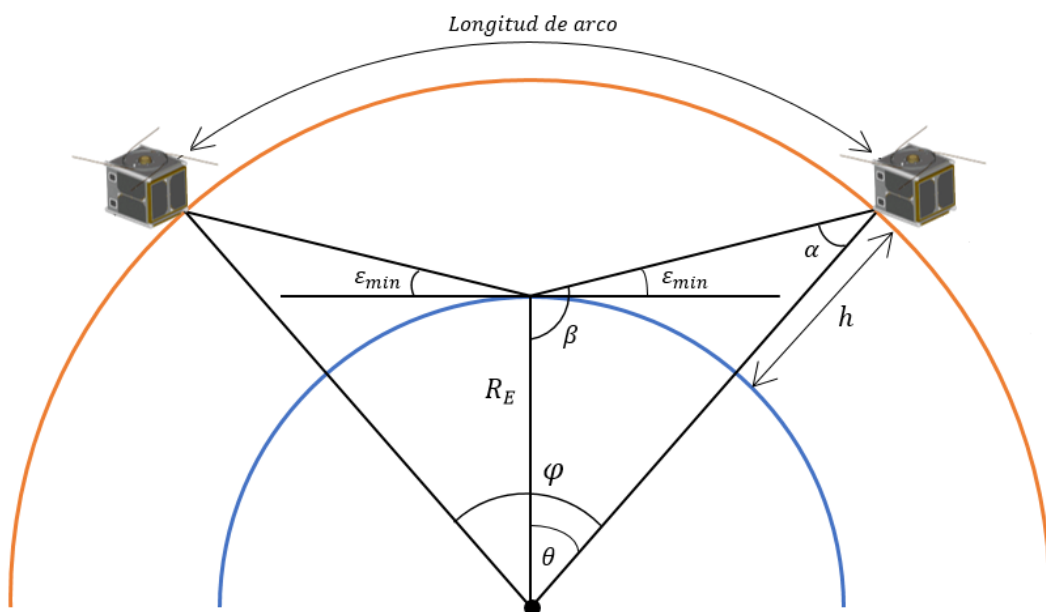


Figura 2.3. Ángulo de visibilidad del satélite medido desde la estación terrena

$$\frac{a}{\text{sen } A} = \frac{b}{\text{sen } B} = \frac{c}{\text{sen } C}$$

Ecuación 2.11. Teorema del seno

$$\frac{\text{sen } \alpha}{R_E} = \frac{\text{sen } \beta}{R_E + h}$$

$$\frac{\text{sen}(180 - 90 - \varepsilon_{min} - \theta)}{R_E} = \frac{\text{sen}(90 + \varepsilon_{min})}{R_E + h}$$

$$\text{sen}(90 - \varepsilon_{min} - \theta) = \frac{R_E}{R_E + h} * \cos(\varepsilon_{min})$$

$$\theta = 90 - \varepsilon_{min} - \arcsen\left(\frac{R_E}{R_E + h} * \cos(\varepsilon_{min})\right)$$

$$\varphi = 2\theta [^\circ]$$

Teniendo el ángulo de visibilidad, podemos encontrar la longitud de arco del ángulo φ denominada franja de visibilidad, utilizando la siguiente ecuación:

$$L_{arco} = r * \varphi * \frac{2\pi}{360^\circ} [Km]$$

Ecuación 2.12. Longitud de arco

Una vez obtenida la longitud de arco se calcula el tiempo de visibilidad aplicando una regla de tres directa, debido a que la velocidad es constante y se recorren distancias iguales en tiempos iguales. Para realizar la regla de tres se usa el período orbital, calculado en la Tabla 2.1, y la longitud de la circunferencia orbital, que se determina mediante la siguiente ecuación:

$$L_{circunferencia\ orbital} = 2\pi * r [Km]$$

Ecuación 2.13. Longitud de la circunferencia

$$t_{visibilidad} = \frac{L_{arco} * T_N}{L_{circunferencia\ orbital}} [s]$$

Ecuación 2.14. Tiempo de visibilidad

El ángulo de elevación mínima se determina mediante el programa *Radio Mobile*, se trata de un programa gratuito para simular la propagación de señales de radio que operan en el rango de frecuencias de 20 MHz a 20 GHz.

Se ubica la radio base en la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica de la Escuela Politécnica Nacional, y dos móviles, uno en la montaña más alta que pueda ser visualizada

desde la radio base hacia la parte “Este” de la ciudad, y el segundo en la montaña más alta que pueda ser observada desde la radio base hacia la parte “Oeste” de la ciudad. La Figura 2.4 y la Figura 2.5 muestran las montañas visualizadas desde la radio base hacia la parte “Este” y “Oeste” de la ciudad, señalando con una flecha en rojo la montaña más alta en cada caso; en estos puntos van a ser colocados los móviles para poder medir el ángulo de elevación mínimo.

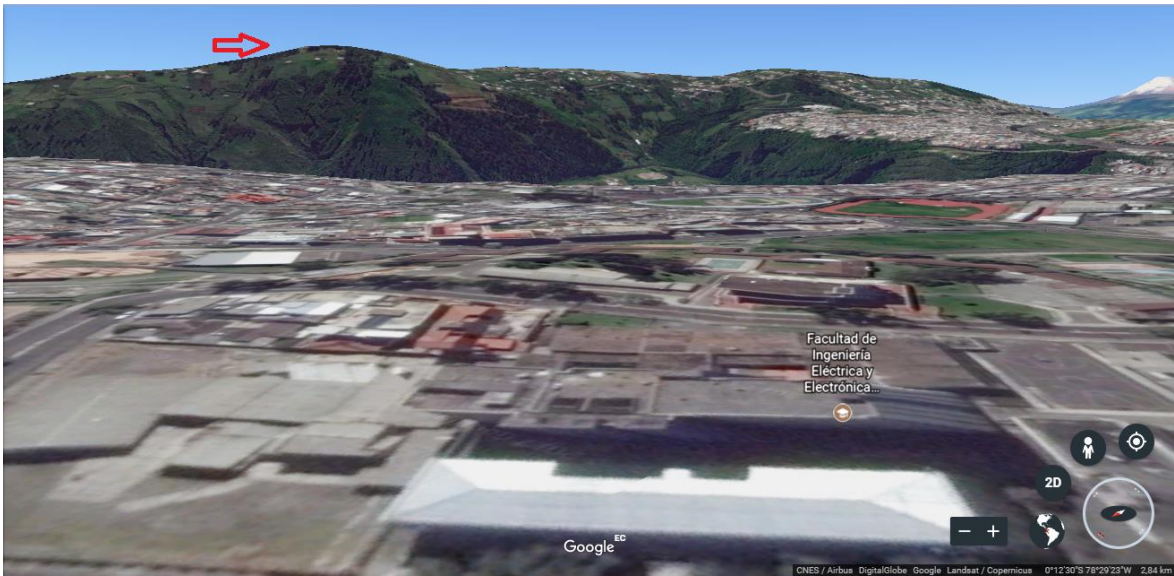


Figura 2.4. Vista 3D obtenida de *Google Earth* de las montañas visualizadas desde la radio base hacia la parte “Este” de la ciudad



Figura 2.5. Vista 3D obtenida de *Google Earth* de las montañas visualizadas desde la radio base hacia la parte “Oeste” de la ciudad

La Figura 2.6 muestra la radio base y los dos móviles ubicados en *Radio Mobile*, mediante las coordenadas de cada sitio obtenidas de *Google Earth*, con lo cual se puede obtener el enlace de radio y varios datos incluido el ángulo de elevación que es de nuestro interés. La Figura 2.7 muestra el radio enlace desde la base hacia el móvil 1, situado en la parte “Este” de la ciudad. En la Figura 2.8 se observa el radio enlace entre la base hacia el móvil 2, que se encuentra situado en la parte “Oeste” de la ciudad.

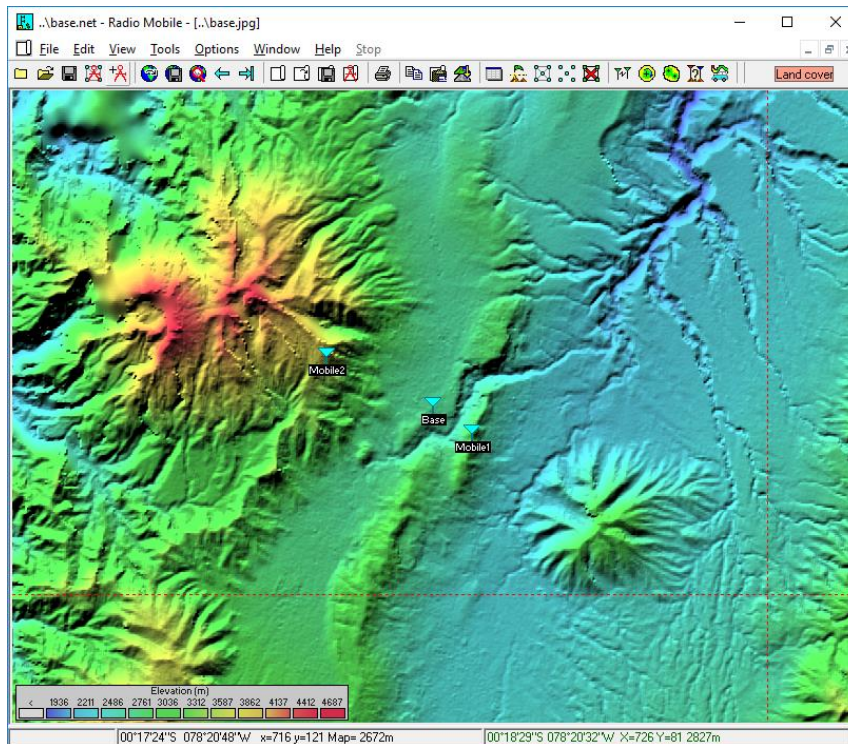


Figura 2.6. Radio base y móviles ubicados en *Radio Mobile*

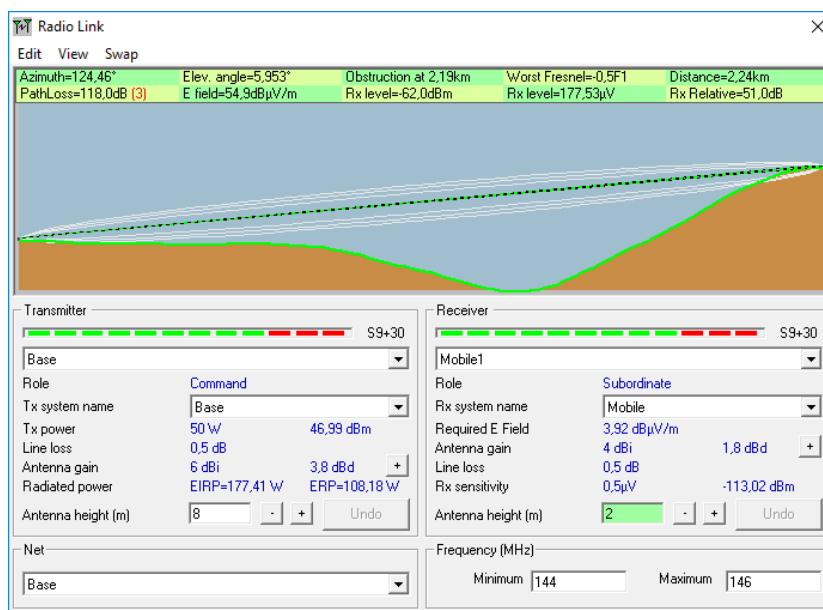


Figura 2.7. Radio enlace de la base al móvil 1

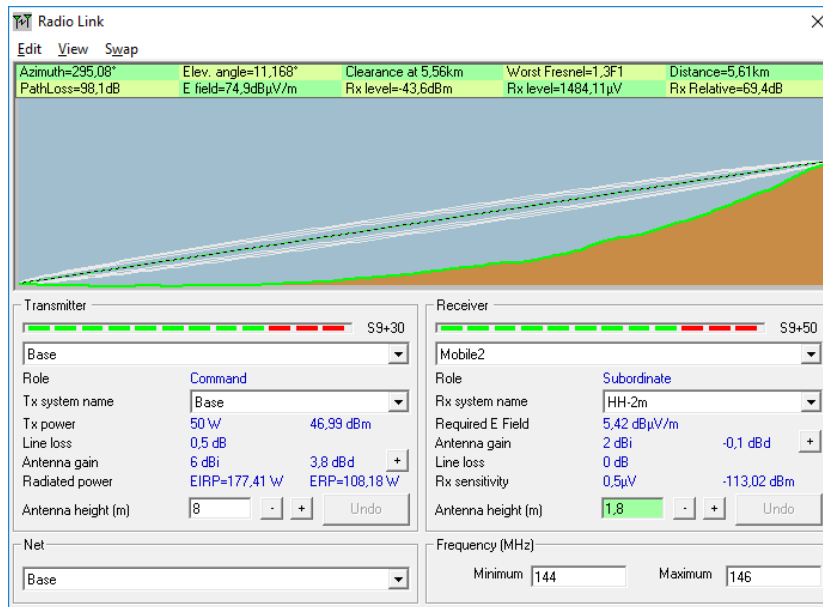


Figura 2.8. Radio enlace de la base al móvil 2

Se puede observar que en el primer caso se tiene un ángulo de elevación de $5,953^\circ$ y en el segundo caso un ángulo de $11,168^\circ$; por lo tanto, para este estudio se va a considerar un ángulo de 20° siendo este el peor caso de visibilidad. Se considera este ángulo de visibilidad debido a que existen redes WiFi a 2,4 GHz cercanas; por lo tanto, se sube el ángulo mínimo de elevación para evitar estas interferencias.

En la Tabla 2.2 se muestran los resultados de los tiempos de visibilidad para las diferentes alturas orbitales determinadas en la Tabla 2.1, exceptuando la de 567 km, debido a que se encuentra fuera del rango de alturas de estudio.

Tabla 2.2. Tiempo de visibilidad para diferentes alturas orbitales

h (altura orbital) [km]	ε_{min} (elevación mínima) [°]	φ (ángulo visibilidad) [°]	L_{arco} (franja visibilidad) [km]	Tiempo de visibilidad [s]
417	20	16,22	1924,18	251,22
438	20	16,88	2008,33	262,61
441	20	16,97	2020,28	264,26
446	20	17,13	2040,16	266,95
450	20	17,25	2056,04	269,10
453	20	17,34	2067,93	270,75
457	20	17,47	2083,75	272,86
459	20	17,53	2091,66	273,93
466	20	17,74	2119,26	277,70

De acuerdo a los resultados obtenidos, se puede decir que mientras mayor es la altura orbital, mayor es el tiempo de visibilidad; por lo tanto, el peor caso de estudio será para la altura más baja, en este caso 417 Km. Se puede notar que todos los tiempos están alrededor de 250 segundos (4 minutos).

Estos tiempos de visibilidad son un poco ideales, ya que se cumplirían solo si el satélite pasa por el punto cenital de la estación terrena (intersección entre la vertical de un punto y la esfera celeste), lo cual es poco probable ya que no se tiene ningún tipo de control sobre los aspectos de la órbita; por lo tanto, se debe realizar un estudio más real, para garantizar el tiempo mínimo de visibilidad.

Se empieza calculando las distancias reales entre órbitas y verificando que no existan puntos ciegos entre estas; si es que existen, podría ser que la estación terrena esté en él y nunca se establezca contacto con el satélite. La Figura 2.9 muestra una estación terrena localizada en un punto ciego.

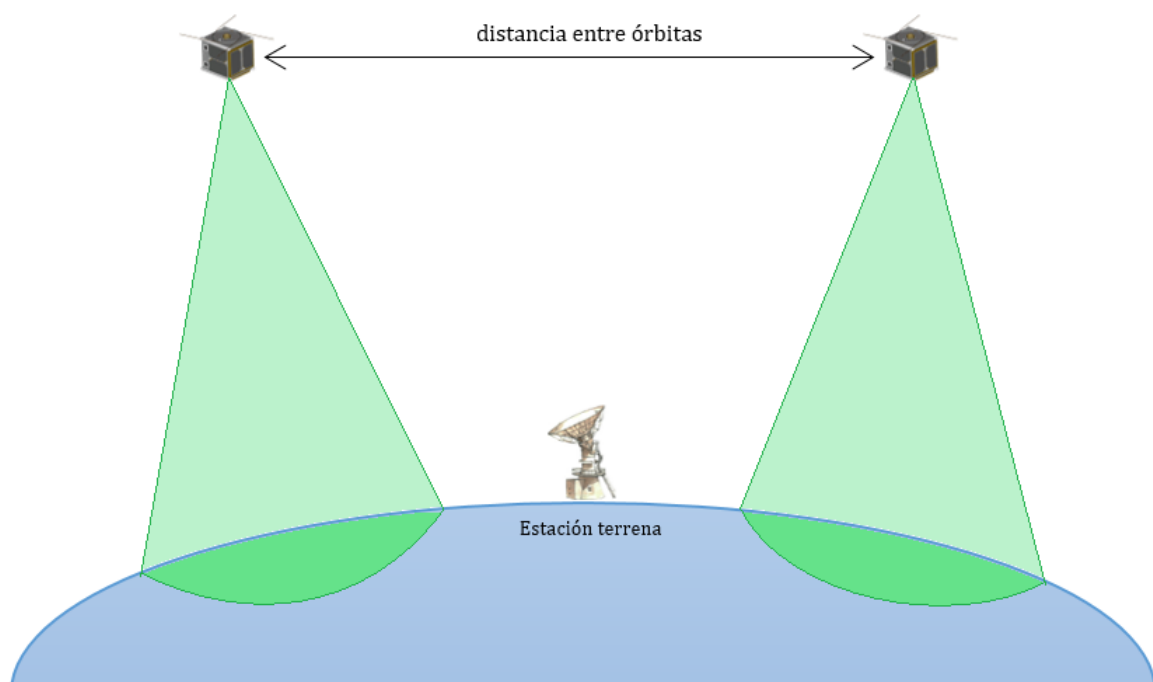


Figura 2.9. Satélite pasando por órbitas contiguas. Estación situada en un punto ciego

Se procede a determinar la longitud de la circunferencia de la Tierra que pasa por el campus de la EPN, donde estará ubicada la estación terrena, utilizando la Ecuación 2.13. Se asume que dicha longitud será igual a la longitud que pasa por la línea ecuatorial, ya que su diferencia es mínima (268 m) y no tiene gran afectación en próximos cálculos.

$$L_{\text{circunferencia}} = 2\pi * R_E$$

$$L_{\text{circunferencia}} = 2\pi * 6378$$

$$L_{\text{circunferencia}} = 40074,156 \text{ [Km]}$$

Teniendo la longitud de la circunferencia que pasa por la estación terrena se puede calcular la distancia entre órbitas adyacentes. Se toma el caso de 417 km como altura orbital, y se conoce el número de vueltas que se trazan hasta repetir la huella.

$$D_{\text{adyacentes}} = \frac{L_{\text{circunferencia}}}{\# \text{ órbitas}} \text{ [Km]}$$

Ecuación 2.15. Distancia entre órbitas adyacentes

$$D_{\text{adyacentes}} = \frac{40074,156}{31}$$

$$D_{\text{adyacentes}} = 1292,71 \text{ [Km]}$$

Otro dato importante para determinar el tiempo de visibilidad más real, es la franja de visibilidad medida al nivel de la Tierra, o longitud de arco terrestre para 417 km utilizando la Ecuación 2.12.

$$L_{\text{arco terrestre}} = R_E * \varphi * \frac{2\pi}{360^\circ}$$

$$L_{\text{arco terrestre}} = 6378 * 16,22 * \frac{2\pi}{360^\circ}$$

$$L_{\text{arco terrestre}} = 1806,1 \text{ [Km]}$$

La Figura 2.10 muestra el peor caso, el cual permitirá calcular la distancia máxima del tramo en el que se tendrá visibilidad (tramo señalado en color azul) con el cual se podrá determinar el tiempo mínimo de visibilidad que se tendrá.

En base a la figura se puede decir que usando el teorema de Pitágoras se encontrará la distancia máxima. Sin embargo, hay que considerar que estamos trabajando con el planeta Tierra; por lo tanto, se debe usar geometría esférica (hiperbólica) y no geometría plana (euclídeana).

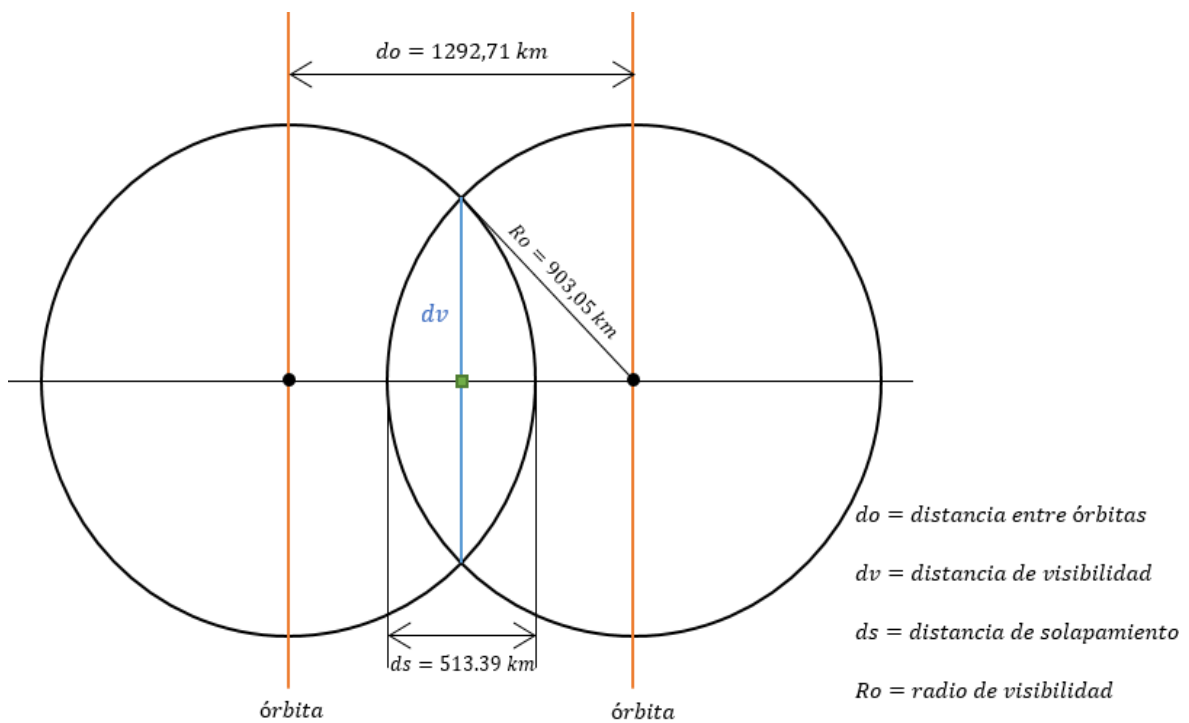


Figura 2.10. Distancia máxima de visibilidad. Estación terrena situada entre dos órbitas

El equivalente del teorema de Pitágoras para geometría esférica se expresa así:

<i>Geometría plana</i>	→	<i>Geometría esférica</i>
$c^2 = a^2 + b^2$		$\cos\left(\frac{c}{R}\right) = \cos\left(\frac{a}{R}\right) \cos\left(\frac{b}{R}\right)$

Ecuación 2.16. Teorema de Pitágoras

Y dice lo siguiente: “En todo triángulo rectángulo trazado sobre la superficie de una esfera con radio R , el coseno del cociente entre la hipotenusa c y el radio de la esfera R es igual al producto de los cosenos de los cocientes entre los catetos y el radio de la esfera”. Este teorema aplicado en la Figura 2.10, quedaría de la siguiente forma:

$$\cos\left(\frac{Ro}{R_E}\right) = \cos\left(\frac{dv}{2R_E}\right) \cos\left(\frac{do}{2R_E}\right)$$

Con lo cual se puede hallar la distancia de visibilidad (dv) despejando de la ecuación anterior y seguidamente el tiempo de visibilidad mínimo del que se dispondrá utilizando la Ecuación 2.14.

$$dv = 2 * R_E \arccos\left(\frac{\cos\left(\frac{Ro}{R_E}\right)}{\cos\left(\frac{do}{2R_E}\right)}\right) [Km]$$

Ecuación 2.17. Distancia de visibilidad

$$dv = 2 * 6378 * \arccos\left(\frac{\cos\left(\frac{903,05}{6378}\right)}{\cos\left(\frac{1292,71}{2 * 6378}\right)}\right)$$

$$dv = 1261,31 [Km]$$

$$t_{visibilidad\ real} = \frac{dv * T_N}{L_{circunferencia\ orbital}} [s]$$

$$t_{visibilidad\ real} = \frac{1261,31 * 5574,187}{40074,156}$$

$$t_{visibilidad\ real} = 175,44 [s]$$

La reducción del tiempo de visibilidad, para el peor caso, es de 75,78 segundos. En la Tabla 2.3 se pueden observar los tiempos de visibilidad más reales y la reducción del tiempo comparado con los encontrados en la Tabla 2.2, de lo cual se concluye que solo para el peor caso existe una diferencia de un poco más de 1 minuto, para los demás casos la diferencia es menor a 30 segundos. En el subcapítulo 2.3 se determinará si esta reducción de tiempo es asumible para el fin de este proyecto.

Tabla 2.3. Tiempos de visibilidad reales para las diferentes alturas

<i>h</i> [km]	<i>do</i> [km]	<i>Ro</i> [km]	<i>dv</i> [km]	<i>t_{visibilidad real}</i> [s]	Diferencia <i>t_{visibilidad}</i> [s]
417	1292,71	903,05	1261,31	175,44	75,78
438	371,06	939,52	1842,04	257,41	5,2
441	216,62	944,53	1876,60	262,44	1,82
446	520,44	953,43	1834,46	256,83	10,12
450	200,37	960,11	1909,74	267,63	1,47
453	325,81	965,12	1902,54	266,79	3,96
457	237,13	972,35	1930,19	270,87	1,99
459	186,40	975,70	1942,48	272,71	1,22
466	871,18	987,38	1772,21	249,19	28,51

2.1.2.2 Cálculo basado en simulación [24]

Se usará el programa *Nova for Windows*, para realizar un análisis más completo y real del tiempo de visibilidad, el cual nos permitirá conocer los pases que realizará el satélite en determinado número días, las horas y tiempos de visibilidad exactos, así como ángulos de elevación y azimut para la antena receptora.

Nova for Windows

Nova for Windows es un innovador programa de rastreo satelital desarrollado por NLSA (Northern Lights Software Associates). Posee diversos mapas a colores, ilimitadas vistas y observadores simultáneos, seguimiento rápido y preciso de un número ilimitado de satélites, control de antenas en tiempo real mediante interfaces de hardware populares; por ejemplo, ARS es una interfaz que permite controlar los rotores de la antena desde la computadora, es potente, de bajo costo y compatible con cualquier rotor.

Además de rastrear satélites artificiales, también rastrea la Luna, Sol, planetas y fuentes de ruido celestial, además realiza predicciones de eclipse satelital. La Figura 2.11 muestra un mapa rectangular obtenido de Nova con un satélite por defecto y la órbita que realizará este. En la Figura 2.12 se muestra una vista desde el espacio y en la Figura 2.13 se observa un mapa radar el cual permite una vista desde el observador en la Tierra.



Figura 2.11. Mapa rectangular del satélite por defecto

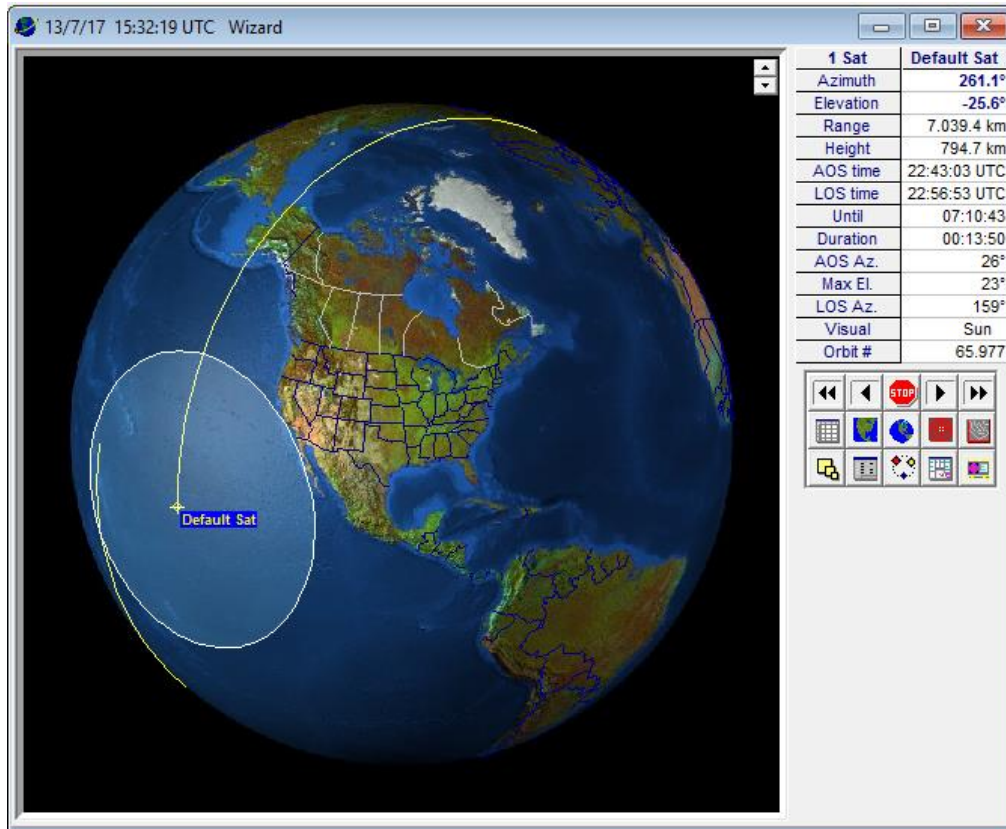


Figura 2.12. Vista desde el espacio del satélite por defecto

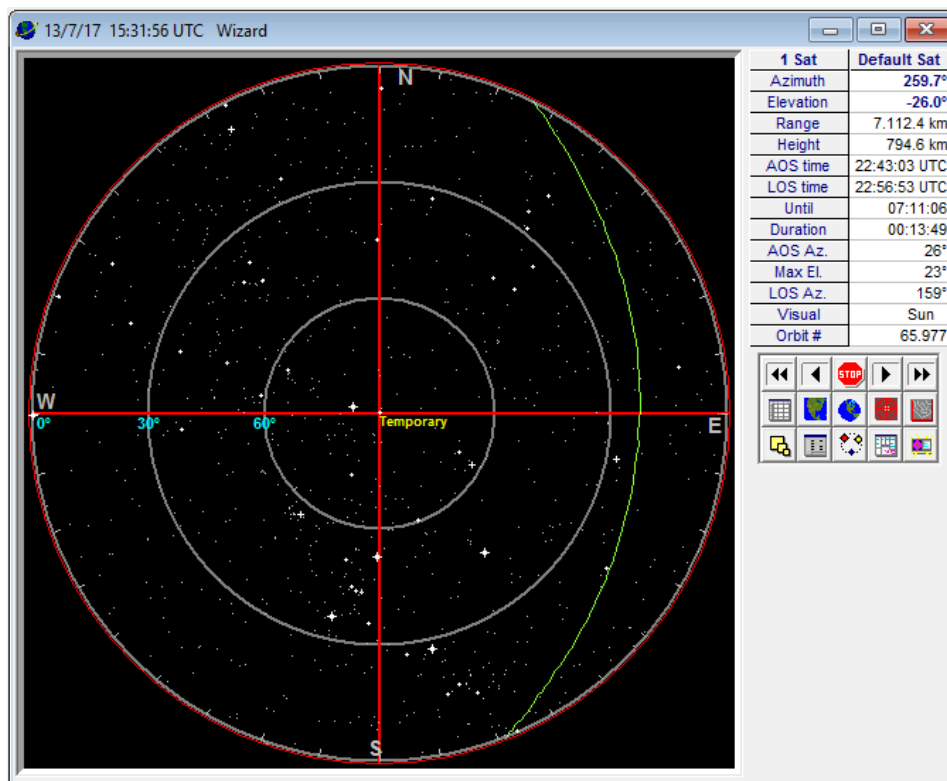


Figura 2.13. Vista de la órbita desde el observador del satélite por defecto

Simulación

Se realizan simulaciones para las diferentes alturas determinadas en la Tabla 2.1 y que están comprendidas entre 400 y 500 km. En base a los datos obtenidos durante 100 días, configurados en la simulación, se realiza un análisis estadístico para cada caso, en la Tabla 2.4 se muestra el resumen de este análisis. La configuración a detalle del software con el que se obtienen los resultados siguientes, se describe en el Anexo II.

Date (Z)	AOS (Z)	LOS (Z)	Duration	Between	Az @ AOS	Max El	Az @ LOS	Height km
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
20/7/17	03:10:45	03:13:12	00:02:26	-----	188°	25°	331°	416.7
20/7/17	14:47:29	14:51:36	00:04:07	11:34:17	8°	73°	193°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
21/7/17	02:25:17	02:28:42	00:03:25	11:33:40	157°	36°	2°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
22/7/17	03:12:46	03:14:53	00:02:07	-----	189°	24°	330°	416.7
22/7/17	14:49:23	14:53:30	00:04:07	11:34:29	7°	67°	195°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
23/7/17	02:27:05	02:30:39	00:03:33	11:33:35	158°	39°	1°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
24/7/17	03:14:56	03:16:32	00:01:36	-----	190°	22°	328°	416.7
24/7/17	14:51:18	14:55:19	00:04:01	11:34:45	5°	61°	196°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								

Figura 2.14. Ventana de resultados para 417 km de altura obtenida de *Nova for Windows*

En la Figura 2.14 se muestra el formato de tabla obtenido de *Nova*, el cual proporciona los datos de próximos pases que el satélite (EPN-SAT) realizará sobre la estación terrena, en este caso para una altura de 417 km. Adicionalmente, se puede observar que cada dos días se repite la hora en la que comienza la visualización del satélite, este resultado es correcto ya que se trata de una órbita Geosíncrona que repite período cada dos días. El detalle de cada columna de la figura se describe a continuación:

Date: fecha del pase.

AOS: Acquisition Of Signal or Acquisition Of Site, hora de adquisición de la señal.

LOS: Loss Of Signal or Loss Of Site, hora de pérdida de la señal.

Duration: duración del enlace entre el satélite y la estación terrena.

Between: tiempo entre el final de un enlace y el inicio del siguiente.

Az @ AOS: ángulo de azimut al momento de la adquisición de señal.

Max El: ángulo máximo de elevación.

Az @ LOS: ángulo de azimut al momento de la pérdida de señal.

Height km: altura satelital.

Tabla 2.4. Resumen del análisis estadístico de los datos obtenidos a lo largo de 100 días para las diferentes alturas geosíncronas

	Días con 1 pase	Días con 2 pases	Días con 3 pases	Total de días con pases
Altura: 417 km				
Porcentaje	47%	47%	-	94%
Duración mínima de visibilidad	0:01:10	0:00:49	-	0:00:49
Duración máxima de visibilidad	0:03:54	0:04:13	-	0:04:13
% de duración inferior a 1 min	0%	3%	-	2%
% de duración superior a 1 min	100%	97%	-	98%
% de duración superior a 2 min	83%	91%	-	89%
% de duración superior a 3 min	57%	76%	-	70%
% de duración superior a 4 min	0%	41%	-	28%
Altura: 438 km				
Porcentaje	29%	13%	30%	72%
Duración mínima de visibilidad	0:01:19	0:01:26	0:01:23	0:01:19
Duración máxima de visibilidad	0:03:53	0:04:21	0:04:21	0:04:21
% de duración inferior a 1 min	0%	0%	0%	0%
% de duración superior a 1 min	100%	100%	100%	100%
% de duración superior a 2 min	83%	96%	96%	93%
% de duración superior a 3 min	38%	92%	80%	74%
% de duración superior a 4 min	0%	50%	53%	42%
Altura: 441 km				
Porcentaje	24%	34%	18%	76%
Duración mínima de visibilidad	0:00:45	0:01:01	0:00:25	0:00:25
Duración máxima de visibilidad	0:03:54	0:04:46	0:04:46	0:04:46
% de duración inferior a 1 min	4%	0%	2%	1%
% de duración superior a 1 min	96%	100%	98%	99%
% de duración superior a 2 min	83%	91%	91%	90%
% de duración superior a 3 min	63%	75%	81%	75%
% de duración superior a 4 min	0%	49%	50%	41%
Altura: 446 km				
Porcentaje	40%	55%	-	95%
Duración mínima de visibilidad	0:00:29	0:00:44	-	0:00:29
Duración máxima de visibilidad	0:03:51	0:05:20	-	0:05:20
% de duración inferior a 1 min	5%	2%	-	3%
% de duración superior a 1 min	95%	98%	-	97%
% de duración superior a 2 min	80%	93%	-	89%
% de duración superior a 3 min	50%	83%	-	74%
% de duración superior a 4 min	0%	58%	-	43%
% de duración superior a 5 min	0%	1%	-	1%

	Días con 1 pase	Días con 2 pases	Días con 3 pases	Total de días con pases
Altura: 450 km				
Porcentaje	25%	63%	-	88%
Duración mínima de visibilidad	0:00:27	0:00:40	-	0:00:27
Duración máxima de visibilidad	0:03:19	0:04:48	-	0:04:48
% de duración inferior a 1 min	4%	2%	-	3%
% de duración superior a 1 min	96%	98%	-	97%
% de duración superior a 2 min	96%	87%	-	88%
% de duración superior a 3 min	48%	80%	-	75%
% de duración superior a 4 min	0%	56%	-	46%
Altura: 453 km				
Porcentaje	38%	57%	-	95%
Duración mínima de visibilidad	0:00:29	0:00:52	-	0:00:29
Duración máxima de visibilidad	0:03:57	0:04:36	-	0:04:36
% de duración inferior a 1 min	8%	2%	-	3%
% de duración superior a 1 min	92%	98%	-	97%
% de duración superior a 2 min	79%	92%	-	89%
% de duración superior a 3 min	53%	84%	-	76%
% de duración superior a 4 min	0%	60%	-	45%
Altura: 457 km				
Porcentaje	35%	59%	-	94%
Duración mínima de visibilidad	0:00:57	0:00:29	-	0:00:29
Duración máxima de visibilidad	0:03:48	0:04:52	-	0:04:52
% de duración inferior a 1 min	3%	2%	-	2%
% de duración superior a 1 min	97%	98%	-	98%
% de duración superior a 2 min	80%	93%	-	90%
% de duración superior a 3 min	46%	84%	-	75%
% de duración superior a 4 min	0%	61%	-	47%
Altura: 459 km				
Porcentaje	35%	59%	-	94%
Duración mínima de visibilidad	0:00:29	0:00:28	-	0:00:28
Duración máxima de visibilidad	0:03:44	0:04:34	-	0:04:34
% de duración inferior a 1 min	6%	3%	-	3%
% de duración superior a 1 min	94%	97%	-	97%
% de duración superior a 2 min	80%	92%	-	90%
% de duración superior a 3 min	46%	83%	-	75%
% de duración superior a 4 min	0%	61%	-	47%
Altura: 466 km				
Porcentaje	34%	60%	-	94%
Duración mínima de visibilidad	0:00:30	0:00:56	-	0:00:30
Duración máxima de visibilidad	0:04:01	0:04:55	-	0:04:55
% de duración inferior a 1 min	9%	1%	-	3%
% de duración superior a 1 min	91%	99%	-	97%
% de duración superior a 2 min	76%	94%	-	90%
% de duración superior a 3 min	47%	84%	-	76%
% de duración superior a 4 min	3%	63%	-	50%

Se puede observar que para la mayoría de alturas se tendrá como máximo dos pases por día; exceptuando las alturas de 438 y 441 km, para las cuales se podrá tener hasta 3 pases por día. Habrá días en los que no existirá ningún pase, aunque este porcentaje es muy bajo para la mayoría de alturas (entre 5% y 12%); para las alturas de 438 y 441 km, en las cuales se tienen hasta tres pases por día, este porcentaje de no pases es elevado, de 28% y 24% respectivamente.

Con los resultados de este análisis, se puede concluir que, mientras más altura orbital tiene el satélite, mayor es el porcentaje de pases en un día y de mayor duración, tal y como se había analizado teóricamente.

Para observar con mayor claridad el patrón de visibilidad. Se realizan representaciones gráficas de tres alturas orbitales geosíncronas, para el peor caso, un caso intermedio y el mejor caso.

La primera gráfica es para una altura geosíncrona de 417 km, que sería el peor caso de estudio. La Figura 2.15 muestra esta representación del tiempo de visibilidad medido durante 100 días.

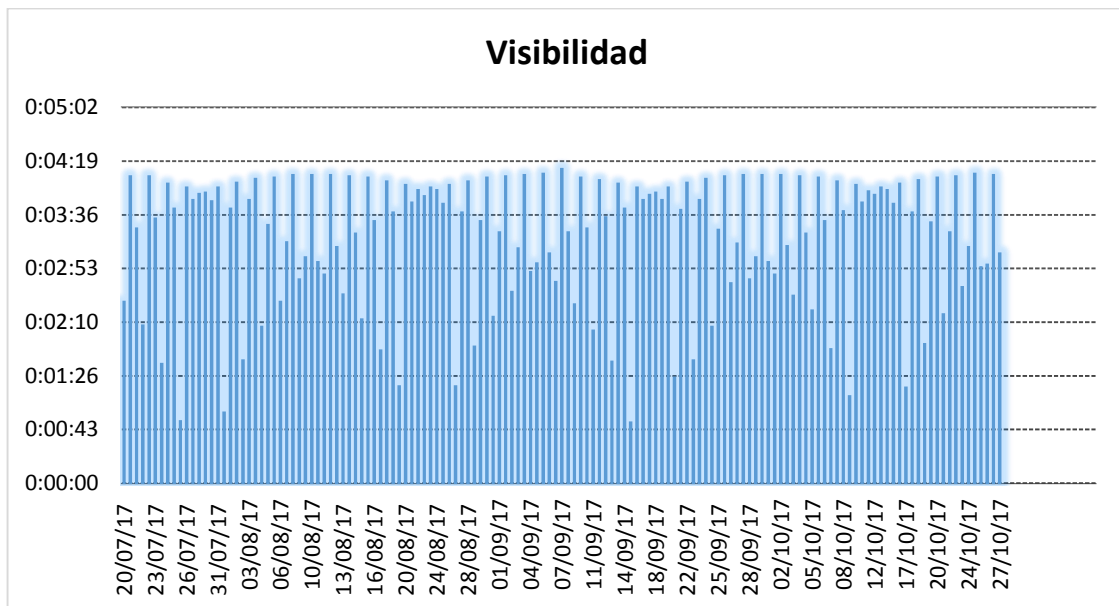


Figura 2.15. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 417 km

Se realiza una representación gráfica más extensa, para 365 días en lugar de 100 días, para la misma altura de la figura anterior, con el fin de observar mejor el patrón de visibilidad. En la Figura 2.16 se puede observar dicha gráfica.

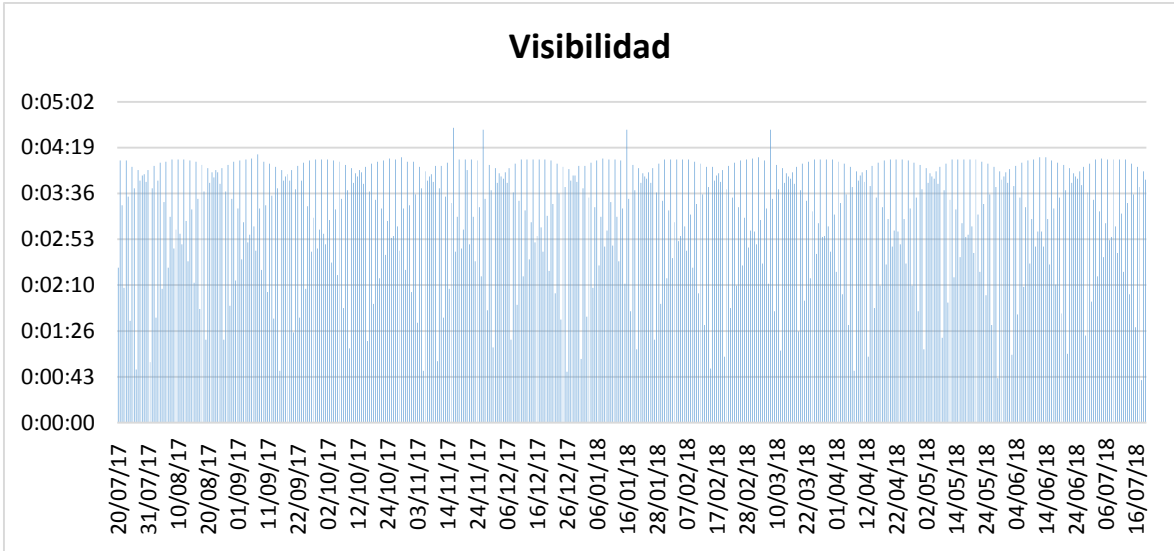


Figura 2.16. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 417 km

En el segundo caso se realiza la gráfica para una altura geosíncrona de 446 km. En la Figura 2.17 se observa esta representación del tiempo de visibilidad medido durante 100 días.

Del mismo modo se realiza una representación más amplia para la misma altura. La Figura 2.18 muestra dicha representación gráfica del tiempo de visibilidad medido durante 365 días.

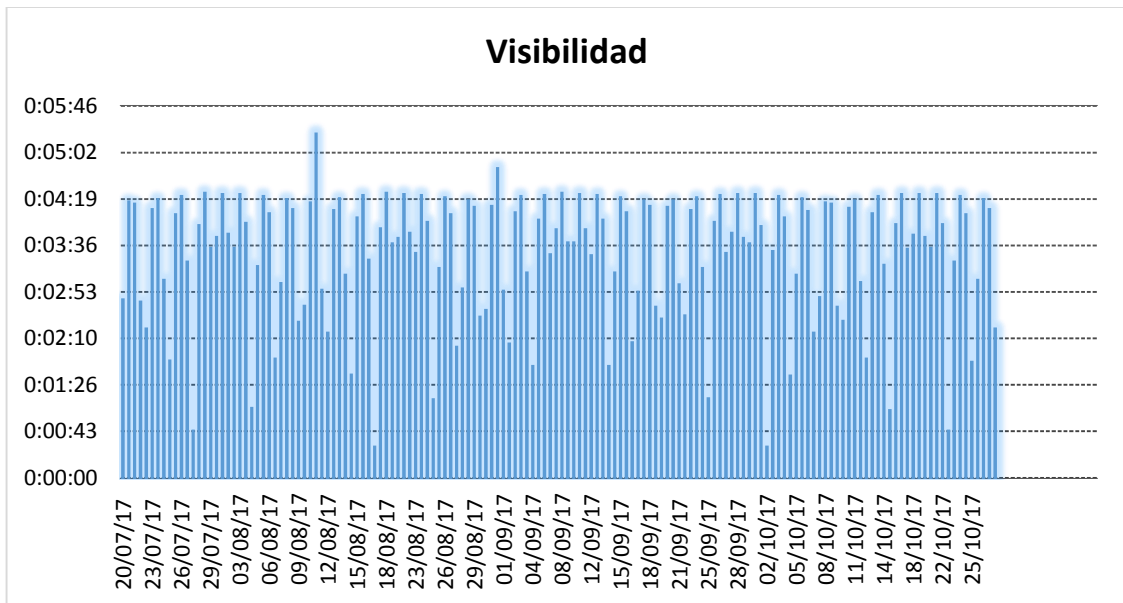


Figura 2.17. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 446 km

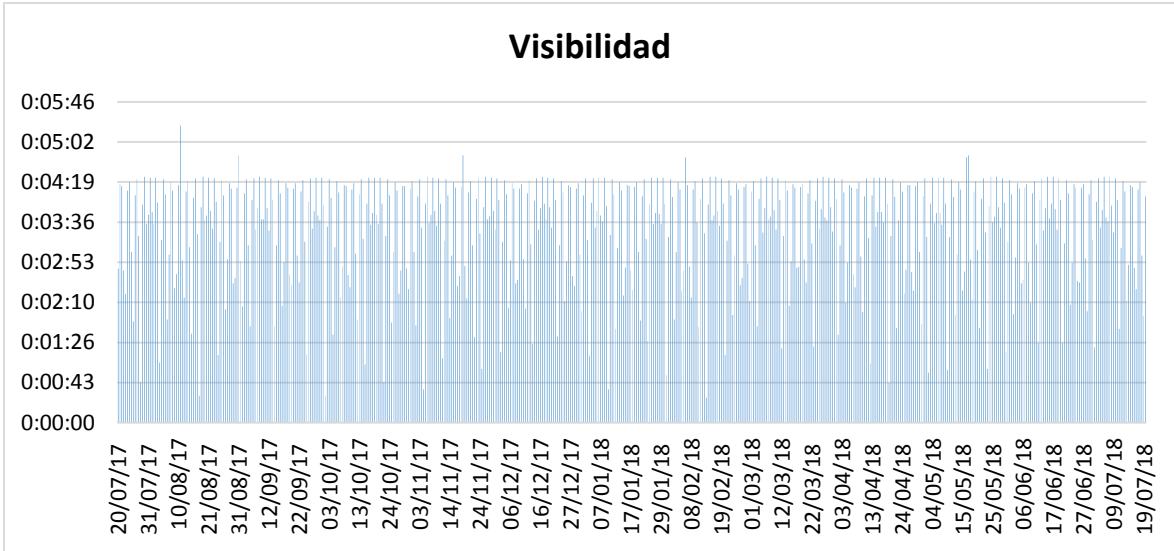


Figura 2.18 Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 446 km

Las dos siguientes gráficas son para una altura geosíncrona de 466 km, que sería en teoría el mejor caso de estudio, ya que mientras más altura tiene la órbita del satélite, mayor es la huella que proyecta, aunque con menor intensidad, lo cual no afecta a la visibilidad, solo al nivel de potencia con el que se recibe la señal en la estación terrena. La Figura 2.19 muestra la representación del tiempo de visibilidad medido durante 100 días. Sin embargo, en esta gráfica no se puede observar claramente el patrón de repetición, por lo tanto, se realiza una representación más amplia. La Figura 2.20 muestra dicha gráfica, en la cual se puede observar un patrón de visibilidad que concuerda con el tipo de órbita en estudio.

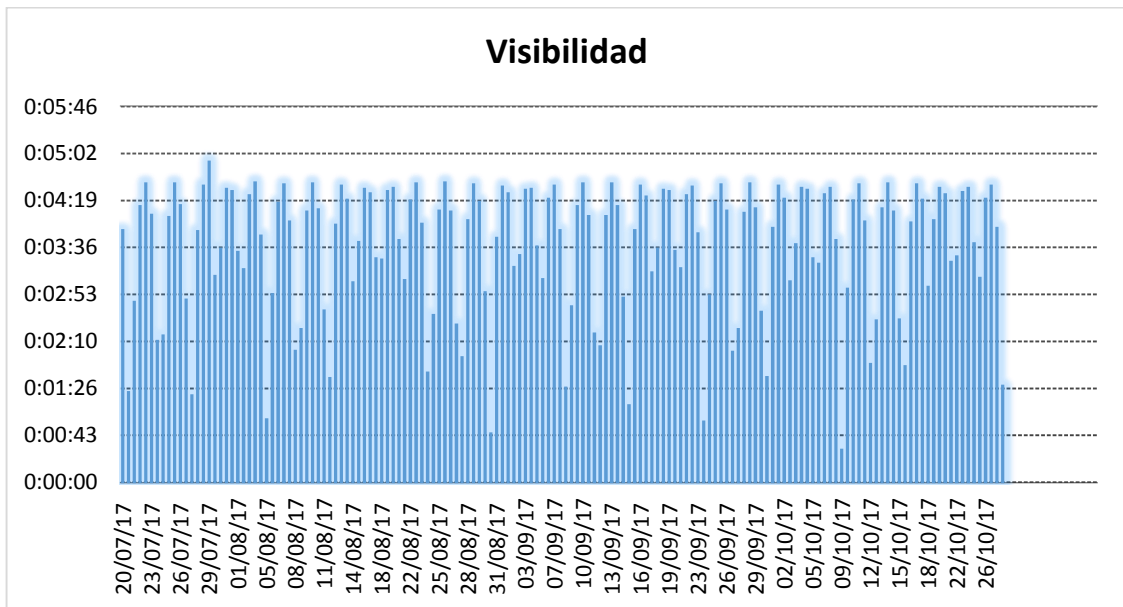


Figura 2.19. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 466 km

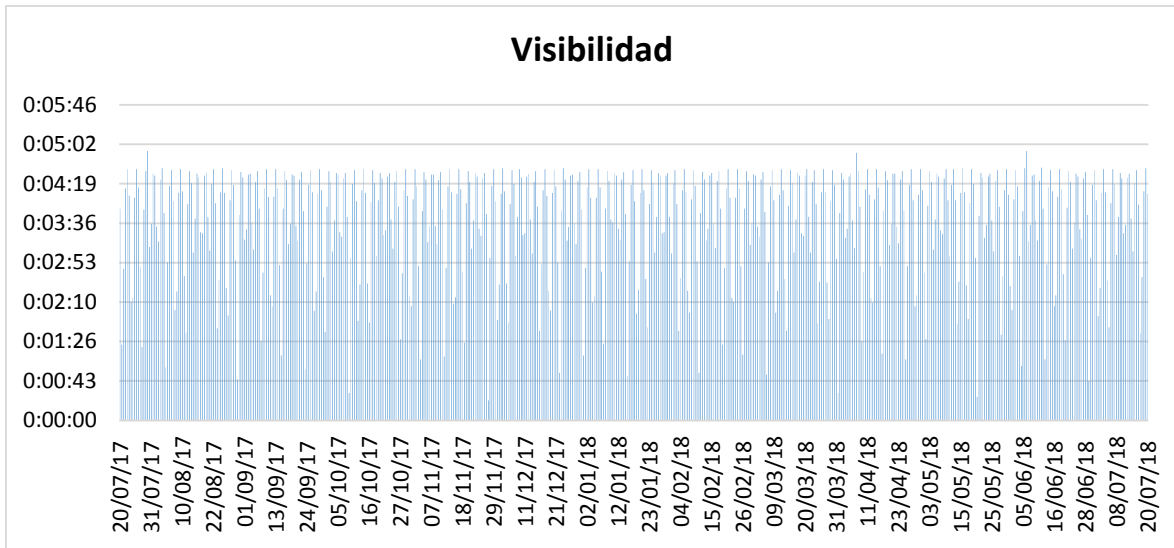


Figura 2.20. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 466 km

En ciertas figuras se pueden identificar unos picos de tiempo de visibilidad, los cuales son errores producidos por el propio programa y que, por lo tanto, no se toman en cuenta en el estudio.

Se realiza el análisis estadístico y representaciones gráficas para dos alturas adicionales escogidas al azar, comprendidas entre nuestro rango de estudio, pero diferentes a las alturas geosíncronas determinadas anteriormente. La Tabla 2.5 muestra el resumen de este análisis para los datos obtenidos durante 100 días para las alturas de 436 y 485 km.

Se puede observar que el segundo caso se trata de una altura orbital mayor a las alturas geosíncronas estudiadas anteriormente (485 km); con lo cual, el porcentaje de pases mayores a 4 minutos de duración es más alto que en los casos ya estudiados.

Tabla 2.5. Resumen del análisis estadístico de los datos obtenidos a lo largo de 100 días para dos alturas escogidas al azar

	Días con 1 pase	Días con 2 pases	Días con 3 pases	Total de días con pases
Altura: 436 km				
Porcentaje	42%	52%	-	94%
Duración mínima de visibilidad	0:00:54	0:00:56	-	0:00:54
Duración máxima de visibilidad	0:04:03	0:05:16	-	0:05:16
% de duración inferior a 1 min	2%	1%	-	1%
% de duración superior a 1 min	98%	99%	-	99%
% de duración superior a 2 min	83%	92%	-	90%
% de duración superior a 3 min	55%	81%	-	73%
% de duración superior a 4 min	2%	55%	-	40%
% de duración superior a 5 min	0%	1%	-	1%

	Días con 1 pase	Días con 2 pases	Días con 3 pases	Total de días con pases
Altura: 485 km				
Porcentaje	25%	66%	-	91%
Duración mínima de visibilidad	0:00:55	0:00:46	-	0:00:46
Duración máxima de visibilidad	0:03:45	0:04:45	-	0:04:45
% de duración inferior a 1 min	4%	1%	-	1%
% de duración superior a 1 min	96%	99%	-	99%
% de duración superior a 2 min	76%	95%	-	92%
% de duración superior a 3 min	36%	86%	-	78%
% de duración superior a 4 min	0%	67%	-	57%

Las dos primeras gráficas son para la altura de 436 km. La Figura 2.21 muestra la representación gráfica del tiempo de visibilidad medido durante 100 días. De igual forma se realiza una representación gráfica más extensa, para 365 días en lugar de 100 días. En la Figura 2.22 se puede observar dicha gráfica.

En ambas gráficas se puede observar que el patrón de visibilidad obtenido en representaciones anteriores, desaparece completamente. Esto quiere decir que las trazas del satélite se repetirán en el tiempo con muy poca frecuencia.

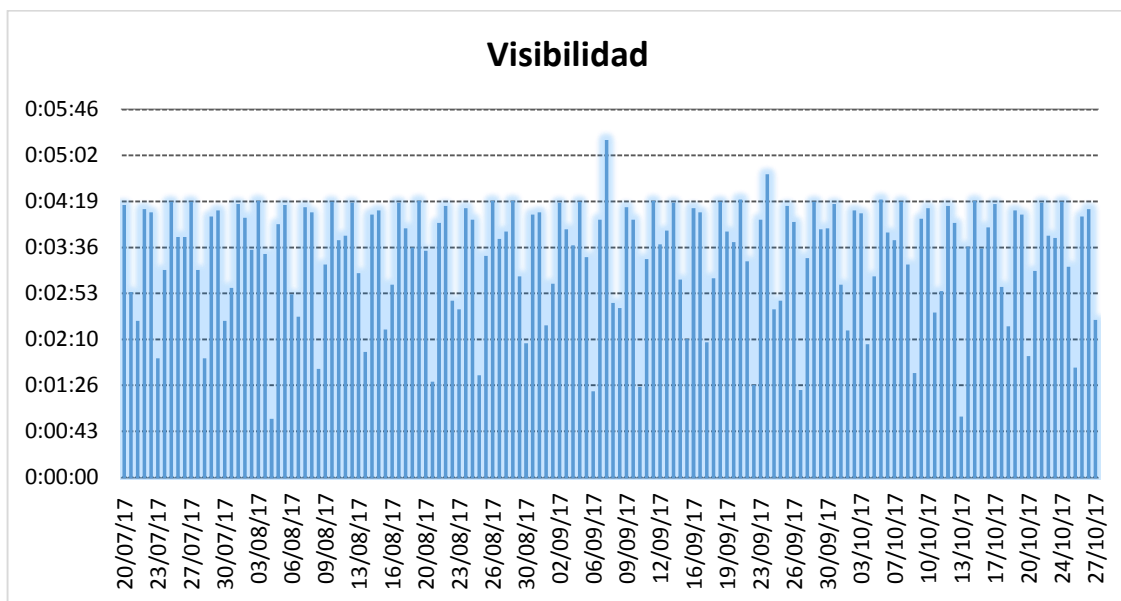


Figura 2.21. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 436 km

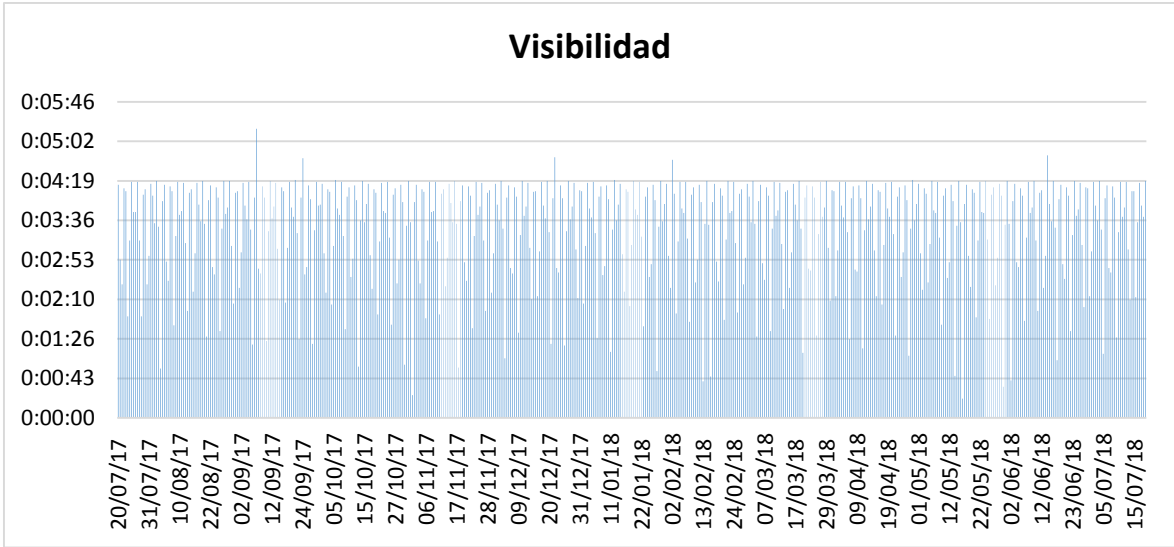


Figura 2.22. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 436 km

En las siguientes gráficas se realiza la representación del patrón de visibilidad para una altura de 485 km de altura. La Figura 2.23 muestra la gráfica del tiempo de visibilidad medido durante 100 días. En la Figura 2.24 se muestra la gráfica de la misma altura, pero con tiempo de visibilidad medido durante 365 días.

De la misma forma que en el caso anterior, se puede concluir que no existe ningún patrón de visibilidad al no tratarse de una órbita geosíncrona, confirmando el beneficio de nuestro tipo de órbita escogido para este estudio.

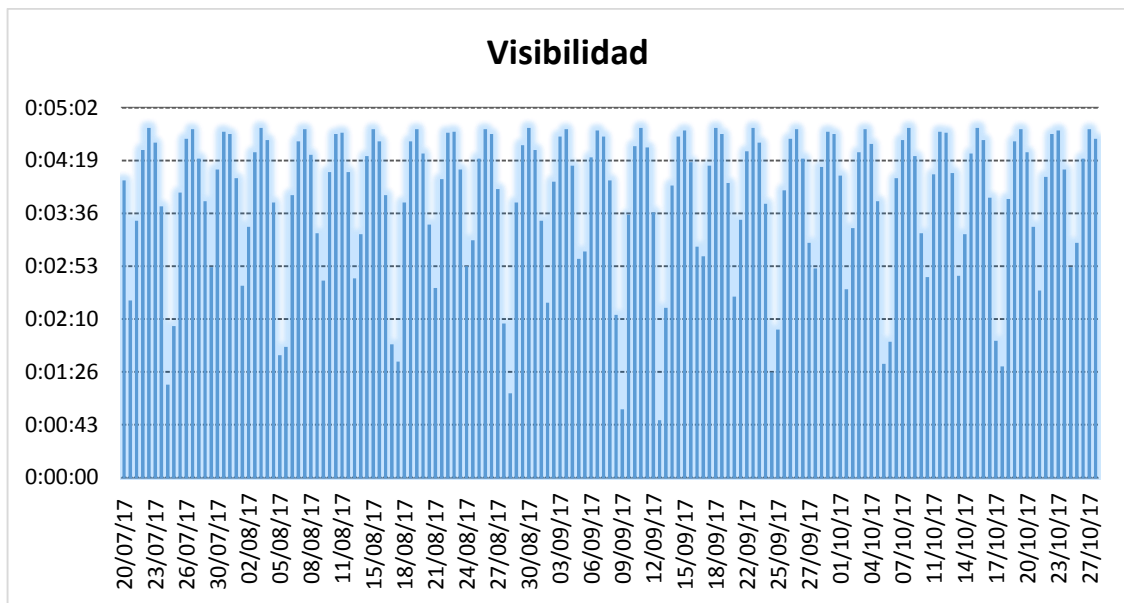


Figura 2.23. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 100 días para 485 km

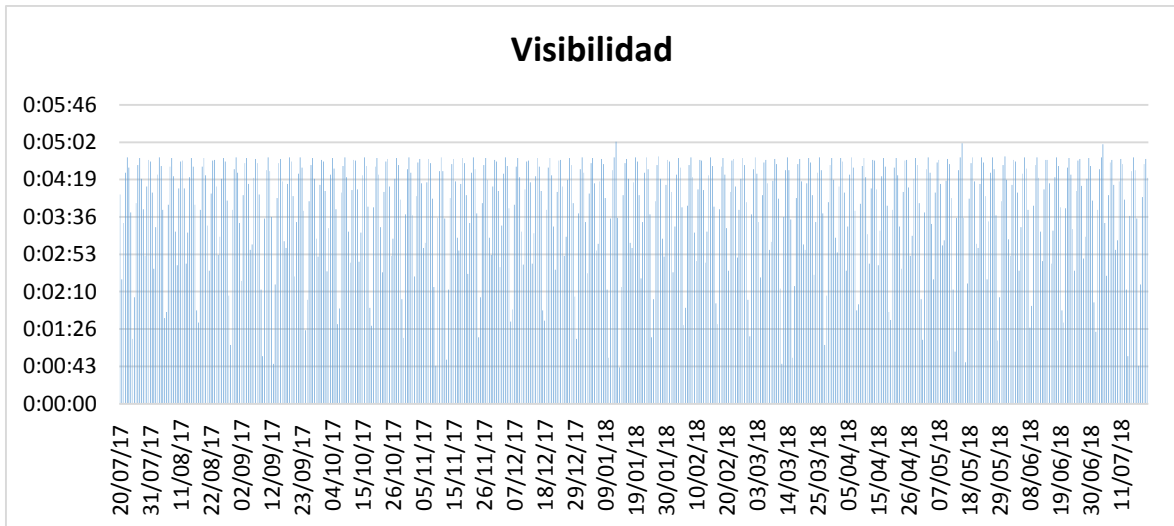


Figura 2.24. Representación gráfica del tiempo de visibilidad de 365 días para 485 km

2.1.3 Simulación de Trazas Orbitales [24]

A continuación, se presentan los gráficos de las trazas que dibujará el satélite sobre la Tierra, para las alturas geosíncronas de mayor importancia en nuestro estudio.

Los gráficos se obtuvieron mediante simulaciones realizadas en el programa *Nova for Windows*; desde la Figura 2.25 hasta la Figura 2.29 se pueden observar las simulaciones de las trazas para cada una de las cinco alturas orbitales escogidas, con un ángulo de elevación mínimo de 20°, y sus correspondientes huellas de cobertura; valores que se muestran en la Tabla 2.6.

Tabla 2.6. Valores para la simulación de las trazas orbitales a las diferentes alturas

Figura Nº	Altura Orbital [Km]	# de órbitas/período	# de días/período	Diámetro de la huella [Km]
Figura 2.25	417	31	2	1806,1
Figura 2.26	446	77	5	1906,86
Figura 2.27	450	200	13	1920,22
Figura 2.28	453	123	8	1930,24
Figura 2.29	466	46	3	1974,76

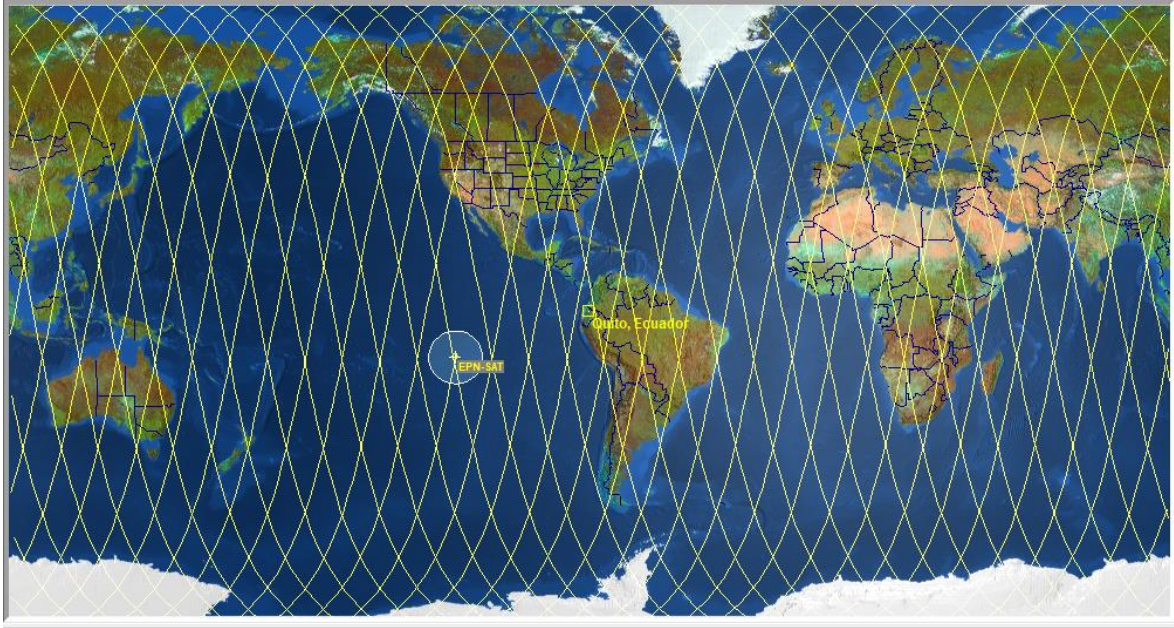


Figura 2.25. Trazas para 417 km. 31 órbitas en 2 días. Ancho de franja de visibilidad 1806,1 km ($\varepsilon_{min} = 20^\circ$)

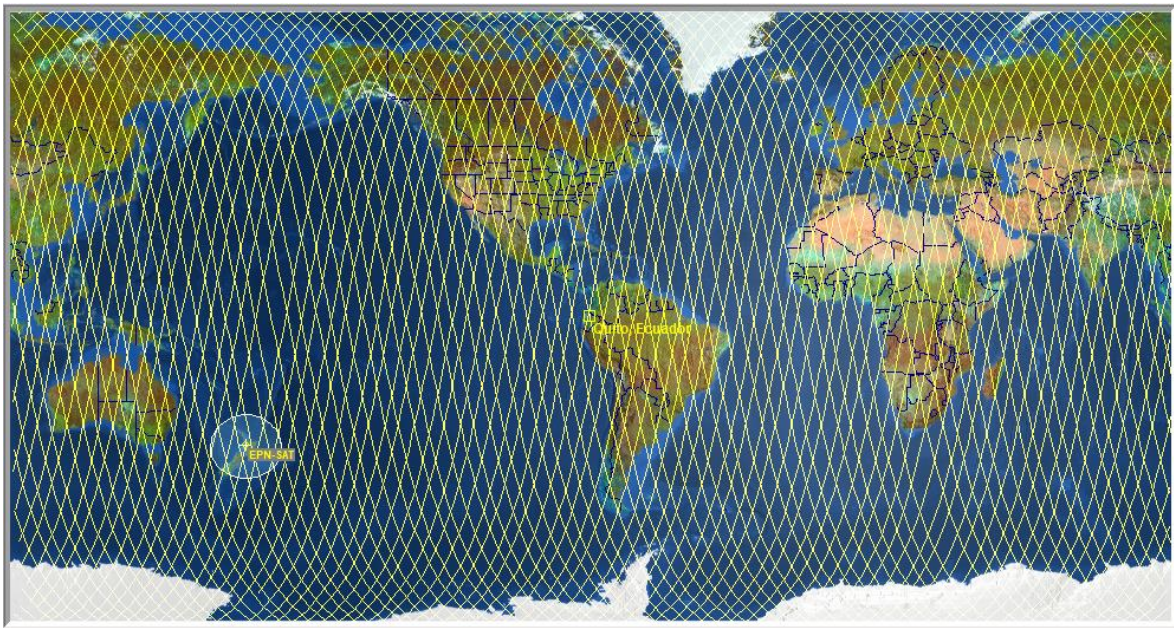


Figura 2.26. Trazas para 446 km. 77 órbitas en 5 días. Ancho de franja de visibilidad 1906,86 km ($\varepsilon_{min} = 20^\circ$)

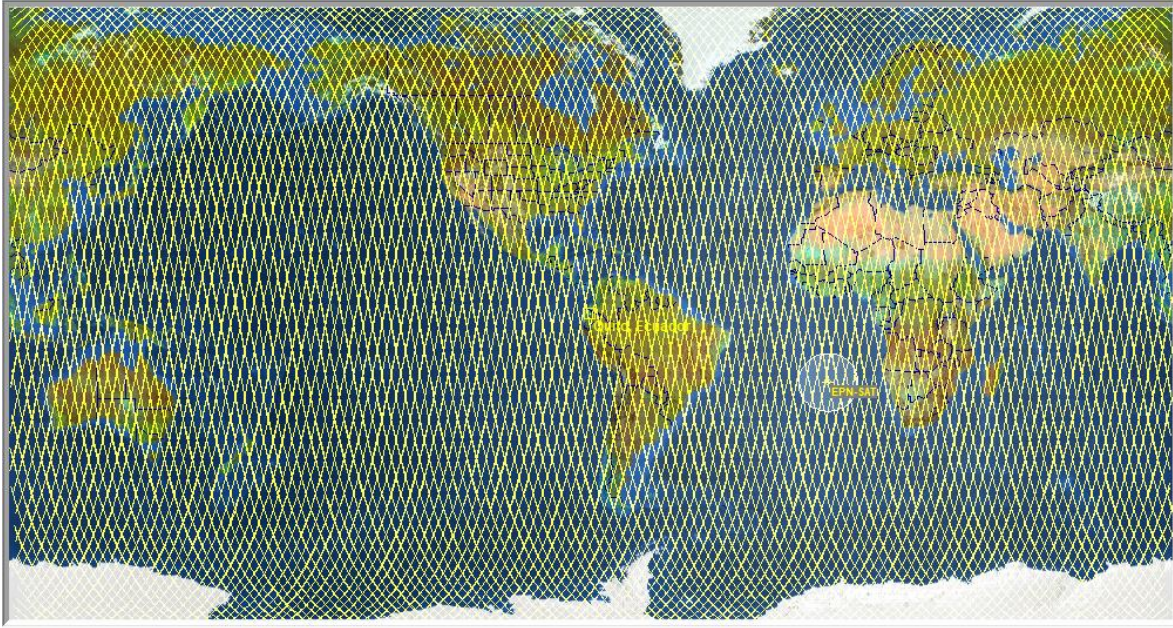


Figura 2.27. Trazas para 450 km. 200 órbitas en 13 días. Ancho de franja de visibilidad 1920,22 km ($\varepsilon_{min} = 20^\circ$)

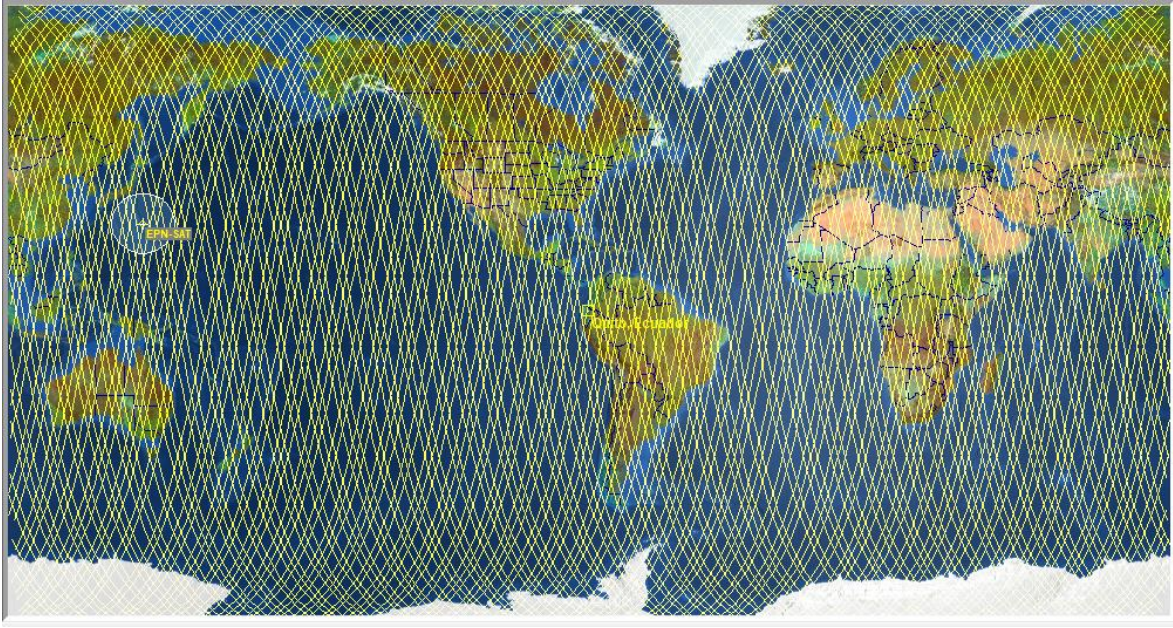


Figura 2.28. Trazas para 453 km. 123 órbitas en 8 días. Ancho de franja de visibilidad 1930,24 km ($\varepsilon_{min} = 20^\circ$)



Figura 2.29. Trazas para 466 km. 46 órbitas en 3 días. Ancho de franja de visibilidad 1974,76 km ($\epsilon_{min} = 20^\circ$)

2.1.4 Efecto Doppler en los Satélites [25]

El efecto Doppler se trata de la variación que se presenta en la longitud de onda, ya sea de una onda recibida o transmitida por un cuerpo en movimiento. Los satélites sufren la influencia de este efecto, debido a que reciben y transmiten ondas de Radio Frecuencia y se mueven a velocidades relativamente altas.

En resumidas cuentas, cuando un objeto se acerca al observador a una determinada velocidad, la onda que este emite estará incrementada debido al efecto Doppler, cuando el objeto se encuentre en la perpendicular del observador la onda no experimentará variación y cuando el objeto se aleja del observador la onda empezará a disminuir.

En términos de Radio Frecuencia esto significa que, cuando el satélite aparece por el horizonte de la estación terrena, la frecuencia con la que emite la señal estará incrementada debido al efecto Doppler; por lo tanto, se debe sintonizar el receptor en una frecuencia superior para poder recibir la portadora del satélite. Cuando el satélite pasa por la perpendicular de la estación terrena, la frecuencia no experimentará variación por lo tanto se podrá recibir la portadora que emite el satélite, sin ningún cambio de frecuencia. Cuando el satélite empiece a bajar para desaparecer por el horizonte, la frecuencia con la que se emite la señal irá disminuyendo, por lo tanto, se debe sintonizar el receptor a una frecuencia menor para no dejar de recibir la portadora hasta que desaparezca el satélite.

Este desplazamiento de frecuencia es simétrico con respecto a la portadora; es decir que, el máximo desplazamiento por arriba de la portadora cuando el satélite se acerca, es igual al máximo desplazamiento por abajo cuando el satélite se aleja. El desplazamiento se encuentra determinado por la velocidad a la que se mueve el satélite y por la frecuencia de portadora de este, y será mayor mientras mayor sean estas dos variables. El valor máximo de desplazamiento de frecuencia se encuentra con la siguiente ecuación:

$$f_d = f_p \frac{v_s}{c_o} \text{ [Hz]}$$

Ecuación 2.18. Desplazamiento de frecuencia con respecto a la portadora

Donde:

f_d = *desplazamiento de frecuencia*

f_p = *frecuencia portadora en la que emite el satélite*

v_s = *velocidad del satélite*

c_o = *velocidad de la luz*

Usando la Ecuación 2.3 se procede a determinar las diferentes velocidades para cada una de las alturas geosíncronas establecidas. En la Tabla 2.7 se muestra el resultado de las velocidades halladas.

$$v = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \text{ [m/s]}$$

Ecuación 2.3. Velocidad lineal

Tabla 2.7. Velocidades para diferentes alturas geosíncronas

h [km]	v [m/s]
417	7659,03
438	7647,22
441	7645,54
446	7642,74
450	7640,50
453	7638,82
457	7636,59
459	7635,47
466	7631,57

Se debe tomar en cuenta que estas velocidades calculadas son tangenciales a la Tierra; por lo tanto, se debe hallar la componente que afecta en el peor caso, esta sería la componente cuando se tiene una elevación mínima, debido a que el satélite se encuentra en el punto más alejado en donde se podrá determinar el desplazamiento de frecuencia.

La Figura 2.30 muestra en rosado la componente que afecta en el peor caso y el ángulo para poder hallar esta componente.

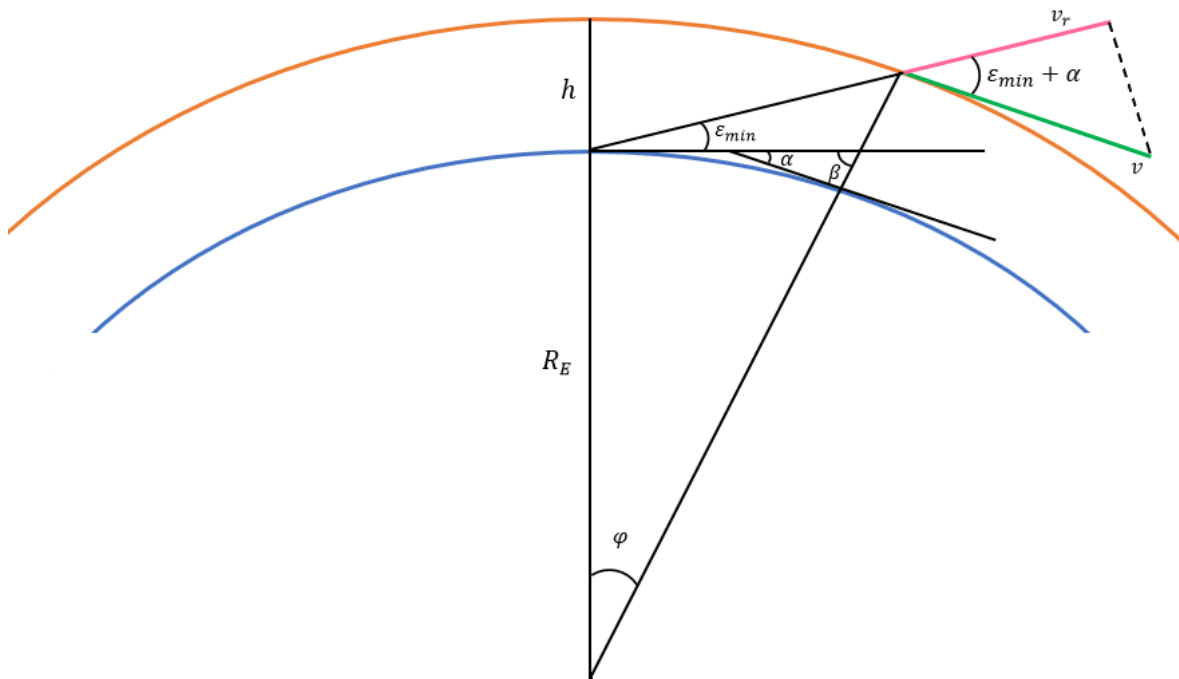


Figura 2.30. Componente de velocidad que más afecta y ángulo para determinar esta componente

Aplicando geometría se puede obtener el ángulo α de la siguiente forma:

$$\alpha = 180^\circ - 90^\circ - \beta = 180^\circ - 90^\circ - (180^\circ - 90^\circ - \varphi) = \varphi$$

Por lo tanto, la velocidad de interés será:

$$v_r = v * \cos(\epsilon_{min} + \varphi) \text{ [m/s]}$$

Ecuación 2.19. Componente de velocidad cuando se tiene un $\epsilon_{min} = 20^\circ$

La Tabla 2.8 muestra los valores de frecuencia Doppler calculados para las diferentes alturas geosíncronas y los valores obtenidos en el proceso.

Tabla 2.8. Frecuencia Doppler

h [km]	v [m/s]	$\epsilon_{min} + \varphi$ [°]	v_r [m/s]	f_p [GHz]	f_d [MHz]
417	7659,03	36,22	6178,95	2,4	49,432
				5,8	119,46
438	7647,22	36,88	6116,97	2,4	48,936
				5,8	118,26
441	7645,542	36,97	6108,41	2,4	48,867
				5,8	118,10
446	7642,74	37,13	6093,31	2,4	48,746
				5,8	117,80
450	7640,50	37,25	6081,85	2,4	48,655
				5,8	117,58
453	7638,82	37,34	6073,24	2,4	48,586
				5,8	117,42
457	7636,59	37,47	6060,95	2,4	48,488
				5,8	117,18
459	7635,47	37,53	6055,19	2,4	48,442
				5,8	117,07
466	7631,57	37,74	6035,02	2,4	48,280
				5,8	116,68

Se puede observar que mientras mayor es la altura, menor es el desplazamiento de frecuencia que experimenta la señal; y queda comprobado que mientras mayor es la frecuencia de portadora y/o la velocidad del satélite, mayor es el desplazamiento de señal, como se observa en los resultados.

2.2 Parámetros para el Estudio del Enlace

Se realizará el análisis de los parámetros necesarios para el Estudio del Enlace, los cuales se utilizarán en cálculos posteriores.

Para comprobar que el sistema diseñado cumple con los requerimientos necesarios y que nuestra alternativa será viable, se debe realizar el balance de potencias, empezando por el cálculo de potencia de señal recibida y la potencia de ruido. Por tal motivo en esta sección se van a definir dichos parámetros y otros involucrados para el cálculo.

2.2.1 Directividad y Ganancia [26, 27]

La ganancia y la directividad son valores que determinan la capacidad de la antena para concentrar la energía en una determinada dirección y que están relacionados directamente con el patrón de radiación de la antena.

Un radiador isotrópico emite ondas electromagnéticas que se propagan por igual en todas las direcciones. A una distancia d del centro del radiador, se describe una esfera virtual de área $4\pi d^2$, por la cual fluye la potencia total generada P_t , que se distribuye por igual en toda la superficie. La densidad de flujo de potencia en una antena isotrópica disminuye con el cuadrado de la distancia y puede ser calculada con la siguiente ecuación:

$$PFD = \frac{P_t}{4\pi d^2} [W/m^2]$$

Ecuación 2.20. Densidad de flujo de potencia antena isotrópica

Sin embargo, para los sistemas satelitales se desea una antena no isotrópica, en la cual la potencia generada se concentre en una determinada dirección, a esta característica de las antenas se la denomina Directividad. La densidad de flujo de potencia para este tipo de antenas puede ser calculada con la siguiente ecuación:

$$PFD = \frac{P_t G_t}{4\pi d^2} [W/m^2]$$

Ecuación 2.21. Densidad de flujo de potencia

Donde:

$$G_t = \text{ganancia de la antena transmisora}$$

La ganancia de una antena está definida como la relación entre la densidad de potencia radiada en una dirección a una determinada distancia, y la densidad de potencia radiada por una antena isotrópica a la misma distancia. La Figura 2.31 muestra los parámetros necesarios para determinar la ganancia de una antena y mediante la siguiente ecuación se puede determinar dicha ganancia:

$$G = \eta \left(\frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 = \frac{4\pi}{\Omega}$$

Ecuación 2.22. Ganancia de una antena

Donde:

$$\eta = \text{eficiencia de la antena, puede tener valores entre 0,55 y 0,7}$$

$$\lambda = \text{longitud de onda} = c/f$$

$$c = \text{velocidad de propagación de la onda} = 3 \times 10^8 [m/s]$$

$$f = \text{frecuencia}$$

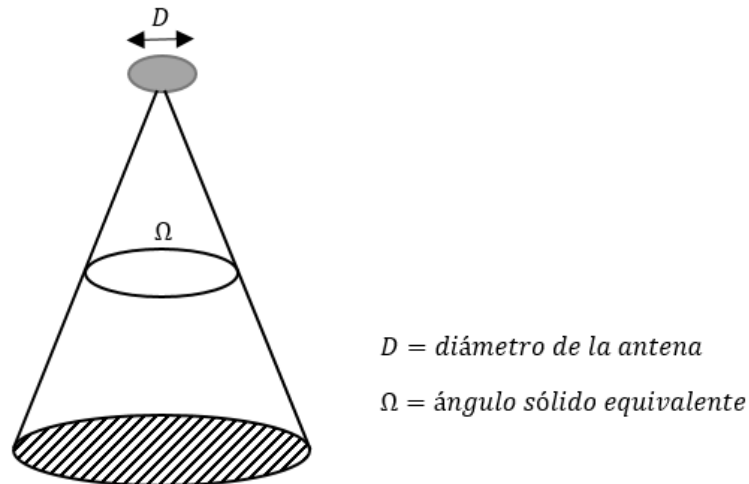


Figura 2.31. Parámetros necesarios para el cálculo de la ganancia de una antena

Para estimar la cantidad de energía electromagnética absorbida por la antena receptora, se asume un área efectiva A_e . Se puede relacionar dicha área con la ganancia de la antena en recepción G_r mediante la siguiente ecuación:

$$A_e = \frac{\lambda^2}{4\pi} G_r \text{ [m}^2\text{]}$$

Ecuación 2.23. Área efectiva de la antena

2.2.2 Balance de Potencias [3, 26]

Para el diseño de cualquier enlace, es necesario realizar el balance de potencias. La fracción de potencia total que llega al receptor, viene dada por la densidad de flujo de potencia PDF multiplicada por el área efectiva A_e , reemplazando el término PDF se obtiene lo siguiente:

$$P_r = \frac{P_t G_t}{4\pi d^2} A_e \text{ [W]}$$

Ecuación 2.24. Potencia recibida

Reemplazando el término de área efectiva A_e en la ecuación anterior y simplificando valores, se obtiene lo siguiente:

$$P_r = \left(\frac{\lambda}{4\pi d} \right)^2 P_t G_t G_r \text{ [W]}$$

El término $\left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right)^2$ representa el inverso de las pérdidas por propagación en el espacio libre; es decir L_p^{-1} . Entonces la relación entre potencia recibida y transmitida puede ser expresada de la siguiente forma:

$$\frac{P_r}{P_t} = \frac{G_t G_r}{L_p}$$

La Potencia Isotrópica Radiada Efectiva (PIRE) es una medida que representa la fuerza con la que la señal es transmitida. Se puede expresar como el producto entre la potencia de transmisión y la ganancia de la antena de transmisión $P_t G_t$. Reemplazando esto en la ecuación anterior y añadiendo el resto de pérdidas posibles que existen en enlaces de comunicaciones satelitales, se obtiene lo siguiente:

$$P_r = \frac{PIRE * G_r}{L_p L_R L_i} [W]$$

Ecuación 2.25. Balance de potencias

Donde:

$$L_R = \text{pérdidas atmosféricas} \left\{ \begin{array}{l} L_G = \text{pérdidas por gases} \\ L_r = \text{pérdidas por lluvia} \end{array} \right.$$

$$L_i = \text{pérdidas varias (polarización)}$$

$$L = \text{pérdidas totales} = L_p + L_R + L_i$$

La forma más común de expresar el balance de potencias es en decibelios (dB), ya que los cálculos pueden ser más sencillos. De tal forma la ecuación anterior quedaría así:

$$P_r = PIRE + G_r - L [dBm]$$

Ecuación 2.26. Balance de potencias expresado en decibelios

2.2.3 Pérdidas

El estudio de las pérdidas existentes en todo el enlace es muy importante, ya que son las que reducen la potencia con la que la señal llega a recepción. En los enlaces satelitales, las pérdidas que afectan en mayor grado, son las pérdidas por propagación; aunque el resto de pérdidas estén en el orden de 1 dB, se las debe considerar ya que este valor puede hacer la diferencia entre cumplir o no los requisitos para poder recibir la señal.

Por tal motivo se van a analizar casi todas las pérdidas que afecten al enlace en estudio en las frecuencias de interés. Las únicas pérdidas que no se van a estudiar son las introducidas por el cableado y conectores, debido a que no se sabe la distancia exacta a la que se encontrará el receptor de la antena receptora; por lo tanto, al final se va a considerar una “holgura” en el balance para que no existan problemas futuros.

2.2.3.1 Pérdidas por propagación [26]

Estas pérdidas juegan un papel muy importante en el diseño del enlace. En cualquier sistema inalámbrico, la energía de la señal se dispersa mientras esta se aleja del transmisor; por lo tanto, una antena receptora recibirá menos nivel de señal mientras más alejada se encuentre del transmisor. Con la siguiente ecuación se puede encontrar estas pérdidas, el término L_p ya se había encontrado antes:

$$L_p = \left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2 = \left(\frac{4\pi d f}{c}\right)^2$$

Ecuación 2.27. Pérdidas por propagación

Expresando en decibelios las pérdidas por propagación se obtiene una función dependiente de la frecuencia y de la distancia:

$$L_p = -20 \log\left(\frac{c}{4\pi}\right) + 20 \log d + 20 \log f \text{ [dB]}$$

Ecuación 2.28. Pérdidas por propagación expresadas en decibelios

$$L_p = 92,44 + 20 \log[d \text{ (km)}] + 20 \log[f \text{ (GHz)}] \text{ [dB]}$$

Aunque la altura orbital del satélite para este estudio es constante, la distancia entre este y la antena receptora no lo es. La distancia máxima entre el CubeSat y la estación terrena sería cuando el satélite se encuentra a 20° sobre el horizonte (ϵ_{min}). Mientras el satélite se vaya desplazando hacia arriba la distancia irá disminuyendo hasta alcanzar el punto más alto (cenit). Por lo tanto, la máxima altura se determina utilizando la siguiente ecuación [3]:

$$d = R_E \left(\sqrt{\left(\frac{r}{R_E}\right)^2 - \cos^2(\epsilon_{min})} - \sin(\epsilon_{min}) \right) \text{ [Km]}$$

Ecuación 2.29. Distancia máxima entre la antena y el satélite

En la Tabla 2.9 se muestran los resultados obtenidos de distancia máxima y pérdidas por propagación, para las diferentes alturas orbitales determinadas anteriormente y a su vez para las dos bandas de frecuencia en estudio. Se ha incluido la altura de 500 km ya que es la altura máxima en el rango de estudio.

Tabla 2.9. Valores de distancia máxima y pérdidas de propagación

h [km]	f_p [GHz]	d [km]	L_p [dB]
417	2,4	1020,42	160,220
	5,8		167,884
438	2,4	1064,75	160,590
	5,8		168,253
441	2,4	1071,04	160,640
	5,8		168,305
446	2,4	1081,51	160,725
	5,8		168,390
450	2,4	1089,79	160,791
	5,8		168,456
453	2,4	1096,13	160,841
	5,8		168,506
457	2,4	1104,45	160,907
	5,8		168,572
459	2,4	1108,61	160,940
	5,8		168,604
466	2,4	1123,13	161,053
	5,8		168,717
500	2,4	1192,98	161,577
	5,8		169,241

2.2.3.2 Pérdidas atmosféricas por gases [28]

Para determinar estas pérdidas, primero se calcula el índice de atenuación específica (γ). Existe una recomendación de la ITU (ITU-R P.676-11) en la cual se detalla la absorción por gases atmosféricos. Esta recomendación posee varias gráficas que ayudan a obtener de forma directa los valores de atenuación en dB/Km. Utilizando una de estas gráficas, mostrada en la Figura 2.32, se obtienen los índices totales, debidos al vapor de agua y al aire seco, para cada una de las frecuencias en estudio.

Para determinar los índices totales se considera la curva de color vino, obteniendo un valor de $3,7 \times 10^{-2}$ dB/Km para la frecuencia de 2,4 GHz, y $4,1 \times 10^{-2}$ dB/Km para la frecuencia de 5,8 GHz.

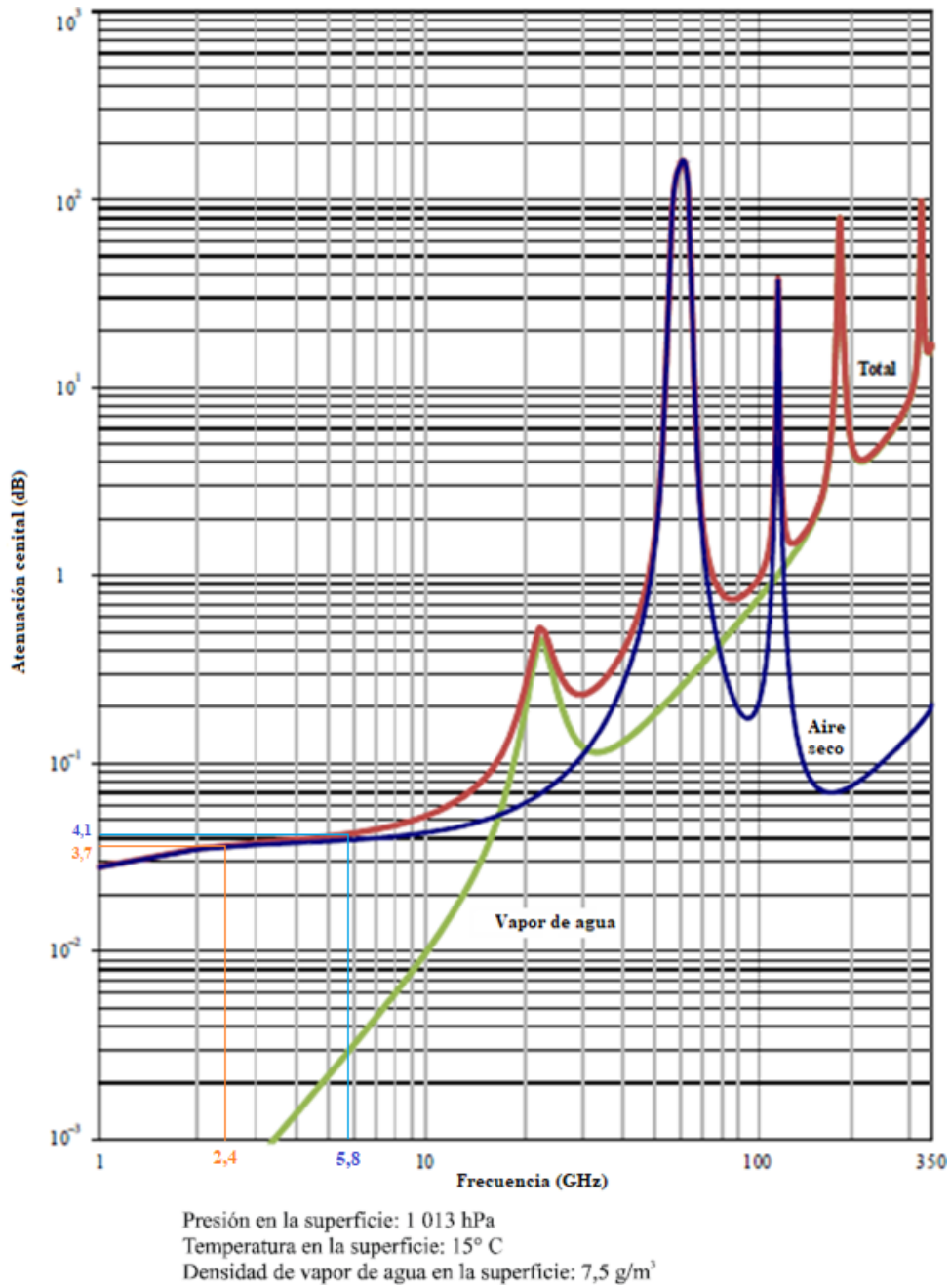


Figura 2.32. Atenuación cenital total específica debida a los gases

A continuación, se debe calcular la distancia de la trayectoria atmosférica (da), la cual depende del ángulo de elevación mínimo de la antena y de la altura de la atmósfera de interés. El segmento donde se encuentra la mayor cantidad de masa atmosférica, medido desde el nivel del mar, está entre los 10 primeros kilómetros.

$$da = \frac{10 \text{ km}}{\text{sen}(\varepsilon_{\min})} [\text{Km}]$$

Ecuación 2.30. Distancia de la trayectoria atmosférica

Como $\varepsilon_{min} = 20^\circ$ para este estudio, entonces:

$$da = \frac{10 \text{ km}}{\text{sen } 20^\circ} = 29,24 \text{ [Km]}$$

Las pérdidas atmosféricas por gases se obtienen del producto del índice de atenuación, por la distancia de la trayectoria atmosférica, como se muestra en la siguiente ecuación:

$$L_G = \gamma * da \text{ [dB]}$$

Ecuación 2.31. Pérdidas atmosféricas por gases

La Tabla 2.10 muestra los valores de pérdidas atmosféricas por gases para las frecuencias en estudio. Como se puede observar estas pérdidas son despreciables en comparación a las pérdidas por propagación.

Tabla 2.10. Valores de pérdidas atmosféricas por gases

f [GHz]	da [km]	γ [dB/km]	L_G [dB]
2,4	29,24	$3,7 \times 10^{-2}$	1,082
5,8	29,24	$4,1 \times 10^{-2}$	1,198

2.2.3.3 Pérdidas por hidrometeoros [29, 30]

Durante la propagación de la señal en enlaces satelitales, se producen atenuaciones debidas a la dispersión y absorción que son causadas por hidrometeoros como la lluvia, el granizo, la nieve o la niebla. Estas pérdidas aumentan con la frecuencia y con la intensidad de la lluvia. Para frecuencias menores a 3 GHz estas pérdidas pueden despreciarse.

Para calcular las pérdidas por hidrometeoros existe una recomendación de la ITU (ITU-R P.838-3), la cual trata el modelo de atenuación específica debida a la lluvia para los métodos de predicción. En base a esta recomendación se empieza calculando la atenuación específica (γ_R) que se obtiene a partir de la intensidad de lluvia (R) mediante la siguiente ley potencial:

$$\gamma_R = k * R^\alpha \text{ [dB/Km]}$$

Ecuación 2.32. Atenuación específica debida a la lluvia

La atenuación por lluvia va a depender de la zona geográfica donde se encuentre situada la estación terrena. En la recomendación ITU-R P.837-7 se proporcionan los valores de intensidad de lluvia R (mm/h) que cae sobre cada región del planeta Tierra, mediante la gráfica mostrada en la Figura 2.33.

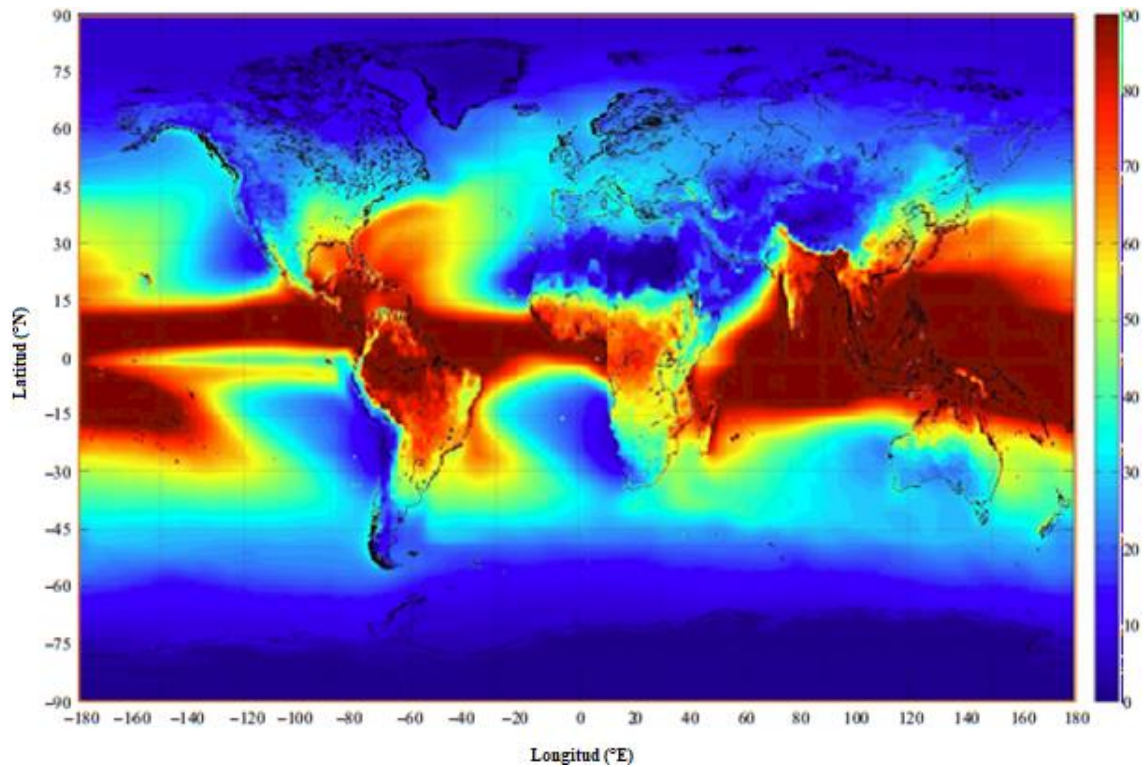


Figura 2.33. Regiones y valores de la intensidad de lluvia en la Tierra

Para obtener los valores de la región de interés, se realiza una vista centrada de América del Sur, en la cual es posible identificar con mayor claridad la zona de estudio, la Figura 2.34 muestra la región deseada.

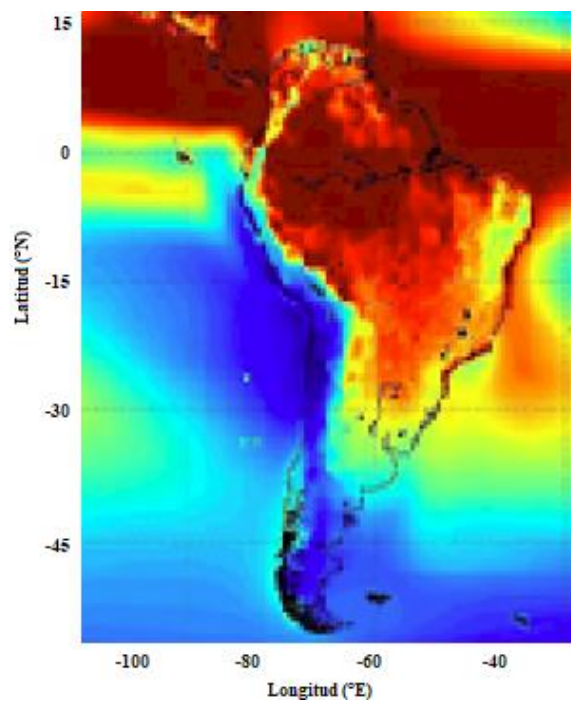


Figura 2.34. Regiones y valores de la intensidad de la lluvia en América del Sur

Se puede observar que nuestra estación terrena se encuentra situada en una región de color verde agua, para esta región el valor de intensidad de lluvia está en 35 mm/h.

Los valores de los coeficientes k y α se establecen en función de la frecuencia, en el rango de 1 a 1000 GHz. Para los casos de polarización lineal y circular, y para cualquier geometría del trayecto, estos coeficientes se pueden calcular utilizando las siguientes ecuaciones:

$$k = \frac{k_H + k_V + (k_H - k_V) * \cos^2\theta * \cos 2\tau}{2}$$

Ecuación 2.33. Coeficiente k

$$\alpha = \frac{k_H\alpha_H + k_V\alpha_V + (k_H\alpha_H - k_V\alpha_V) * \cos^2\theta * \cos 2\tau}{2k}$$

Ecuación 2.34. Coeficiente α

Donde:

θ = ángulo de elevación del trayecto

τ = ángulo de inclinación de la polarización con respecto a la horizontal

$\tau = 45^\circ$ para polarización circular

La Tabla 2.11 muestra los valores de los coeficientes k_H, α_H, k_V y α_V , para determinadas frecuencias.

Tabla 2.11. Coeficientes que dependen de la frecuencia para estimar la atenuación específica debida a la lluvia

f [GHz]	k_H	α_H	k_V	α_V
1	0,0000259	0,9691	0,0000308	0,8592
1,5	0,0000443	1,0185	0,0000574	0,8957
2	0,0000847	1,0664	0,0000998	0,9490
2,5	0,0001321	1,1209	0,0001464	1,0085
3	0,0001390	1,2322	0,0001942	1,0688
3,5	0,0001155	1,4189	0,0002346	1,1387
4	0,0001071	1,6009	0,0002461	1,2476
4,5	0,0001340	1,6948	0,0002347	1,3987
5	0,0002162	1,6969	0,0002428	1,5317
5,5	0,0003909	1,6499	0,0003115	1,5882
6	0,0007056	1,5900	0,0004878	1,5728
7	0,001915	1,4810	0,001425	1,4745

Gracias a la tabla anterior, es posible calcular la atenuación específica para frecuencias muy cercanas a las que se está usando en este estudio. Una vez obtenida la atenuación específica en dB/km, se procede a calcular las pérdidas por hidrometeoros, mediante la siguiente ecuación:

$$L_r = \gamma_R * da \text{ [dB]}$$

Ecuación 2.35. Pérdidas por hidrometeoros

La distancia atmosférica considerada será la misma que para las pérdidas atmosféricas por gases ($da = 29,24 \text{ km}$), debido a que si existe lluvia, estará comprendida en una altura de 10 km. En la Tabla 2.12 se muestran los resultados obtenidos de pérdidas por hidrometeoros para las frecuencias en estudio.

Tabla 2.12. Valores de pérdidas por hidrometeoros

f [GHz]	da [km]	γ_R [dB/km]	L_r [dB]
2,5	29,24	0,0069	0,205
6	29,24	0,1659	4,852

Como se puede observar, para la frecuencia de 2,5 GHz las pérdidas son insignificantes comparadas con las pérdidas por propagación. Sin embargo, para la frecuencia de 6 GHz las pérdidas son considerables y podrían complicar bastante el diseño.

La lluvia actúa como atenuador de la señal, y genera ruido propio a la salida del proceso; por lo tanto, existirá una contribución de temperatura de ruido (T_r) que deberá ser considerada cuando se realice el cálculo de temperatura de ruido equivalente de la antena (T_e). Esta condición no afecta ni modifica el ruido de la Tierra. Se puede determinar la temperatura de ruido por lluvia con la siguiente ecuación, donde $T_m = 275 \text{ K}$:

$$T_r = T_m \left(1 - \frac{1}{L_r}\right) \text{ [}^\circ\text{K]}$$

Ecuación 2.36. Temperatura de ruido por lluvia

2.2.3.4 Pérdidas por polarización [31, 32]

La polarización de una antena es la figura que describe el extremo del vector de campo eléctrico radiado, en función del tiempo, para el sentido de propagación de la onda, visto por un observador situado en la antena. La polarización es muy importante ya que la antena

receptora es capaz de captar solo la potencia que se encuentra contenida en la polarización del campo que coincide con el suyo propio. Así, se tiene:

Polarización elíptica.- el vector de campo eléctrico describe una trayectoria elíptica. Si el vector rota en sentido de las agujas del reloj, se tiene polarización elíptica a derechas. Si el sentido de giro es contrario a las agujas del reloj, se tiene polarización elíptica a izquierdas.

Polarización circular.- el vector de campo eléctrico sigue una trayectoria circular. Es un caso particular de la polarización elíptica, cuando la elipse tiene excentricidad nula es una circunferencia. Al igual que el caso anterior se puede clasificar en polarización circular a derechas o a izquierdas.

Polarización lineal.- el vector campo eléctrico se mueve a lo largo de una recta. Es un caso particular de la polarización elíptica, una elipse con excentricidad infinita es una línea.

En general, si se utilizan antenas con polarización lineal, existirá un desacoplo de potencia debido a que la antena del satélite y la de la estación terrena no estarán paralelas. Se podría pensar en alinear ambas antenas, ajustando el sistema de referencia de la antena terrestre al del satélite. Sin embargo, aunque se logre la alineación completa de estas, la onda polarizada linealmente no llegará con la misma dirección de polarización con la que fue emitida, debido a que la onda cambia su dirección cuando esta atraviesa la ionósfera. A este fenómeno se lo conoce como rotación de Faraday, es un efecto magneto-óptico, en el cual el plano de polarización de la onda gira por la influencia de un campo magnético que es paralelo a la dirección de propagación.

Una forma sencilla de evitar estos problemas es usando polarización circular, en cuyo caso la rotación de Faraday no afectaría a las ondas y llegarían a su destino con la misma polarización. Sin embargo, se va a considerar el peor caso, que, enviando una onda con polarización circular desde el satélite, llegará solo una de las componentes a la estación terrena, por lo tanto, se recibiría polarización lineal. En este caso se tendrán pérdidas por desacoplo de polarización de máximo 3 dB.

Un efecto adicional en las ondas polarizadas linealmente, es que sufren una rotación y se convierten en ondas polarizadas elípticamente. Este efecto es insignificante para frecuencias mayores a 10 GHz. Sin embargo, para frecuencias menores se calculan estas pérdidas usando la siguiente ecuación:

$$L_{pol 2} = -20 \log(\cos \gamma) [dB]$$

Ecuación 2.37. Pérdidas por polarización

γ es el ángulo de rotación que depende de la frecuencia. Se lo puede calcular usando la Figura 2.35, la cual indica los valores de ángulo de rotación de Faraday a determinadas frecuencias. Una vez obtenido el ángulo se procede a calcular las pérdidas por polarización, la Tabla 2.13 muestra los resultados obtenidos para cada una de las frecuencias en estudio.

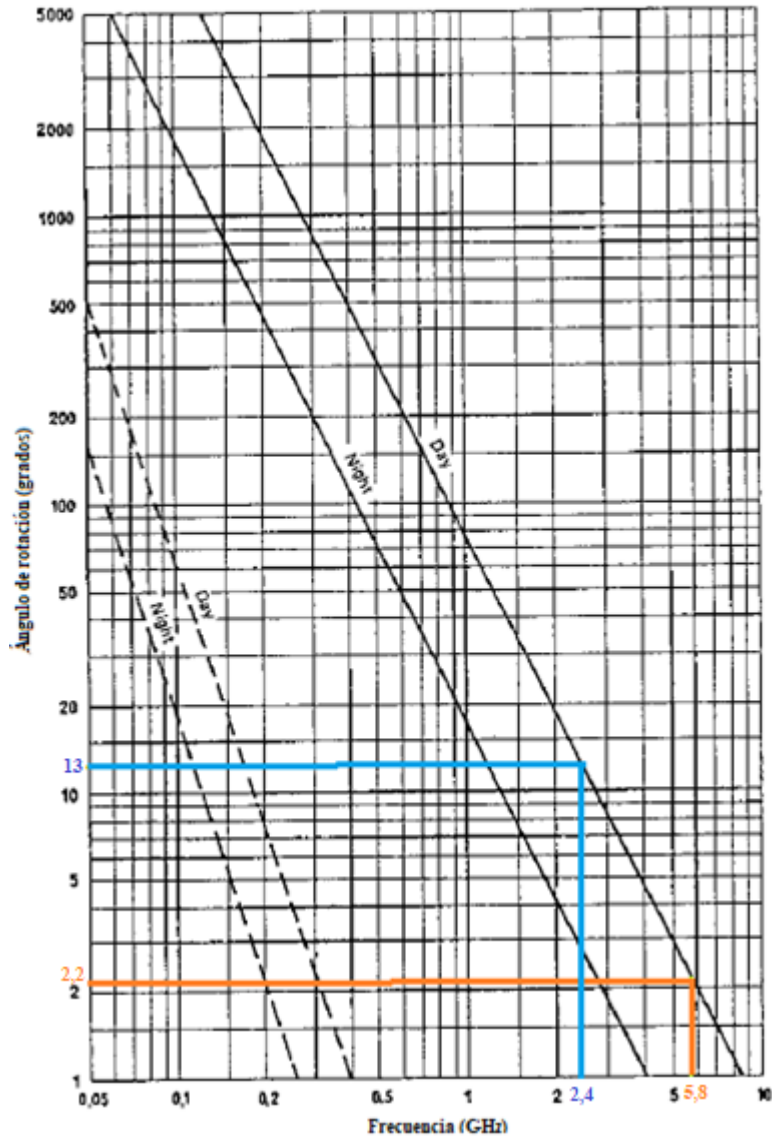


Figura 2.35. Ángulo de rotación Faraday

Tabla 2.13. Pérdidas por desacople de polarización

f [GHz]	γ [grados]	L_{pol2} [dB]	L_{pol} [dB]
2,4	13	0,226	3,226
5,8	2,2	0,006	3,006

2.2.3.5 Pérdidas totales

Para obtener las pérdidas totales, se suman todas las contribuciones calculadas anteriormente. Este análisis se lo hace para la órbita más alta, que sería la de mayores pérdidas (el peor caso de estudio con referencia a pérdidas). La Tabla 2.14 muestra los resultados de las pérdidas parciales y totales para las frecuencias de estudio.

Tabla 2.14. Pérdidas totales para las frecuencias de estudio

h [km]	f_p [GHz]	L_p [dB]	L_G [dB]	L_r [dB]	L_{pol} [dB]	Pérdidas Totales L [dB]
500	2,4	161,577	1,082	0,205	3,226	166,090
	5,8	169,241	1,198	4,852	3,006	178,297

Se puede observar que mientras mayor es la frecuencia, mayores son las pérdidas; con excepción de las pérdidas por polarización, las cuales son menores mientras mayor es la frecuencia, aunque su diferencia está en un par de décimas de decibelios. Como se había mencionado al comienzo, la mayor contribución por pérdidas es de las existentes por propagación, en un 97% para 2,4 GHz y en un 94% para 5,8 GHz.

2.2.4 Ruido Térmico [27, 33]

El ruido térmico es inevitable y se presenta en cualquier sistema de comunicación, siendo la causa principal de ruido. Es provocado por todos los componentes que tengan una temperatura mayor al cero absoluto; su origen está en el movimiento aleatorio de los electrones.

En termodinámica, el ruido térmico está relacionado con la potencia. De tal forma, la potencia de ruido térmico se la puede determinar mediante la siguiente ecuación:

$$P_n = KT_s B = N_o B [W]$$

Ecuación 2.38. Potencia de ruido térmico

Donde,

$$K = \text{constante de Boltzmann} = 1,38062 * 10^{-23} \left[\frac{J}{^\circ K} \right]$$

T_s = temperatura del sistema en grados kelvin

B = ancho de banda de la señal

N_o = densidad espectral de potencia del ruido

La densidad espectral de potencia del ruido se define como la cantidad de potencia de ruido normalizado a un ancho de banda de 1 Hz, y se la puede encontrar mediante la siguiente ecuación:

$$N_o = KT_s \left[\frac{W}{Hz} \right]$$

Ecuación 2.39. Densidad espectral de ruido

Para calcular la temperatura de ruido equivalente del sistema T_s , se necesita de parámetros como la temperatura del ambiente T y el factor de ruido F . El factor de ruido se define como la relación entre, la señal a ruido a la entrada sobre la señal a ruido a la salida del sistema. La Figura 2.36 muestra la relación del factor de ruido de un dispositivo.

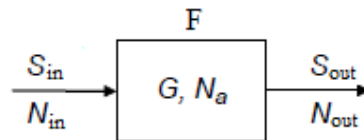


Figura 2.36. Factor de ruido de un dispositivo

Donde:

S_{in} = potencia de la señal de entrada

N_{in} = potencia de ruido a la entrada

S_{out} = potencia de la señal de salida

N_{out} = potencia de ruido a la salida

N_a = ruido generado por el propio amplificador

G = ganancia del amplificador

Entonces el factor de ruido podrá ser encontrado de la siguiente manera:

$$F = \frac{\left(\frac{S}{N}\right)_{in}}{\left(\frac{S}{N}\right)_{out}} = \frac{\frac{S}{N_{in}}}{\frac{G \cdot S}{N_{out}}} = \frac{N_{out}}{G \cdot N_{in}}$$

$$N_{out} = G \cdot N_{in} + N_a$$

$$N_{in} = KT_o B$$

$$F = \frac{G \cdot N_{in} + N_a}{G \cdot N_{in}}$$

$$N_a = G \cdot N_{in} F - G \cdot N_{in} = G \cdot N_{in} (F - 1)$$

$$N_a = GKT_o B (F - 1) = GKT_a B$$

$$\rightarrow T_a = T_o (F - 1)$$

$$F = 1 + \frac{T_a}{T_o}$$

Ecuación 2.40. Factor de ruido

Donde:

$T_a =$ temperatura de la fuente de ruido térmico (amplificador)

$T_o =$ temperatura de referencia = 290°K

El concepto de temperatura de ruido del sistema T_s , se usa principalmente en sistemas de recepción y se puede considerar formada por tres componentes:

1. La temperatura de ruido externo captada por la antena T_e . Sin embargo, la potencia de ruido de la antena llega al receptor atenuada por un factor L, debido a la línea de transmisión, conectores y demás componentes entre la antena y el receptor. Por lo tanto, la contribución efectiva de la temperatura de la antena a la temperatura del sistema es: $\frac{T_e}{L}$.
2. La temperatura de ruido de todos los componentes usados para conectar la antena al receptor; del mismo modo, la contribución efectiva de la temperatura generada por los componentes es: $T \left(1 - \frac{1}{L}\right)$.
3. La temperatura de ruido generada por el propio sistema. Cuando el sistema posee n circuitos conectados en cascada, la temperatura de ruido equivalente (T_{eq}) se obtiene de la siguiente manera:

$$T_{eq} = T_{e1} + \frac{T_{e2}}{G_1} + \frac{T_{e3}}{G_1 G_2} + \dots + \frac{T_{en}}{G_1 G_2 \dots G_{n-1}} \text{ [}^\circ\text{K]}$$

Ecuación 2.41. Temperatura de ruido equivalente de un sistema

Donde:

$T_{e1}, T_{e2}, \dots, T_{en} =$ temperaturas equivalentes de cada uno de los circuitos

$G_1, G_2, \dots, G_{n-1} =$ ganancias de cada uno de los circuitos en cascada

La Figura 2.37 muestra el diagrama de bloques del receptor utilizado para calcular la temperatura de ruido del sistema, de esta manera la temperatura T_s puede ser hallada mediante la Ecuación 2.42.

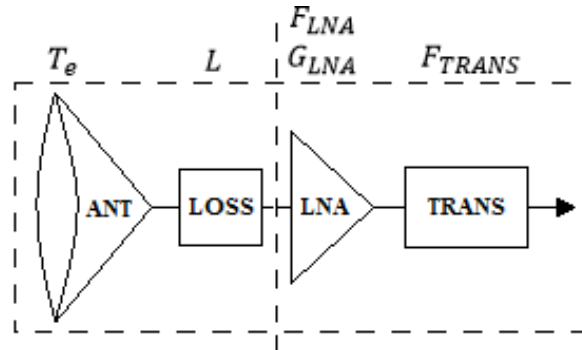


Figura 2.37. Diagrama de bloques del receptor utilizado para calcular la temperatura de ruido del sistema

$$T_s = \frac{T_e}{L} + T \left(1 - \frac{1}{L}\right) + T_o(F_{LNA} - 1) + \frac{T_o(F_{TRANS} - 1)}{G_{LNA}} \text{ [}^\circ\text{K]}$$

Ecuación 2.42. Temperatura de ruido del sistema

2.2.6 Relación Señal a Ruido (SNR) [27]

La relación señal a ruido es el cociente entre la potencia de la señal portadora de la información y la potencia de ruido en un punto dado del sistema; es decir:

$$SNR = \frac{\text{Potencia señal}}{\text{Potencia ruido}} = \frac{P_s}{P_n}$$

Ecuación 2.43. Relación señal a ruido

Expresada en dB esta relación quedará:

$$SNR = 10 \log P_s - 10 \log P_n \text{ [dB]}$$

Ecuación 2.44. Relación señal a ruido expresada en decibelios

La relación señal a ruido proporciona una medida de la calidad de la señal de un sistema; es un factor que indica si se puede o no, obtener información útil de la señal RF recibida. Cuando se diseñan sistemas de comunicación, lo que se desea es tener un valor de SNR “tan alto como sea posible”, esto significa que para cada aplicación se debe establecer un

nivel de SNR, debido a que altos niveles de SNR aumentan considerablemente los costos de implementación del sistema; por lo tanto, se busca un valor adecuado de SNR, con el cual la señal recibida no tenga defectos o tenga un mínimo de estos.

2.2.7 Potencia de Portadora Recibida (P_r)

Como ya se determinó anteriormente, la potencia de portadora recibida está definida por la Ecuación 2.26:

$$P_r = PIRE + G_r - L [dBm]$$

Se debe determinar la ganancia (G_t) y potencia de la antena transmisora (P_t), para poder calcular la Potencia Isotrópica Radiada Equivalente ($PIRE$). Así mismo, se debe encontrar la ganancia de la antena receptora (G_r), la cual dependerá de la antena que se utilice.

Las pérdidas totales del enlace (L), ya fueron determinadas en el punto 2.2.3.; por lo tanto, faltan determinar las pérdidas producidas por el cableado, las cuales no serán posibles de conocer hasta saber la estructura exacta del transmisor y receptor.

2.2.7.1 Ganancia de la antena transmisora (G_t) [3]

Es difícil realizar cálculos para las antenas tanto de transmisión como de recepción ya que existen muchos grados de libertad. Sin embargo, existe un único requisito y limitación, que es la potencia disponible en el satélite, la cual será determinada en una sección posterior.

Se tienen dos opciones de antenas para transmisión y recepción. La primera opción se trata de una antena omnidireccional o cardioide en el satélite, y una antena directiva en la estación terrena para realizar seguimiento. Usando esta opción se deberá establecer contacto apenas existe visibilidad, ya que la descarga de datos y transmisión de los mismos tomará mayor tiempo.

La segunda opción sugiere una antena bastante directiva en el satélite y una antena menos directiva en la estación terrena. El principal problema de esta opción, es que se reducirá el tiempo de visibilidad, debido a que solo se podrá tener contacto cuando la antena terrestre este dentro del haz directivo de la antena satelital. Sin embargo, mayor directividad implica mayor velocidad en la transmisión de datos.

Mientras el CubeSat no se encuentre en el espacio, en ninguna órbita se podrá tener la seguridad de que el haz satelital directivo pase por la zona de la estación terrena. Por lo tanto, se ha determinado usar la primera opción, una antena poco directiva en el satélite y una antena más directiva en la estación.

El ancho del haz de la antena satelital deberá cubrir toda la franja de visibilidad terrestre. La Figura 2.38 muestra el ancho de haz de la antena sobre la superficie de la Tierra. Con este requisito se puede determinar la apertura del lóbulo principal del haz de la antena satelital y así calcular su ganancia y directividad.

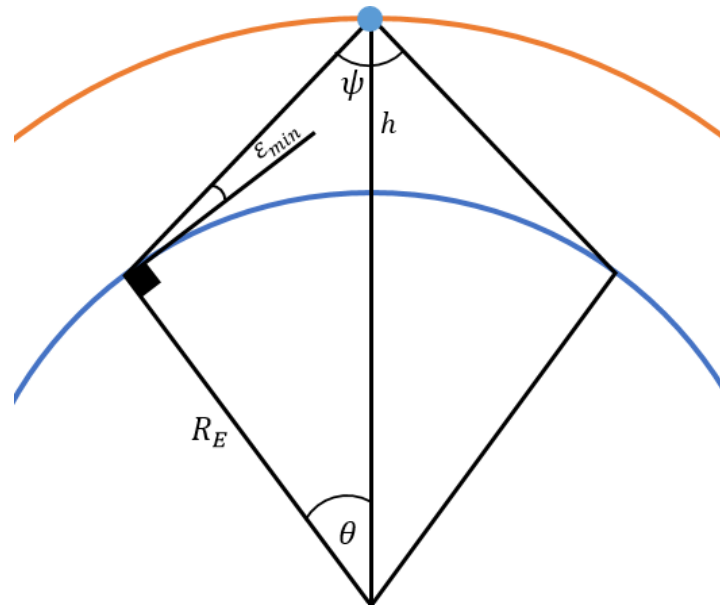


Figura 2.38. Representación del haz de una antena sobre la superficie terrestre

Utilizando geometría en la figura anterior, se puede determinar la siguiente relación:

$$\frac{\psi}{2} = 180^\circ - 90^\circ - \epsilon_{min} - \theta$$

En la Tabla 2.15 se muestran los resultados obtenidos de la apertura del lóbulo principal del haz de la antena, para las diferentes alturas orbitales establecidas.

Tabla 2.15. Apertura del lóbulo principal de la antena para diferentes alturas orbitales

h [km]	θ [grados]	ψ [grados]
417	8,11	123,78
438	8,44	123,12
441	8,49	123,02
446	8,56	122,87
450	8,63	122,75
453	8,67	122,66
457	8,73	122,53
459	8,76	122,47
466	8,87	122,26
500	9,38	121,24

Se puede encontrar una directividad aproximada utilizando el ancho de haz calculado y asumiendo que este es el mismo en ambos planos. De tal manera, el ángulo sólido equivalente será:

$$\Omega_{eq} = \psi_1 \cdot \psi_2 = \psi^2$$

Ecuación 2.45. Ángulo sólido equivalente

Una vez obtenido el ángulo sólido, se puede calcular la directividad con la Ecuación 2.22, determinada anteriormente:

$$Dir = \frac{4\pi}{\Omega_{eq}}$$

Si no se consideran pérdidas, entonces la ganancia de la antena será igual a la directividad calculada. La **Tabla 2.16** muestra los valores de directividad (lineales) y ganancia (dBi) obtenidos, usando la apertura del lóbulo principal del haz de la antena.

Tabla 2.16. Valores de directividad y ganancia de la antena transmisora

<i>h</i> [km]	<i>ψ</i> [rad]	<i>Ω</i> [sr]	<i>D</i>	<i>G_t</i> [dBi]
417	2,160	4,667	2,692	4,302
438	2,149	4,618	2,721	4,348
441	2,147	4,610	2,726	4,355
446	2,144	4,599	2,733	4,366
450	2,142	4,590	2,738	4,374
453	2,141	4,583	2,742	4,380
457	2,139	4,573	2,748	4,390
459	2,138	4,569	2,750	4,394
466	2,134	4,553	2,760	4,409
500	2,116	4,478	2,806	4,482

Para la ganancia de la antena transmisora, se va a considerar el peor caso, que sería una disminución de la directividad hasta el ancho de haz de media potencia; la **Figura 2.39** muestra los parámetros del patrón de radiación de una antena genérica, incluidos los puntos de media potencia. Por lo tanto, existirá 3dB menos en los valores de ganancia antes calculados.

La Tabla 2.17 muestra los valores de ganancia de la antena a -3dB, para las diferentes alturas orbitales.

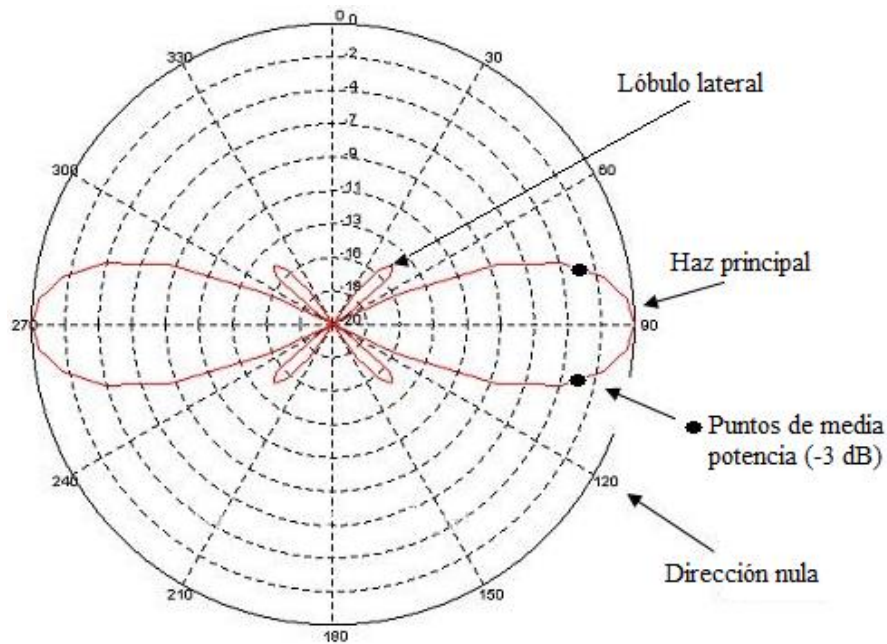


Figura 2.39. Patrón polar de radiación de una antena genérica

Tabla 2.17. Valores de ganancia de la antena a -3dB

h [km]	G_{t-3dB} [dBi]
417	1,302
438	1,348
441	1,355
446	1,366
450	1,374
453	1,380
457	1,390
459	1,394
466	1,409
500	1,482

2.2.7.2 Potencia Isotrópica Radiada Equivalente (PIRE)

Para el cálculo de la potencia isotrópica radiada equivalente, se debe multiplicar la potencia transmitida en milivatios, que va a depender de los módulos que se escojan para el transmisor, y la ganancia teórica calculada anteriormente. Se puede obtener este valor en dBm con la siguiente ecuación:

$$PIRE = 10 * \log(P_t G_t) \text{ [dBm]}$$

Ecuación 2.46. Potencia Isotrópica Radiada Efectiva

2.2.7.3 Ganancia de la antena receptora (Gr) [3, 34]

Para la antena receptora de la estación terrena se considera usar un reflector parabólico, estas antenas existen para ambas bandas de estudio, 2,4 GHz y 5,8 GHz.

Mientras mayor diámetro tenga la parábola, mayor será su directividad. Sin embargo, la antena a utilizarse en este estudio realizará seguimiento razón por la cual estará controlada mediante un rotor. Por lo tanto, deberá ser ligera y no demasiado grande. Entonces la mejor solución será usar un tipo de reflectores llamados “grid”, los cuales soportan vientos más fuertes y su peso es menor, debido a las múltiples perforaciones que posee en todo el reflector, conservando valores de directividad.

El reflector parabólico tiene un LNB situado en el foco de la antena, dicho reflector solo recolecta la señal y la envía al LNB, el cual es en realidad la antena. Debido a que en el enlace descendente se producen pérdidas muy altas, la señal llega a la antena con un nivel de potencia muy bajo y se requieren de niveles de ruido bajos; por lo tanto, el LNB es ideal, ya que tiene bajos niveles de ruido, entre 0,1 dB y máximo 0,8 dB. Un LNB también se encarga de amplificar la señal antes de enviarla por el cable al receptor y adapta las altas frecuencias con las que la señal llega a la antena, a unas más bajas para que puedan ser transmitidas por el cable coaxial y con menos pérdidas.

2.2.7.4 Pérdidas por cableado (Lcables) [32]

Otro tipo de pérdidas que afectan al enlace son las provocadas por los cables utilizados para transportar la señal. Dichas pérdidas dependerán de la frecuencia, del largo del cable y del tipo de cable. En ciertos casos estas pueden ser despreciables; sin embargo, mientras mayor sea la frecuencia o el largo del cable, mayores serán las pérdidas que se obtienen.

En la Tabla 2.18 se muestran diferentes tipos de cable con sus respectivas pérdidas por metro, para las frecuencias en estudio. Siempre que sea posible se debe usar cable Heliax entre la antena y el receptor y como segunda opción los cables marca Times Microwave LMR, ya que ambos funcionan muy bien y tienen pocas pérdidas para altas frecuencias.

Tabla 2.18. Valores de atenuación por cableado en dB/m para las diferentes frecuencias

Tipo de cable	Pérdidas a 2,4 GHz [dB/m]	Pérdidas a 5,8 GHz [dB/m]
Heliax 1/4" LDF	0,200	0,377
Heliax 3/8" LDF	0,170	0,321
Heliax 1/2" LDF	0,107	0,201
Heliax 5/8" LDF	0,080	0,156
Heliax 7/8" LDF	0,061	-
Heliax 1-1/4" LDF	0,044	-
Heliax 1-5/8" LDF	0,037	-

Tipo de cable	Pérdidas a 2,4 GHz [dB/m]	Pérdidas a 5,8 GHz [dB/m]
LMR-100	1,306	2,103
LMR-195	0,624	0,981
LMR-200	0,554	0,865
LMR-240	0,424	0,668
LMR-300	0,342	0,542
LMR-400	0,222	0,355
LMR-500	0,180	0,291
LMR-600	0,145	0,238
LMR-900	0,098	0,160
LMR-1200	0,074	-
LMR-1700	0,057	-

2.2.7.6 Potencia recibida (P_r)

Una vez calculados los valores de todos los parámetros anteriormente detallados, se podrá encontrar la potencia de portadora recibida usando la Ecuación 2.26.

$$P_r = PIRE + G_r - L \text{ [dBm]}$$

2.2.8 Potencia de Ruido en el Receptor (P_n)

Para el cálculo de la potencia de ruido en el receptor primero se debe determinar la temperatura de ruido equivalente de todo el sistema y el ancho de banda de la señal. Una vez conocidos estos valores se puede determinar esta, mediante la Ecuación 2.38:

$$P_n = KT_s B \text{ [W]}$$

2.2.8.1 Temperatura de ruido equivalente del sistema (T_s) [35, 36]

Existe una recomendación de la ITU (ITU-R P.372-13) que trata sobre el ruido radioeléctrico externo a un sistema receptor y que está provocado por una de las siguientes razones:

- Radiación procedente de descargas de rayos (ruido atmosférico por causa de los rayos)
- Radiación total no intencionada provocada por: maquinaria y equipos eléctricos, equipos electrónicos, líneas de transmisión de energía o sistemas de encendido de motores de combustión interna (ruido artificial)
- Ruidos provocados por gases atmosféricos e hidrometeoros
- La superficie u otros obstáculos situados dentro del haz de la antena
- Radiación provocada por fuentes radioeléctricas celestes

El término temperatura de brillo T_b , engloba el ruido procedente de fuentes individuales como: gases atmosféricos, el Sol, la superficie terrestre, etc. La Figura 2.40 muestra las curvas de temperatura de brillo de la atmósfera para un receptor terrestre, en el rango de frecuencias de 1 a 60 GHz, excluyendo la contribución de ruido cósmico u otras fuentes extraterrestres. Las curvas de temperatura han sido determinadas usando un programa de transferencia de radiación, para siete ángulos de elevación distintos y una atmósfera media (densidad de vapor de agua en la superficie de 7,5 g, temperatura de la superficie de 288°K y escalas de altitudes de 2 km para el vapor de agua).

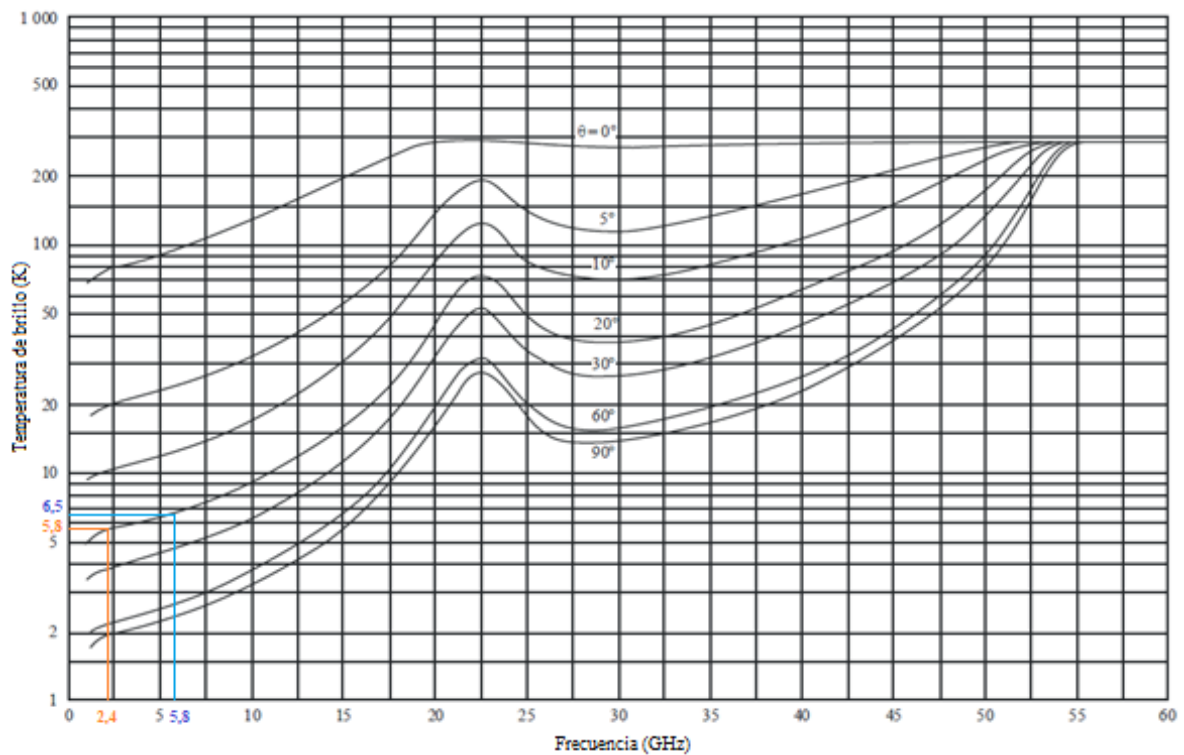


Figura 2.40. Temperatura de brillo (atmósfera despejada)

Utilizando la gráfica anterior, para las dos frecuencias en estudio y con un ángulo de elevación mínimo de 20°, se obtienen los valores de temperatura de brillo mostrados en la Tabla 2.19.

Tabla 2.19. Valores de temperatura de brillo

Frecuencia [GHz]	T_b [°K]
2,4	5,8
5,8	6,5

En el reporte 390 de la CCIR (International Radio Consultative Committee) se establecen los siguientes valores de temperatura de la Tierra como una primera aproximación:

- $T_{Ground} = 270 \text{ }^\circ K$ para lóbulos laterales con un ángulo de elevación inferior a -10°
- $T_{Ground} = 150 \text{ }^\circ K$ para $-10^\circ < \varepsilon < 0^\circ$
- $T_{Ground} = 50 \text{ }^\circ K$ para $0^\circ < \varepsilon < 10^\circ$
- $T_{Ground} = 10 \text{ }^\circ K$ para $10^\circ < \varepsilon < 90^\circ$

Se puede obtener la temperatura de ruido de la antena T_e , en condiciones de cielo claro como la suma de las dos temperaturas calculadas anteriormente, con la Ecuación 2.47 se puede determinar esta temperatura. La Tabla 2.20 muestra los valores de temperatura de la antena obtenidos para cielo claro.

$$T_e(\text{cielo claro}) = T_b + T_{Ground} \text{ [}^\circ K\text{]}$$

Ecuación 2.47. Temperatura de ruido de la antena en condiciones de cielo claro

Tabla 2.20. Valores de temperatura de ruido de la antena en condiciones de cielo claro

Frecuencia [GHz]	T_b [°K]	T_{Ground} [°K]	$T_e(\text{cielo claro})$ [°K]
2,4	5,8	10	15,8
5,8	6,5	10	16,5

Se debe realizar este análisis considerando el peor caso, para lo cual hay que recordar que la atenuación por hidrometeoros afectaba a la temperatura de ruido equivalente de la antena, actuando como un atenuador (L_r) de la contribución de cielo claro, sin afectar a la temperatura de ruido de la Tierra. Por lo tanto, se puede determinar la temperatura de ruido equivalente de la antena en condiciones de lluvia, utilizando la siguiente ecuación:

$$T_e(\text{lluvia}) = \frac{T_b}{L_r} + T_m \left(1 - \frac{1}{L_r} \right) + T_{Ground} \text{ [}^\circ K\text{]}$$

Ecuación 2.48. Temperatura de ruido de la antena en condiciones de lluvia

La Tabla 2.21 muestra los valores de temperatura de la antena para cielo claro.

Tabla 2.21. Valores de temperatura de ruido de la antena en condiciones de lluvia

Frecuencia [GHz]	T_b [K]	T_{Ground} [K]	L_r [dB]	$T_e(\text{lluvia})$ [K]
2,4	5,8	10	0,205	28,21
5,8	6,5	10	4,852	197,15

Finalmente, para calcular la temperatura de ruido máxima del sistema, se va a considerar un factor de atenuación cero ($L = 0 \text{ dB}$). Reemplazando este valor de atenuación en la ecuación de temperatura de ruido determinada en el punto 2.2.5, y considerando que todo el sistema posee un factor de ruido equivalente que dependerá de los diferentes módulos que conforman el receptor, se obtiene lo siguiente:

$$T_s = \frac{T_e}{1} + T \left(1 - \frac{1}{1}\right) + T_o(F - 1) \text{ [}^\circ\text{K]}$$

$$T_s = T_e + T_o(F - 1) \text{ [}^\circ\text{K]}$$

Ecuación 2.49. Temperatura de ruido máxima del sistema

2.3 Sistema de Comunicaciones

Se realizará el estudio del enlace de comunicaciones para asegurar la viabilidad de la solución escogida, la cual se basa en la utilización de un emisor y un receptor que trabajan en las bandas de interés y que se encuentran disponibles en el mercado a un bajo costo.

Los dispositivos a usarse son dos transceptores iguales, uno a bordo del satélite en modo transmisión, y otro en la estación terrena en modo recepción, evitando así, cualquier tipo de incompatibilidad en el enlace y facilitando la operación del mismo. Se van a seleccionar equipos en las dos bandas de frecuencia para analizar si cumplen con el enlace y escoger la mejor opción para el proyecto. Los transceptores seleccionados para la banda de 2,4 GHz, son de la marca SYNAPSE, debido a que están compuestos de un transceptor, un amplificador de potencia y un LNA, con lo cual se podrán obtener niveles de potencia de transmisión aceptables y un mayor rango de sensibilidad en el receptor. Los transceptores para la banda de 5,8 GHz, son de la marca B+B SmartWorx, debido a que son los módulos que más se acercan a las necesidades del proyecto. Con el fin de obtener una mayor potencia de transmisión, se va a colocar otros amplificadores de potencia a continuación del transceptor. [37]

La Tabla 2.22 muestra las principales especificaciones de los transceptores escogidos, los cuales consumen muy poca potencia y resultan ideales para ir a bordo del CubeSat. Se puede observar que trabajan a diferentes tasas de velocidad y soportan altas temperaturas. Otra característica de estos dispositivos es que poseen un bajo nivel de sensibilidad, es decir, que no requieren altos niveles de potencia a la entrada del receptor, lo cual es beneficioso, debido a las grandes pérdidas que posee el enlace.

Tabla 2.22. Especificaciones de los transceptores seleccionados [38, 39]

Marca	SYNAPSE		B+B SmartWorx	
Modelo	SM220		WLNN-xx-DP551	
Tipo	Transceptor + Amp Potencia + LNA		Transceptor	
Parámetros	Especificaciones		Especificaciones	
	Min	Max	Min	Max
Temperatura de Funcionamiento [°C]	-40	85	-40	85
Potencia de Salida [dBm]		20		17
Sensibilidad [dBm]		-103		-90
Frecuencia [GHz]	ISM 2,4		5.150 - 5.350 5.725 - 5.825	
Modulación	O-QPSK		DBPSK, DQPSK, CCK, BPSK, QPSK, 16QAM, 64QAM	
Velocidad de Datos [Mbps]	0,250 – 0,500 – 1 – 2		6 – 18 – 36 – 54	
Estándar	IEEE 802.15.4		IEEE 802.11 a	
Ancho de Banda [MHz]	3		20	

Los amplificadores de potencia que se pretende colocar a continuación de los transceptores ya mencionados, son de la marca RFMD; la Tabla 2.23 muestra las características de estos amplificadores.

Tabla 2.23. Especificaciones de los Amplificadores de Potencia seleccionados [40, 41]

Marca	RFMD			RFMD		
Modelo	RFPA2226			RFPA5026		
Tipo	2.2GHz a 2.7GHz 2W InGaP AMPLIFIER			4.9GHz a 5.9GHz 2W InGaP AMPLIFIER		
Parámetros	Especificaciones			Especificaciones		
	Min	Típ	Max	Min	Típ	Max
Temperatura de Funcionamiento [°C]	-40		85	-40		85
Frecuencia de Funcionamiento [MHz]	2200		2700	4900		5900
Potencia de Entrada Máxima [dBm]			28			28
Disipación de Potencia [W]			6			6
Figura de Ruido [dB]			4,3			5,4
Banda de Interés [MHz]	2400	2500	2600	5700		5900
Potencia de Salida P _{1dB} [dBm]	33,5	33,3	33,6	33,2		32,5
Ganancia [dB]	13,3	13,0	12,8	9,4		8,8

Para la frecuencia de 2,4 GHz, se tendrá 20 dBm a la salida del transceptor, que será el nivel de potencia a la entrada del amplificador. En este caso no existirá ningún problema ya que la ganancia del amplificador es suficiente para conseguir una potencia de salida de 33,3 dBm. La Figura 2.41 muestra un esquema del sistema transmisor para la banda de 2,4 GHz.

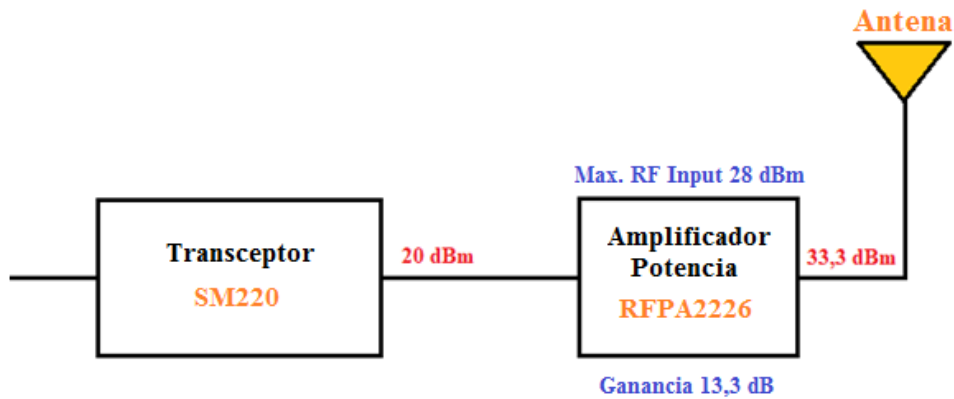


Figura 2.41. Esquema del sistema transmisor para la banda de 2,4 GHz

Para la banda de 5,8 GHz se tendrá 17 dBm a la salida del transceptor; sin embargo, en este caso la ganancia del amplificador es baja, por lo que no será posible transmitir la señal con los niveles necesarios. La Figura 2.42 muestra el esquema del sistema transmisor a 5,8 GHz, en el cual se puede observar que se obtiene una potencia de transmisión de 26,4 dBm, nivel insuficiente para el fin de este proyecto.

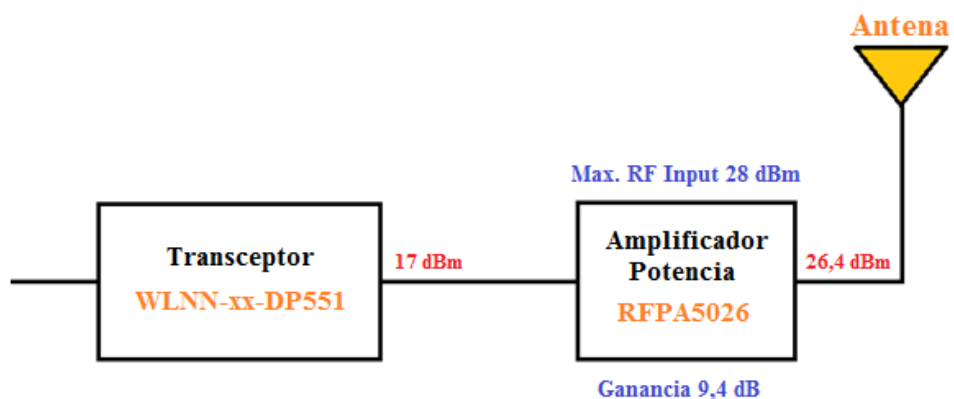


Figura 2.42. Esquema del sistema transmisor para la banda de 5,8 GHz

Debido a los bajos niveles de potencia que se obtienen en la banda de 5,8 GHz, se considera utilizar un mínimo de dos amplificadores en cascada. La Figura 2.43 muestra el

esquema del sistema transmisor con dos amplificadores, con el cual se obtiene una potencia de 33,2 dBm.

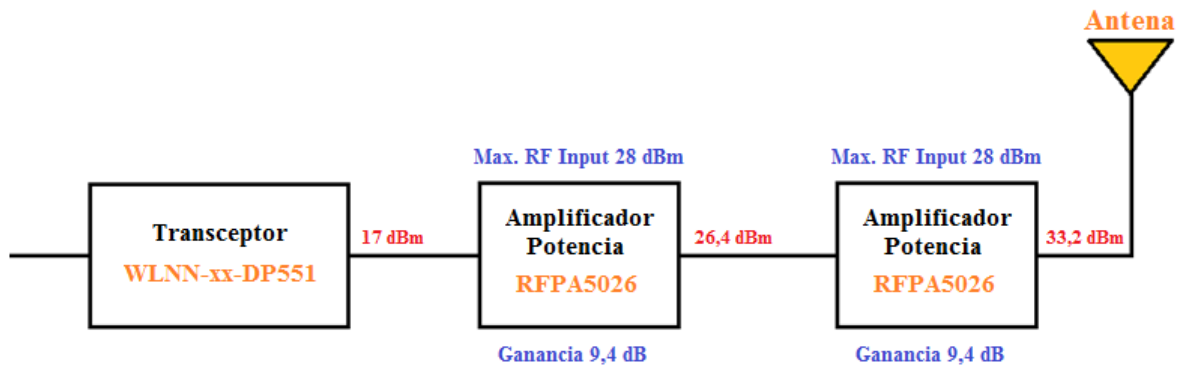


Figura 2.43. Esquema del sistema transmisor con dos amplificadores en cascada para la banda de 5,8 GHz

Para realizar el balance de potencias se debe calcular la Potencia de Portadora Recibida en Tierra, usando la Ecuación 2.26:

$$P_r = PIRE + G_r - L \text{ [dBm]}$$

Los valores de las pérdidas totales del enlace para las diferentes frecuencias, fueron calculadas anteriormente, obteniendo los siguientes resultados:

h [km]	f_p [GHz]	L_p [dB]	L_G [dB]	L_r [dB]	L_{pol} [dB]	Pérdidas Totales L [dB]
500	2,4	161,577	1,082	0,205	3,226	166,090
	5,8	169,241	1,170	4,852	3,006	178,297

Para el cálculo de la Potencia Isotrópica Radiada Equivalente se usa la Ecuación 2.46, y se debe conocer la Potencia Transmitida y la Ganancia de la antena transmisora:

$$PIRE = 10 * \log(P_t G_t) \text{ [dBm]}$$

La Potencia Transmitida está determinada por el circuito conformado por el transceptor más el amplificador de potencia, mientras que los valores la Ganancia de la antena transmisora se calcularon anteriormente en la sección 2.2.7.1.

En la Tabla 2.24 se muestran los resultados obtenidos de la potencia de portadora recibida para las frecuencias en estudio. Al observar los valores, se puede concluir que no alcanzan la sensibilidad mínima determinada por el receptor.

Tabla 2.24. Potencia de Portadora Recibida

Transmisión	Frecuencia [GHz]	2,4	5,8	5,8 (Cascada)
	P_t [dBm]	33,3	26,4	33,2
	G_t [dBi]	4,482	4,482	4,482
	G_{t-3dB} [dBi]	1,482	1,482	1,482
	PIRE [dBm]	34,78	27,88	34,68
	L [dB]	166,090	178,269	178,297
Recepción	G_r [dBi]	24	34	34
	P_r [dBm]	-107,31	-116,39	-109,62

2.3.1 Cambio en la sensibilidad del receptor al añadir un LNA (Low Noise Amplifier) [3, 33, 42-44]

En el sistema de recepción se considera colocar un LNA antes del transceptor, el cual trabaja con temperatura de ruido muy baja, es decir que genera ruido interno muy bajo permitiendo que la señal recibida sea amplificada de manera íntegra.

El uso de este dispositivo permite modificar la sensibilidad del receptor, con el fin de que los valores de potencia de portadora recibida, anteriormente calculados, cumplan con la nueva sensibilidad del receptor para que el enlace sea posible. Los LNA escogidos, comparados con los amplificadores colocados en el CubeSat, consumen más potencia, son de mayor tamaño y no deben soportar condiciones extremas de temperatura, debido a que se encuentran situados en la estación terrena. La Tabla 2.25 muestra las principales características de los LNA escogidos para cada frecuencia en estudio.

Tabla 2.25. Especificaciones de los Amplificadores de Bajo Ruido seleccionados

Marca	KUHNE			KUHNE		
	KU LNA 2227 A			MKU LNA 572 BF		
Modelo	Low Noise Broadband Amplifier			Super Low Noise Preamplifier		
Tipo						
Parámetros	Especificaciones			Especificaciones		
	Min	Típ	Max	Min	Típ	Max
Rango de Frecuencia [MHz]	2200		2700	5710		5810
Figura de Ruido [dB]		0,9	1,2		0,7	
Ganancia [dB]	25			25		
Potencia de Entrada Máxima [dBm]			7			0
Potencia de Salida P_{1dB} [dBm]		23		-	-	-
Temperatura de Funcionamiento [°C]	-20		65	-20		65

En la Figura 2.44 se detallan las condiciones que se tienen, para la banda de 2,4 GHz, antes de agregar el LNA; se trata de un esquema del receptor y su sensibilidad correspondiente.

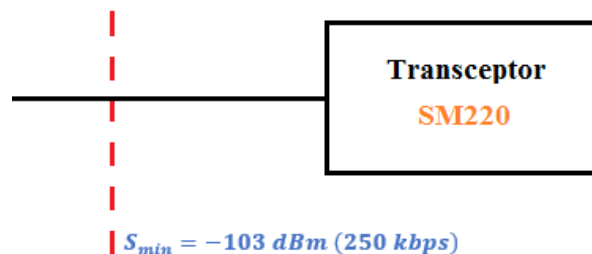


Figura 2.44. Esquema del sistema receptor y valor de sensibilidad antes de añadir un LNA para la banda de 2,4 GHz

A continuación, se procede a calcular la Figura de Ruido del transceptor, valor que se necesitará para cálculos posteriores, y el cual no se encuentra en las hojas de especificaciones del equipo. Para calcular este valor se utiliza la siguiente ecuación [3]:

$$S_{min} = P_{r\ min} = \frac{E_b}{N_{O\ min}} + 10 \log(R_b) + F_{TRANS\ dB} + 10 \log KTB \ [dBm]$$

Ecuación 2.50. Sensibilidad mínima del receptor

Donde:

$$S_{min} = -103 \ [dBm]$$

$$R_b = 250 \ [Kbps]$$

$$K = \text{constante de Boltzman} = 1,38062 * 10^{-23} \left[\frac{J}{^{\circ}K} \right]$$

$$T = T_o = \text{temperatura de referencia} = 290 \ [^{\circ}K]$$

$$B = \text{ancho de banda} = 1 \ [Hz]$$

$$\frac{E_b}{N_o} = \frac{\text{Energía de la señal por bit}}{\text{Densidad de potencia de ruido por hertz}} \ [dB]$$

Para determinar el valor de E_b/N_o mínimo, se utiliza la gráfica mostrada en la Figura 2.45, esta sirve para señales MPSK donde $M = 2^k$. La modulación que se tiene en los dispositivos transceptores, para ambas frecuencias de estudio, es QPSK (Quadrature Phase-Shift Keying); por lo tanto, $M = 4$ y $k = 2$. Con el dato obtenido de k , se observa en la gráfica que, para una probabilidad de error de bit de 10^{-3} se tiene una E_b/N_o mínimo de 7,4 dB.

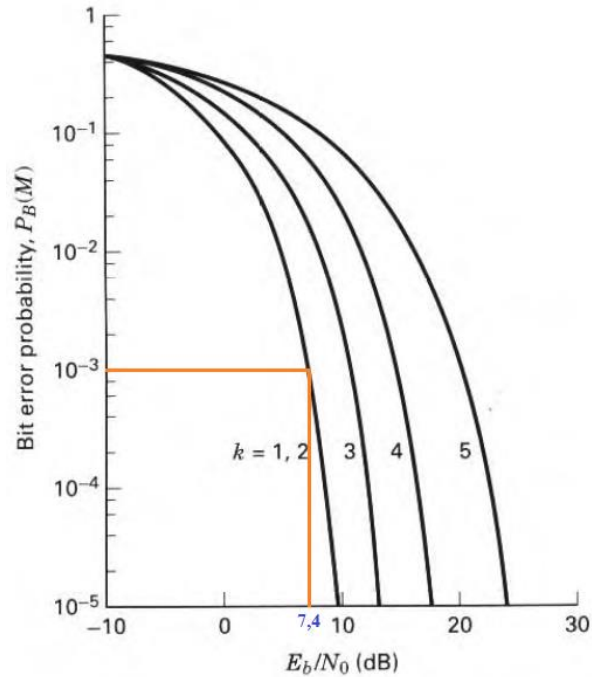


Figura 2.45. E_b/N_0 necesaria para diferentes probabilidades de error de bit y modulaciones MPSK

$$F_{TRANS\ dB} = S_{min} - \frac{E_b}{N_{0\ min}} - 10 \log(R_b) - 10 \log KTB \ [dB]$$

Ecuación 2.51. Figura de ruido del transceptor

Para la frecuencia de 2,4 GHz, sustituyendo valores en la expresión anterior se tendrá:

$$F_{TRANS\ dB} = -103\ dBm - 7,4\ dB - 10 \log(250000) - 174\ dBm$$

$$F_{TRANS\ dB} = 9,62 \ [dB]$$

Una vez revisado el caso inicial del receptor, se procede a calcular la nueva sensibilidad al añadir el LNA. La Figura 2.46 muestra el esquema del nuevo sistema receptor, para la frecuencia de 2,4 GHz.

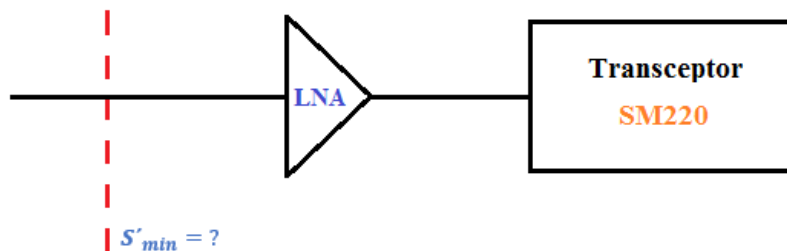


Figura 2.46. Esquema del sistema receptor y valor de sensibilidad al añadir un LNA

Se va a determinar la nueva sensibilidad con el uso de la Ecuación 2.50, en la cual la mayoría de datos ya fueron determinados:

$$S'_{min} = \frac{E_b}{N_{O\ min}} + 10 \log(R_b) + F_{TOTAL\ dB} + 10 \log KTB \ [dBm]$$

Para hallar el valor de la figura de ruido total de sistema, se aplica la fórmula de n circuitos conectados en cascada:

$$F_{TOTAL} = F_1 + \frac{F_2 - 1}{G_1} + \frac{F_3 - 1}{G_1 G_2} + \dots + \frac{F_n - 1}{G_1 G_2 \dots G_{n-1}}$$

Ecuación 2.52. Figura de ruido equivalente de un sistema

Por lo tanto, la figura de ruido total para el caso en estudio, se determinará de la siguiente manera:

$$F_{TOTAL} = F_{LNA} + \frac{F_{TRANS} - 1}{G_{LNA}}$$

Ecuación 2.53. Figura de ruido equivalente del sistema en estudio

$$F_{TOTAL} = 10^{0,9} + \frac{10^{\frac{9,62}{10}} - 1}{\frac{25}{10^{10}}} = 1,256$$

$$\rightarrow F_{TOTAL\ dB} = 0,99 \ [dB]$$

$$S'_{min} = 7,4 \ dB + 10 \log(250000) + 0,99 \ dB - 174 \ dBm$$

$$S'_{min} = -111,63 \ [dBm]$$

De la misma forma, se procede a determinar la nueva sensibilidad del receptor para la banda de 5,8 GHz. En la Figura 2.47 se detallan las condiciones que se tienen, antes de agregar el LNA.

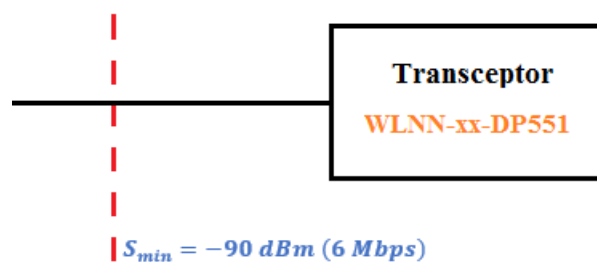


Figura 2.47. Esquema del sistema receptor y valor de sensibilidad antes de añadir un LNA, para la banda de 5,8 GHz

$$S_{min} = P_{r min} = \frac{E_b}{N_{O min}} + 10 \log(R_b) + F_{TRANS dB} + 10 \log KTB \text{ [dBm]}$$

Donde:

$$S_{min} = -90 \text{ [dBm]}$$

$$R_b = 6 \text{ [Mbps]}$$

$$K = \text{constante de boltzman} = 1,38062 * 10^{-23} \left[\frac{J}{K} \right]$$

$$T = T_o = \text{temperatura de referencia} = 290 \text{ [}^\circ\text{K]}$$

$$B = \text{ancho de banda} = 1 \text{ [Hz]}$$

$$\frac{E_b}{N_o} = \frac{\text{Energía de la señal por bit}}{\text{Densidad de potencia de ruido por hertz}} \text{ [dB]}$$

$$F_{TRANS dB} = S_{min} - \frac{E_b}{N_{O min}} - 10 \log(R_b) - 10 \log KT \text{ [dB]}$$

Para la frecuencia de 5,8 GHz, sustituyendo valores en la expresión anterior se tendrá:

$$F_{TRANS dB} = -90 \text{ dBm} - 7,4 \text{ dB} - 10 \log(6 * 10^6) + 174 \text{ dBm}$$

$$F_{TRANS dB} = 8,82 \text{ [dB]}$$

Se procede a calcular la nueva sensibilidad al añadir el LNA.

$$S'_{min} = \frac{E_b}{N_{O min}} + 10 \log(R_b) + F_{TOTAL dB} + 10 \log KT \text{ [dBm]}$$

$$F_{TOTAL} = F_{LNA} + \frac{F_{TRANS} - 1}{G_{LNA}}$$

$$F_{TOTAL} = 10^{\frac{0,7}{10}} + \frac{10^{\frac{8,82}{10}} - 1}{10^{\frac{25}{10}}} = 1,19$$

$$\rightarrow F_{TOTAL dB} = 0,78 \text{ [dB]}$$

$$S'_{min} = 7,4 \text{ dB} + 10 \log(6 * 10^6) + 0,78 \text{ dB} - 174 \text{ dBm}$$

$$S'_{min} = -98,04 \text{ [dBm]}$$

En la Tabla 2.26 se muestran los valores de potencia de portadora recibida y las sensibilidades del receptor, para comparar y determinar si el enlace cumple con los requisitos.

Tabla 2.26. Diferentes sensibilidades del sistema receptor

Frecuencia [GHz]	2,4	5,8
P_r [dBm]	-107,31	-109,59
S_{min} [dBm]	-103	-90
S'_{min} [dBm]	-111,63	-98,04

Como se puede observar, en la banda de 2,4 GHz se podrá cumplir la sensibilidad mínima del receptor y asegurar la viabilidad del enlace; incluso existen unos dB de holgura, para las pérdidas por cables y conectores que no se consideraron. Sin embargo, para el enlace de 5,8 GHz no se logrará cumplir con la sensibilidad mínima, debido a que no existe una gran variedad de transceptores para esta frecuencia con las condiciones que se necesita para este proyecto, el transceptor con el que se realizó este estudio es el mejor de su tipo que se pudo hallar.

Por lo tanto, se concluye que para este proyecto se utilizará el enlace de comunicaciones en la banda de 2,4 GHz.

2.3.2 Capacidad del Canal [45]

Con el fin de completar el estudio del enlace en la banda escogida, se calculará la Relación Señal a Ruido, para encontrar la capacidad del canal y comprobar si se podrá recibir con éxito toda la información que se enviará desde el CubeSat hacia la estación terrena.

Primero se determina la potencia de ruido en el receptor, para lo cual es necesario encontrar la temperatura de ruido equivalente del sistema mediante la Ecuación 2.49.

$$T_s = T_e + T_o(F_{LNA} - 1) [^{\circ}K]$$

Donde:

$$T_e = \text{Temperatura de ruido de la antena en condiciones de lluvia} = 28,21 [^{\circ}K]$$

Entonces:

$$T_s = 28,21 + 290 * \left(10^{\frac{0,9}{10}} - 1\right) = 94,99 [^{\circ}K]$$

$$P_n = KT_s B [W]$$

$$P_n = 1,38 * 10^{-23} * 94,99 * 3 * 10^6 = 3,93 * 10^{-15} [W]$$

$$\rightarrow P_n = -114,05 [dBm]$$

Para obtener la potencia que se tiene a la entrada del transceptor, se debe considerar la ganancia del amplificador LNA; por lo tanto, la potencia de señal recibida será:

$$P_s = P_r + G_{LNA} [dBm]$$

$$P_s = -107,31 + 25 [dBm]$$

$$\rightarrow P_s = -82,31 [dBm]$$

Con los datos obtenidos, se puede determinar la relación señal a ruido del enlace usando la Ecuación 2.44:

$$SNR = 10 \log P_s - 10 \log P_n [dB]$$

$$SNR = -82,31 + 114,05 [dB]$$

$$\rightarrow SNR = 31,74 [dB]$$

A continuación, se calcula la capacidad del canal usando el teorema de Hartley Shannon, el cual establece que la capacidad (máxima velocidad de transmisión) de un canal ruidoso depende de la relación señal a ruido S/N y el ancho de banda del canal, tal y como sigue:

$$C = AB * \log_2 \left(1 + \frac{S}{N} \right) [bps]$$

Ecuación 2.54. Capacidad del canal

$$C = 3 \text{ MHz} * \log_2 \left(1 + 10^{\frac{31,74}{10}} \right)$$

$$\rightarrow C = 31,64 [Mbps]$$

Aunque la capacidad del canal calculado es 31,64 Mbps, nuestro dispositivo transmite solo a 250 kbps para tener una sensibilidad de -103 dBm con la cual se ha realizado el estudio de este enlace; por lo tanto, la capacidad máxima del canal será 250 kbps. Sin embargo, el cálculo de la capacidad sirvió para determinar que se posee un canal de muy buena calidad, el cual puede soportar velocidades mayores a 250 kbps.

Para determinar el número total de bits que se van a transmitir, se necesita saber los bits totales de la carga útil y la forma en que serán empaquetados para ser enviados; por lo tanto, se definen las dos cargas útiles que se van a colocar en el CubeSat y los parámetros más importantes y necesarios del estándar IEEE 802.15.4, que es el estándar con el cual trabaja el transceptor escogido y que va a enviar la información a la estación terrena.

2.3.2.1 Carga útil [46-48]

CubeControl

Es una de las cargas útiles que irán colocadas en el CubeSat, se trata de un actuador y módulo de sensores para control de posición. Es capaz de controlar magnetorques y una rueda de impulso, además de interactuar con magnetómetros, sensores solares y sensores de velocidad, para configurar cualquier combinación deseada y cumplir con el objetivo de este subsistema. Este subsistema no entrega datos, solo se encarga de controlar la posición del satélite si este se desvía. Por lo tanto, para conocer la posición del CubeSat se utiliza otro subsistema.

CubeSense

El módulo CubeSense es un sensor integrado de sol y nadir para la detección de posición del CubeSat. Utiliza dos cámaras CMOS, una dedicada a la detección del sol y otra a la detección del horizonte. Este subsistema toma fotografías en escala de grises de 1024x1024 píxeles.

Las salidas principales del sensor son mediciones del vector solar y el vector nadir en el marco de coordenadas del sensor. Los datos que entrega el dispositivo son los vectores expresados como ángulos de acimut y elevación con respecto al agujero de la cámara. Cada ángulo tiene una longitud de 2 bytes; por lo tanto, para enviar la posición del satélite, el dispositivo utiliza 4 bytes o 32 bits.

SCS Gecko Imager

Se trata de la segunda carga útil que se colocará en el CubeSat, es una cámara para tomar fotografías de la Tierra a color RGB (Red, Green, Blue). Los datos de imagen se guardan directamente en una unidad integrada de almacenamiento masivo de alto rendimiento.

Se pueden transmitir los datos a una computadora de a bordo, para que esta envíe a una velocidad de datos más baja, según sea necesario. La cámara provee una operación confiable mediante el uso de hardware patentado y ópticas robustas probadas en el espacio.

Esta cámara toma fotos con una resolución de 2,2 Megapíxeles matriz RGB; por lo tanto, la imagen tiene una profundidad de 8 bits por canal (RGB) para definir cada píxel, como se tienen tres canales, el número total de bits por píxel será:

$$8 \text{ bits} * 3 \text{ canales} = 24 \text{ [bits/píxel]}$$

Entonces, el número total de bits que son empleados para definir la imagen son:

$$24 \frac{\text{bits}}{\text{píxel}} * 2,2 * 10^6 \text{ píxeles} = 52800000 [\text{bits}]$$

Para que el proyecto resulte beneficioso, la información útil mínima que se deberá enviar a la estación terrena cada vez que el satélite establezca contacto con esta, será una fotografía y un dato de la posición del satélite; por lo tanto, el número total de bits de carga útil a enviar será:

$$32 + 52800000 = 52800032 [\text{bits}] = 6600004 [\text{bytes}]$$

2.3.2.3 Estándar IEEE 802.15.4 [49, 50]

Es un estándar que define la subcapa física (PHY) y la subcapa de control de acceso al medio (MAC) de redes inalámbricas, consume muy baja potencia, ideal para equipos con baterías.

La subcapa física se encarga de la transmisión de datos sobre el medio físico (en este caso sobre el canal inalámbrico), además realiza la selección de canales y el control de consumo de potencia. Se conecta directamente con la subcapa superior (MAC), recibe las tramas enviadas por la MAC, y las empaqueta para enviarlas a través del canal. El estándar puede operar en cualquiera de las tres bandas de frecuencia:

- 868-868,8 MHz con tasa de transmisión de hasta 20 kbps.
- 902-928 MHz con tasa de transmisión máxima de 40 kbps.
- 2400-2483,5 MHz con tasa de transmisión de hasta 250 kbps.

Este estándar realiza sus comunicaciones mediante una única frecuencia; es decir, a través de un solo canal, para el caso de 2,4 GHz se puede escoger un canal de entre 16 posibles, en donde cada canal posee un ancho de banda de 3 MHz. El alcance de las redes depende tanto de la potencia del dispositivo como del tipo de antenas utilizadas.

La subcapa de control de acceso al medio se encarga de enviar tramas hacia el nivel físico, además controla la validación de tramas y asociaciones entre nodos, regula el acceso al canal físico y provee un enlace seguro entre las subcapas MAC de dos dispositivos. La Figura 2.48 muestra el formato de la trama de datos enviada por la subcapa MAC a la PHY, y a su vez la trama procesada en la subcapa PHY, lista para ser enviada por el canal. La trama MAC completa debe tener una longitud máxima de 127 bytes.

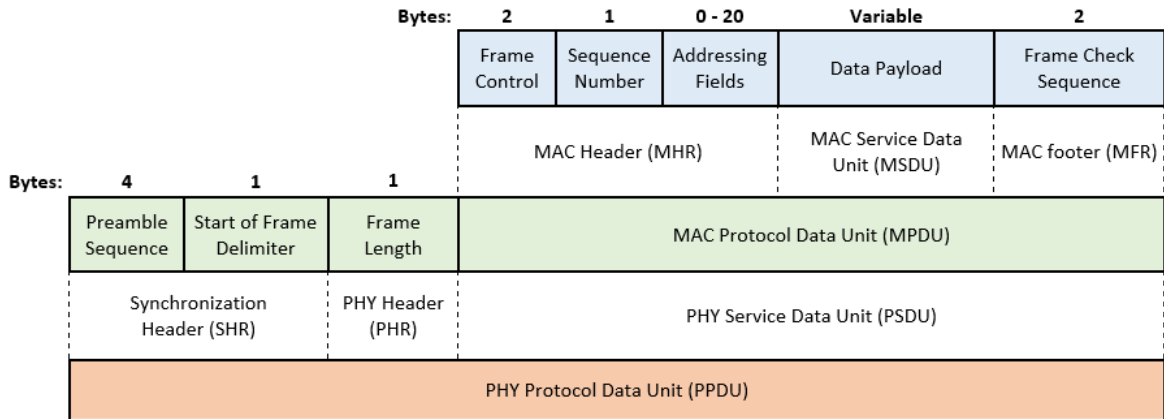


Figura 2.48. Trama de datos del protocolo IEEE 802.15.4

Para determinar el número total de bits que se van a transmitir, primero se calcula la longitud del campo *Data Payload*, con el fin de saber cuántos bytes de carga útil van a ir en cada trama. En el campo *Addressing Fields* se pueden usar direcciones de 16 bits o 64 bits, en este caso se utilizará un direccionamiento corto de 16 bits, con lo cual la longitud de este campo será de 4 bytes (2 de la dirección de origen y 2 del destino) que se enviarán en cada una de las tramas; por lo tanto:

$$L_{Data\ Payload} = L_{trama\ MAC} - L_{Frame\ Ctrl} - L_{Seq.\ Number} - L_{Address} - L_{FCS} \text{ [bytes]}$$

Ecuación 2.55. Longitud del campo *Data Payload*

$$L_{Data\ Payload} = 127 - 2 - 1 - 4 - 2 = 118 \text{ [bytes]}$$

Como se desea enviar 6600004 bytes de carga útil, se calcula el número de tramas en las que se podrá transmitir toda la información:

$$\# \text{ tramas} = \frac{6600004 \text{ bytes}}{118 \text{ bytes}} = 55932,24$$

Por lo tanto, se transmitirán 55932 tramas completas (118 bytes de información más la sobrecarga), y una trama adicional cuya longitud del campo *Data Payload* será 28 bytes.

La sobrecarga total de cada trama es:

$$L_{sobrecarga} = L_{sobrecarga\ MAC} + L_{sobrecarga\ PHY} \text{ [bytes]}$$

Ecuación 2.56. Longitud de la sobrecarga de cada trama

$$L_{sobrecarga} = 9 \text{ bytes} + 6 \text{ bytes}$$

$$L_{sobrecarga} = 15 \text{ [bytes]}$$

Entonces el número total de bytes a transmitir será:

$$\# \text{ total bytes} = 55932 * (118 + 15) + 1 * (28 + 15)$$

$$\# \text{ total bytes} = 7438999 \text{ [bytes]}$$

$$\# \text{ total bits} = 59511992 \text{ [bits]}$$

Una vez obtenido el número total de bits y la capacidad del canal, se determina el tiempo necesario para transmitir la información básica necesaria (una fotografía y un dato de posición del satélite).

$$250000 \text{ bits} \Rightarrow 1 \text{ segundo}$$

$$59511992 \text{ bits} \Rightarrow x \text{ segundos}$$

$$x = \frac{59511992 \text{ bits} * 1 \text{ segundo}}{250000 \text{ bits}} = 238,05 \text{ [s]}$$

Con referencia a los tiempos de visibilidad reales calculados en la sección 2.1.2.1 y que se muestran en la Tabla 2.3, se puede afirmar que, para todas las alturas, excepto para 417 Km, se podrá establecer comunicación y descargar los datos mínimos necesarios en cada pase. Por lo tanto, se concluye que la altura orbital a usar está sobre los 438 Km.

Tabla 2.3. Tiempos de visibilidad reales para las diferentes alturas

<i>h</i> [km]	<i>do</i> [km]	<i>Ro</i> [km]	<i>dv</i> [km]	<i>t_{visibilidad real}</i> [s]
417	1292,71	903,05	1261,31	175,44
438	371,06	939,52	1842,04	257,41
441	216,62	944,53	1876,60	262,44
446	520,44	953,43	1834,46	256,83
450	200,37	960,11	1909,74	267,63
453	325,81	965,12	1902,54	266,79
457	237,13	972,35	1930,19	270,87
459	186,40	975,70	1942,48	272,71
466	871,18	987,38	1772,21	249,19

2.4 Proveedores de Subsistemas necesarios para el Proyecto

Se detalla para cada subsistema los diferentes proveedores que existen en el mercado y que pueden proporcionar dispositivos acordes a nuestras necesidades; se realizan tablas comparativas para escoger la mejor alternativa que se adapte al proyecto.

2.4.1 Proveedores de Subsistemas para el CubeSat [17, 37, 51-59]

2.4.1.1 Subsistema de comunicaciones

Transceptor

Se definió que para este subsistema se van a utilizar transceptores iguales en transmisión y recepción. Después de buscar entre varios proveedores se encontró que solo Digi-Key tenía dispositivos acordes a nuestras necesidades. La Tabla 2.27 muestra las características, especificaciones técnicas y costos de tres transceptores del proveedor mencionado, los cuales trabajan a la frecuencia de 2,4 GHz.

Tabla 2.27. Especificaciones técnicas de tres transceptores que trabajan a 2,4 GHz

Proveedor	Digi-Key		
	CYPRESS, Single-Chip IEEE 802.11 b/g/n MAC/ Baseband /Radio	SYNAPSE, SM220 Module	Wi-Fi IEEE 802.11 BGN + BT4.0 Radio Module
Frecuencia de Trabajo [GHz]	2,4	2,4	2,4
Potencia de salida [dBm]	21	20	20
Sensibilidad del receptor [dBm]	-99,5	-103	-98
Modulación	DSSS	O-QPSK, DSSS	CCK, DSSS
Temperatura de operación [°C]	-30 a +70	-40 a +85	-30 a +85
Consumo de Potencia [mW]	1152	540	-
Dimensiones l x w x h [mm]	4,87 x 2,87 x 0,4	29,8 x 19 x 3,2	26 x 13,5 x 2,4
Masa [g]	-	3	-
Precio	\$ 5,69	\$ 30,07	\$ 22,80

Se decide usar el transceptor SYNAPSE SM220 Module debido a que posee baja sensibilidad del receptor, lo cual brinda mayores posibilidades de que la señal pueda ser detectada en la estación terrena y de cumplir las condiciones para establecer un enlace con el CubeSat.

Comparado con los otros dos dispositivos de la tabla, el módulo SM220 consume menor potencia y tiene mayor rango de temperatura de operación. Como se podrá observar en las siguientes secciones, el valor de la mayoría de dispositivos está sobre los mil dólares; por lo tanto, el costo de estos transceptores no es una característica que influyó en la selección realizada.

Amplificador de potencia

El amplificador de potencia que irá colocado en el CubeSat debe tener pequeñas dimensiones y soportar altas temperaturas, se encontró que el proveedor Qorvo proporciona dispositivos acordes a nuestras necesidades. La Tabla 2.28 muestra las características, especificaciones técnicas y costos de dos amplificadores útiles para el proyecto.

Tabla 2.28. Especificaciones técnicas de 2 amplificadores de potencia para el CubeSat

Proveedor Tipo	Qorvo	
	QPA2237 0.03 – 2.5 GHz 10 W GaN Power Amplifier	RFPA2226 2.2GHz a 2.7GHz 2W InGaP Amplifier
Frecuencia de Trabajo [GHz]	0,03 – 2,5	2,2 – 2,7
Potencia de salida [dBm]	40	33,5
Ganancia [dB]	13	13,3
Potencia máxima de entrada [dBm]	27	28
Figura de Ruido [dB]	-	4,3
Temperatura de operación [°C]	-55 a +85	-40 a +85
Consumo de potencia [mW]	11520	2225
Dimensiones l x w x h [mm]	4 x 4 x 1	5,6 x 6,3 x 1
Masa [g]	2	2
Precio	\$ 130	\$ 9,54

El amplificador QPA2237 cuesta mucho más que el amplificador RFPA2226, debido a que tiene un mayor rango de frecuencia de trabajo y su potencia de salida es mayor; por lo tanto, el consumo de potencia también será mayor. La ganancia, temperatura y potencia de entrada de los dos amplificadores son similares.

La razón principal por la que se decide utilizar el amplificador RFPA2226, es porque su consumo de potencia es 5 veces menor que la del QPA2237. Se debe tener presente que mientras menor consumo de potencia se tenga, se necesitarán de menos paneles solares y baterías que alimenten todo el CubeSat; a su vez el tamaño del CubeSat será menor y también los costos.

2.4.1.2 Subsistema de antenas

Se debe considerar una antena con polarización circular, tal y como se determinó en la sección de pérdidas por desacoplo de polarización, y que trabaje en la frecuencia de 2,4 GHz. La Tabla 2.29 muestra las características, especificaciones técnicas y costos de tres antenas de diferentes proveedores que se acoplan a nuestras necesidades.

Tabla 2.29. Especificaciones técnicas de tres antenas que trabajan en la banda S

Proveedor	EnduroSat	Surrey Satellite Technology US	Clyde Space
Tipo	S-Band Patch Antenna Type I	S-Band Patch Antenna	CPUT S-Band Patch Antenna
Rango de Frecuencia [GHz]	2,4 – 2,45	2,0 – 2,5	2,4 – 2,45 2,2 – 2,3
Polarización	Left hand circular	Righ or left hand circular	Righ or left hand circular
Ganancia [dBi]	8,3	7	8
Potencia máxima de salida [dBm]	36	-	-
Temperatura de operación [°C]	-20 a +70	-20 a +50	-25 a +85
Dimensiones l x w x h [mm]	98 x 98 x 12	82 x 82 x 20	98 x 98 x 20
Masa [g]	64	80	50
Precio	\$ 3 539	\$ 59 000	\$ 4 725

La antena del proveedor SURREY tiene un precio muy elevado debido a que se trata de un paquete de dos antenas con las mismas características, sin embargo, el precio sigue siendo muy alto comparado con las otras dos opciones; por lo tanto, esta opción queda descartada.

Se va a utilizar la antena del proveedor Clyde Space debido a su polarización en ambos sentidos (derecha e izquierda); con lo cual no existirá restricción del sentido de la polarización en la antena de la estación terrena y se podrá escoger una según la oferta del mercado. Otra ventaja de la antena comparada con la de EnduroSat es que tiene mayor rango de temperatura de operación.

2.4.1.3 Subsistema de carga útil

Control de posición

La primera carga útil se trata de un subsistema de control de posición. En la Tabla 2.30 se muestran las características, especificaciones técnicas y costos de varios dispositivos de diferentes proveedores.

Se puede observar que el subsistema del proveedor CubeSatShop tiene un bajo consumo de potencia y su costo es medio en comparación a los otros dispositivos. Aunque el costo del dispositivo de Nano Avionics es el menor, este posee un consumo de potencia de casi tres veces más que el Cube Control, y su peso es seis veces mayor; por lo tanto, esto aumentaría el consumo total de potencia y se necesitarán paneles y baterías de mayor capacidad. De la misma manera sus dimensiones de altura son muy grandes y no sería

práctico utilizarlo ya que se intenta colocar todos los subsistemas en el menor espacio posible, razones por las cuales esta opción queda descartada.

A simple vista la opción de ISIS queda descartada, debido a su alto consumo de potencia y precio elevado; por lo tanto, el dispositivo seleccionado para usar es el Cube Control.

Tabla 2.30. Especificaciones técnicas de 3 subsistemas de control de posición

Proveedor	CubeSatShop	Nano Avionics	ISIS Innovative Solutions In Space
Tipo	Cube Control	4 Momentum Wheels System	ISIS Magnetorquer Board
Interfaces	I2C	SPI, I2C, UART y CAN	I2C
Temperatura de operación [°C]	-10 a +70	-40 a +85	-40 a +70
Consumo de Potencia [mW]	220	600	1200
Dimensiones l x w x h [mm]	90 x 96 x 30	92,5 x 92,5 x 51,3	95,9 x 90,1 x 17
Masa [g]	115	760	196
Precio	\$ 5 646	\$ 4 696	\$ 9 392

Determinación de posición

Como complemento de la primera carga útil se va a colocar un subsistema de determinación de posición. La Tabla 2.31 muestra dos opciones de diferentes proveedores, detallando características, especificaciones técnicas y costos.

Tabla 2.31. Especificaciones técnicas de 2 subsistemas de determinación de posición

Proveedor	Nano Avionics	CubeSatShop
Tipo	Digital Sun Sensor	Cube Sense
Interfaces	SPI y UART	I2C y UART
Campo de visión	60°	150°
Temperatura de operación [°C]	-20 a +60	-10 a +70
Consumo de Potencia [mW]	50	150
Dimensiones l x w x h [mm]	60 x 27 x 12	90 x 96 x 18
Masa [g]	15	80
Precio	\$ 2 349	\$ 5 639

La opción de CubeSatShop cuesta un poco más del doble que la de NanoAvionics, debido a que posee dos cámaras CMOS que toman fotografías en escala de grises para detección del sol y del horizonte, estas cámaras poseen un campo de visión más amplio comparado al de la otra solución; por lo tanto, tendrá mayor exactitud al determinar la posición.

CubeSense posee una interfaz I2C, lo cual facilita la conexión y comunicación con los otros equipos ya escogidos que poseen la misma interfaz; por lo tanto, se usará este dispositivo para determinar la posición del CubeSat.

Cámara fotográfica

Al buscar entre todos los proveedores más conocidos, se encontró que solo SCS Space ofrecía cámaras fotográficas para CubeSats, de las cuales solo una se acoplaba a nuestras limitaciones físicas; por lo tanto, es el dispositivo que se utilizará. En la Tabla 2.32 se pueden observar las características, especificaciones técnicas y costos de dicha cámara.

Tabla 2.32. Especificaciones técnicas de la cámara SCS Gecko Imager

Proveedor	SCS Space
Tipo	SCS Gecko Imager
Interfaces	LVDS, I2C y SPI
Resolución [Megapíxeles]	2,2
Temperatura de operación [°C]	-20 a +50
Consumo de Potencia [mW]	3500
Dimensiones l x w x h [mm]	97 x 96 x 60
Masa [g]	480
Precio	\$ 21 145

2.4.1.4 Subsistema de manejo de comandos y datos

La Tabla 2.33 muestra tres subsistemas de diferentes proveedores, encargados de realizar el manejo de comandos y datos, detallando características, especificaciones y costos.

Tabla 2.33. Especificaciones técnicas de 3 subsistemas de manejo de comandos y datos

Proveedor	Endurosat	ISIS	CubeSatShop
Tipo	CubeSat On Board Computer	ISIS On Board Computer	Cube Computer
Interfaces	I2C, SPI, UART, USART, CAN, USB	I2C, SPI, UART, GPIO, USB	I2C, SPI, UART, CAN
Temperatura operación [°C]	-30 a +85	-25 a +65	-10 a +70
Consumo de Potencia [mW]	344	400	200
Dimensiones l x w x h [mm]	95,9 x 90,2 x 23,2	96 x 90 x 12,4	90 x 96 x 10
Masa [g]	58	94	70
Precio	\$ 3 401	\$ 5 160	\$ 5 277

Se decide usar el subsistema de CubeSatShop ya que tiene bajo consumo de potencia y su altura es la menor comparada con los otros dispositivos, esto es un beneficio ya que se intenta colocar todos los subsistemas en el menor espacio posible, para que los costos no se eleven demasiado. Cube Computer es altamente compatible con el estándar CubeSat y puede ser integrado con una gran variedad de componentes CubeSat.

2.4.1.5 Subsistema de potencia

Consumo de potencia

Se necesita conocer el consumo total de potencia de todos los elementos para dimensionar el panel solar y la batería, y así, poder escoger una opción adecuada que se adapte a las necesidades del proyecto. Se considera que el consumo de potencia del CubeSat es simétrico, debido a que todo el tiempo va a estar activo realizando sus funciones; de este modo, cualquier persona que se encuentre en un lugar de la Tierra, por donde pase el satélite, podrá descargarse los datos que este proporciona. La Tabla 2.34 muestra el consumo total de potencia del CubeSat.

Tabla 2.34. Consumo de potencia de todos los subsistemas del CubeSat

Subsistema	Consumo Potencia [mW]
SYNAPSE, SM220 Module	540
Amplificador de Potencia RFPA2226	2225
Cube Control	220
Cube Sense	150
SCS Gecko Imager	3500
Cube Computer	200
TOTAL	6835

Es necesario conocer el nivel de radiación solar que llega al panel del CubeSat. Se conoce que, la energía total que irradia el Sol desde su corona es $I = 3,87 * 10^{26} W$, y la distancia entre el sol y la Tierra es $149\ 597\ 870\ 700\ m$; por lo tanto, la distancia del Sol a nuestro satélite será:

$$D_{Sol-Cube} = D_{Sol-Tierra} - D_{Tierra-Cube} [m]$$

Ecuación 2.57. Distancia del Sol al CubeSat

$$D_{Sol-Cube} = 149\ 597\ 870\ 700 - 450\ 000 = 149\ 597\ 420\ 700\ m$$

Con los datos obtenidos, se puede calcular el flujo de energía o nivel de radiación solar que llega al satélite mediante la siguiente ecuación:

$$\frac{I}{4\pi(D_{Sol-Cube})^2} = \frac{3,87 * 10^{26} W}{4\pi(149\ 597\ 420\ 700\ m)^2} = 1376 [W/m^2]$$

Ecuación 2.58. Flujo de energía total que llega al CubeSat

Dimensionamiento del panel solar y batería

El consumo diario de potencia del CubeSat se calcula en base a las horas de funcionamiento del satélite por día, como ya se mencionó el satélite va a estar funcionando las 24 horas del día.

$$P_{diaria} = 6,835 \text{ W} * 24 \frac{h}{día} = 164,04 \left[\frac{Wh}{día} \right]$$

Ecuación 2.59. Potencia diaria consumida por el CubeSat

Una vez obtenido el consumo diario de potencia se procede a calcular la intensidad de corriente total que necesitará el CubeSat durante un día.

$$I_T = \frac{P_{diaria}}{V} \left[\frac{Ah}{día} \right]$$

Ecuación 2.60. Intensidad de corriente diaria que necesitará el CubeSat

$$I_T = \frac{164,04 \frac{Wh}{día}}{7,4 \text{ V}} = 22,17 \left[\frac{Ah}{día} \right]$$

Se debe emplear un factor de seguridad en el consumo de corriente, debido a que pueden existir pérdidas del sistema, normalmente se considera un factor del 20%.

$$I_{T \text{ corregida}} = 22,17 \frac{Ah}{día} * 1,2 = 26,6 \left[\frac{Ah}{día} \right]$$

Ecuación 2.61. Intensidad de corriente diaria corregida que necesitará el CubeSat

Para determinar la corriente pico del sistema se considera una irradiación en condiciones estándar de medida, que es $1 \text{ kW}/\text{m}^2$ sobre el plano del panel solar, y el valor total del nivel de radiación solar.

$$I_{pico} = \frac{26,6 \frac{Ah}{día} * 1 \frac{kW}{m^2}}{1,376 \frac{kW}{m^2} * 12 \frac{h}{día}} = 1,61 \text{ [A]}$$

Ecuación 2.62. Intensidad de corriente pico del sistema

Una vez definido el valor de intensidad de corriente pico del sistema, se realiza una lista de los paneles solares que se podrían usar. La Tabla 2.35 muestra varios paneles solares

para CubeSat que se encuentran en el mercado y que pueden cubrir nuestros requerimientos.

Tabla 2.35. Especificaciones técnicas de paneles solares acorde al CubeSat

Proveedor	Endurosat	ISIS	CubeSatShop
Tipo	Solar Panels X/Y module include	Single CubeSat solar panels	CubeSat Solar panel DHV-CS-10
Potencia Máxima [W]	2,4	2,3	2,4
Voltaje de punto máximo [V]	4,66	3	4,82
Corriente de punto máximo [A]	0,517	0,766	0,5
Temperatura de operación [°C]	-55 a +155	-40 a +125	-120 a +150
Dimensiones l x w x h [mm]	82,6 x 98 x 8,6	82,5 x 98 x 4,3	82,5 x 98 x 2,4
Masa [g]	44	50	50
Precio	\$ 1 600	\$ 2 963	\$ 2 370

Se puede notar que los valores de corriente pico de los tres paneles solares no se aproximan al calculado; por lo tanto, y como es común en los CubeSats, se va a utilizar más de un panel solar. Se procede a calcular el número de módulos necesarios.

Para el proveedor Endurosat:

$$\text{Arreglo de módulos} = \frac{\text{Corriente pico sistema}}{\text{Corriente pico panel}}$$

Ecuación 2.63. Arreglo de módulos en paralelo

$$\text{Arreglo de módulos} = \frac{1,61 \text{ A}}{0,517 \text{ A}} = 3,11$$

$$\frac{\text{Tensión CC nominal sistema}}{\text{Tensión CC nominal batería}} = \frac{7,4 \text{ V}}{7,4 \text{ V}} = 1$$

$$\# \text{ total de módulos} = 3,11 * 1 = 3,11$$

Ecuación 2.64. Número de módulos necesarios

$$\rightarrow \# \text{ total de módulos} = 4$$

Para el proveedor ISIS:

$$\text{Arreglo de módulos} = \frac{\text{Corriente pico sistema}}{\text{Corriente pico panel}} = \frac{1,61 \text{ A}}{0,766 \text{ A}} = 2,1$$

$$\# \text{ total de módulos} = 2,1 * 1 = 2,1$$

$$\rightarrow \# \text{ total de módulos} = 3$$

Para el proveedor CubeSatShop:

$$\text{Arreglo de módulos} = \frac{\text{Corriente pico sistema}}{\text{Corriente pico panel}} = \frac{1,61 \text{ A}}{0,5 \text{ A}} = 3,22$$

$$\# \text{ total de módulos} = 3,22 * 1 = 3,22$$

$$\rightarrow \# \text{ total de módulos} = 4$$

Si se usa la opción de Endurosat o de CubeSatShop se necesitarán 4 paneles para cubrir las necesidades del sistema, en cambio sí se usa la opción de ISIS se necesitarán 3 paneles. Se decidió que se van a usar cuatro paneles solares del proveedor CubeSatShop, debido a su amplio rango de temperatura de funcionamiento y principalmente a que posee la menor dimensión de espesor (2,4 mm), esto es fundamental ya que los paneles solares irán colocados en las caras del CubeSat, donde existe una dimensión libre de 3 mm.

Finalmente, para el dimensionamiento de la batería de respaldo se considera una autonomía de un día y un factor de descarga de 0,8.

$$C_{\text{nominal-batería}} = 26,6 \frac{\text{Ah}}{\text{día}} * 1 \text{ día} = 26,6 [\text{Ah}]$$

Ecuación 2.65. Capacidad nominal de la batería

$$C_{\text{corregida}} = \frac{26,6 \text{ Ah}}{0,8} = 33,25 [\text{Ah}]$$

Ecuación 2.66. Capacidad corregida de la batería

Una vez definido el valor de la capacidad de la batería necesaria para el sistema, se realiza una lista de las baterías que se podrían usar. La Tabla 2.36 muestra dos baterías para CubeSat que se encuentran en el mercado y que pueden cubrir nuestros requerimientos.

Tabla 2.36. Especificaciones técnicas de 2 baterías acorde al CubeSat

Proveedor	CubeSatShop	
Fabricante	EXA Agencia Espacial Civil Ecuatoriana	
Tipo	Pegasus Class BA01/D	Irvine Class BA02/D
Potencia Máxima [Wh]	53,2	39,9
Salida de voltaje [V]	3,7 – 7,4 regulable	3,7 – 7,4 regulable
Capacidad [Ah]	14,4	10,8
Temperatura de operación [°C]	-30 a +80	-30 a + 80
Dimensiones l x w x h [mm]	89 x 95 x 14	85 x 90 x 14
Masa [g]	180	155
Precio	\$ 6 873	\$ 6 079

A continuación, se procede a calcular el número de baterías necesarias para cubrir las necesidades del sistema.

Para la batería Pegasus Class BA01/D:

$$\text{Arreglo de baterías} = \frac{\text{Capacidad corregida banco baterías}}{\text{Capacidad nominal de la batería}}$$

Ecuación 2.67. Arreglo de baterías en paralelo

$$\text{Arreglo de baterías} = \frac{33,25 \text{ Ah}}{14,4 \text{ Ah}} = 2,31$$

$$\frac{\text{Tensión CC nominal sistema}}{\text{Tensión CC nominal batería}} = \frac{7,4 \text{ V}}{7,4 \text{ V}} = 1$$

$$\# \text{ total de baterías} = 2,31 * 1 = 2,31$$

Ecuación 2.68. Número de baterías necesarias

$$\rightarrow \# \text{ total de baterías} = 3$$

Para la batería Irvine Class BA02/D:

$$\text{Arreglo de baterías} = \frac{\text{Capacidad corregida banco baterías}}{\text{Capacidad nominal de la batería}} = \frac{33,25 \text{ Ah}}{10,8 \text{ Ah}} = 3,08$$

$$\# \text{ total de baterías} = 3,08 * 0 = 3,08$$

$$\rightarrow \# \text{ total de baterías} = 4$$

Si se usa la batería Irvine Class BA02/D se necesitarán cuatro de estas para cumplir el objetivo, lo cual aumenta el espacio ocupado, la masa y los costos del CubeSat; por lo tanto, esta opción no resulta eficiente y queda descartada.

Se decide utilizar la batería Pegasus Class BA01/D ya que posee mayor capacidad y con tres de estas se cubrirá las necesidades del CubeSat.

2.4.1.6 Subsistema estructural

Se debe determinar el espacio que ocuparán todos los subsistemas que conforman el CubeSat en el eje Z para poder escoger un tamaño de estructura CubeSat. En los ejes X y Y, todos los subsistemas seleccionados no sobrepasan el tamaño establecido por el estándar CubeSat. La Tabla 2.37 muestra las dimensiones en el eje Z, que ocuparán todos los componentes que conforman el CubeSat.

Tabla 2.37. Dimensiones de espacio que ocuparán todos los componentes del CubeSat

Subsistema	Dimensión [mm]
Comunicaciones	3,2
Amplificador de Potencia	1
Antena	20
Control de posición	30
Determinación de posición	18
Cámara	60
Manejo de datos y comandos	10
Baterías	42
Total	184,2

Una estructura CubeSat de 1.5U, tiene la capacidad de albergar 147,6 mm, lo cual no nos alcanza para introducir todos los dispositivos; por lo tanto, se necesitará de una estructura de 2U que tiene la capacidad de albergar 196,8 mm. La Tabla 2.38 muestra las características físicas y los costos de tres estructuras CubeSat de 2U de diferentes proveedores.

Tabla 2.38. Características de 3 estructuras CubeSat de 2U

Proveedor	ISIS	CubeSatShop	Clyde Space
Tipo	2-Unit Long Stack CubeSat Estructure	2-Unit CubeSat Estructure	CS 2U CubeSat Estructure
Temperatura de operación [°C]	-40 a +80	-40 a +80	-40 a +80
Dimensiones externas l x w x h [mm]	100 x 100 x 227	100 x 100 x 227	100 x 100 x 227
Dimensiones internas l x w x h [mm]	97,2 x 97,2 x 211,9	98,4 x 98,4 x 196,8	98,4 x 98,4 x 196,8
Masa [g]	197,9	206	275
Precio	\$ 3 760	\$ 3 760	\$ 3 900

Se puede observar que las estructuras de los tres proveedores tienen características similares, lo que varía es el peso y el costo de la estructura de Clyde Space que resultan ser un poco mayor que las otras. Se decidió utilizar la estructura de CubeSatShop debido a que su precio es un poco menor que la de Clyde Space.

Una vez definidos todos los subsistemas que conformarán el CubeSat, se determina la masa total del mismo, para comprobar que no se exceda el valor establecido en el estándar (2,66 kg) y para cotizar el lanzamiento del satélite. La Tabla 2.39 muestra la masa de cada uno de los subsistemas y la masa total del CubeSat.

Tabla 2.39. Masa total del CubeSat

Componente	Masa [g]
SYNAPSE, SM220 Module	3
Amplificador RFPA2226	2
CPUT S-Band Patch Antenna	50
Cube Control	115
Cube Sense	80
SCS Gecko Imager	480
Cube Computer	70
Paneles Solares	200
Baterías	540
Estructura	206
Total	1746

2.4.2 Proveedores de Subsistemas para la Estación Terrena [60-68]

2.4.2.1 Antena

La antena de la estación terrena debe trabajar en la banda de 2,4 GHz y tener polarización circular a derecha o izquierda como se determinó en la sección 2.4.1.2 Subsistema de antenas del CubeSat. La Tabla 2.40 muestra las características, especificaciones técnicas y costos de dos antenas que se acoplan a nuestras necesidades.

Tabla 2.40. Especificaciones técnicas de 2 antenas para la estación terrena

Proveedor	Alibaba	Inforza Informática
Tipo	3.0m ku/c/s band mesh dish satellite aluminium antenna	Antena Parabólica Grid TL-ANT2424B
Rango de Frecuencia [GHz]	2 - 13	2,4
Polarización	Circular	Circular
Ganancia [dBi]	35	24
Temperatura de operación [°C]	-	-40 a +60
Díámetro [mm]	3000	1000
Masa [kg]	62	3,5
Precio	\$ 600	\$ 66,55

Como se había establecido en la sección 2.2.7.3, la antena de la estación terrena no debe ser muy grande ni pesada debido a que va a realizar seguimiento; por lo tanto, se decide utilizar la antena parabólica grid TL-ANT2424B, ya que es la más pequeña de las dos y su peso es mucho menor, lo cual facilitará la manipulación e instalación de la antena, y el seguimiento del CubeSat.

2.4.2.2 Amplificador de bajo ruido

Se definió que estos amplificadores deben tener una figura de ruido baja. El consumo de potencia y el tamaño no tienen ninguna limitación, como en los amplificadores del CubeSat. La Tabla 2.41 muestra las características, especificaciones técnicas y precios de dos amplificadores de potencia óptimos para ir colocados en la estación terrena.

Tabla 2.41. Especificaciones técnicas de 2 LNA para la estación terrena

Proveedor	Pasternack Enterprises	KUHNE Electronic
Tipo	PE15A1001 Low Noise Amplifier	KU LNA 2227 A, Low Noise Broadband Amplifier
Frecuencia de Trabajo [GHz]	2 - 4	2,2 – 2,7
Figura de Ruido [dB]	2	0,9
Ganancia [dB]	38	25
Potencia Máxima Entrada [dBm]	13	7
Potencia de Salida P _{1dB} [dBm]	-	23
Temperatura de operación [°C]	-40 a +85	-20 a +65
Consumo de potencia [W]	2,6	3
Dimensiones l x w x h [mm]	27,8 x 40,2 x 9,7	78 x 41 x 22
Masa [g]	-	110
Precio	\$ 1 344	\$ 341,22

Se puede observar que el amplificador del proveedor Pasternack es el más caro debido a su amplio rango de frecuencia de operación y su gran ganancia, también posee menor consumo de potencia y mayor rango de temperatura de operación. Sin embargo, el dispositivo del proveedor Kuhne es el que tiene la menor figura de ruido y sus valores de ganancia, consumo de potencia y temperatura de operación están cercanos a las del otro dispositivo; por lo tanto, se decide usar el amplificador KU LNA 2227 A.

2.4.2.3 Transceptor

Se decidió que el transceptor que irá colocado en la estación terrena debe ser igual al del CubeSat; por lo tanto, el dispositivo utilizado será el módulo SYNAPSE SM220 Module que fue escogido en la sección 2.4.1.1.

2.4.2.4 Interfaz terrestre

Se trata de un computador para procesar y obtener los datos que serán enviados por el CubeSat. La Tabla 2.42 muestra las especificaciones técnicas de dos computadores acordes a nuestras necesidades.

Tabla 2.42. Especificaciones técnicas de 2 computadores para la estación terrena

Proveedor	COMPUTRON	NOVICOMPU
Marca	XTRATECH	ASUS
Procesador	Intel Core i5	Intel Core i5
Memoria instalada	8 GB	8 GB
Disco Duro	1 TB	1 TB
Tipo de sistema	64 bits	64 bits
Consumo de potencia [W]	250	250
Precio	\$ 888	\$ 875

Como se puede observar se ha elegido un computador con procesador Core i5, característica suficiente para nuestro fin. Ambos computadores tienen iguales características y en el mercado existen más equipos similares cuyo valor se encuentra alrededor del detallado en la tabla. Por lo tanto, se escoge la computadora ASUS de NOVICOMPU.

2.4.2.5 Rotor

La antena de la estación terrestre necesita un rotor para realizar seguimiento del CubeSat. Para re-apuntar nuestra antena se utilizará rastreo pre-programado, este método de seguimiento no es al azar o aleatorio, se basa en determinar con anticipación la trayectoria del satélite y programar el movimiento de la antena en base a dicha trayectoria. Se encontró dos proveedores de rotores que pueden manejar nuestra antena de la estación terrena, la Tabla 2.43 muestra las características, especificaciones técnicas y costos de 2 rotores.

Tabla 2.43. Especificaciones técnicas de 2 rotores para la antena de la estación terrena

Proveedor	EGIS	WiNRADiO
Modelo	ProfiTracker CL Bi Axial Antenna Positioning System	WR-ARP-ELAZ-100 Antenna Rotator/Positioner with WR-RCU-100 Controller
Tipo	Doble eje (Acimut y elevación)	Doble eje (Acimut y elevación)
Rango máximo de seguimiento acimut	360°	360°
Rango máximo de elevación	90°	180°
Velocidad de rotación [grad/seg]	4	5
Temperatura de operación [°C]	-20 a +65	-
Consumo de potencia [W]	20	96
Diámetro [mm]	318	340
Altura [mm]	625	320
Masa [kg]	27	13,5
Precio	\$ 3 191	\$ 1 994

El sistema original de EGIS cuesta \$ 1 087, pero este solo tiene un rango máximo de seguimiento acimut de 180° y un rango máximo de elevación de 40°, para tener los rangos extendidos se implementan dos kits de modificación mecánica de engranajes, uno para acimut y otro para elevación, los cuales cuestan \$ 798 cada uno, con lo cual el precio final es \$ 3 191.

Aunque se implementen estos kits el rango máximo de elevación no supera los 90°. Por lo tanto, se decide utilizar el rotor de WinRADiO debido a que sus rangos de acimut y elevación son los máximos que puede tener un rotor, acoplándose perfectamente a nuestras necesidades. Además, su costo y masa son menores.

2.4.2.6 Subsistema de Potencia

Consumo de potencia

Se necesita conocer el consumo total de potencia de todos los elementos de la estación terrena para dimensionar un banco de baterías en caso de que no exista energía en la red eléctrica. Se considera que el consumo de potencia de la estación terrena es asimétrico, debido a que no estará activa todo el tiempo.

Se podrá mantener contacto con el satélite unas dos veces al día y cada pase tiene una duración de casi 4 minutos; por lo tanto, se establece un máximo de 30 minutos de uso diario de los siguientes elementos: amplificador de bajo ruido, transceptor y rotor. Mientras que para la interfaz terrestre se establece un máximo de 8 horas diarias de utilización. De tal forma, la Tabla 2.44 muestra el consumo total de potencia de estación terrena.

Tabla 2.44. Consumo de potencia de todos los subsistemas de la estación terrena

Subsistema	Consumo Potencia [W]
KU LNA 2227 A, Low Noise Broadband Amplifier	3
SYNAPSE, SM220 Module	0,540
Computadora ASUS	250
WR-ARP-ELAZ-100 Antenna Rotator	96

Dimensionamiento de la batería

El consumo diario de potencia del CubeSat se calcula en base a las horas de funcionamiento del satélite por día, entonces:

$$P_{diaria} = \left(250 \text{ W} * 8 \frac{h}{\text{día}} \right) + \left(99,54 \text{ W} * 0,5 \frac{h}{\text{día}} \right) = 2049,77 \left[\frac{Wh}{\text{día}} \right]$$

Ecuación 2.69. Potencia diaria consumida por la estación terrena

Una vez obtenido el consumo diario de potencia se procede a calcular la intensidad de corriente total que necesitará la estación terrena durante un día.

$$I_T = \frac{P_{diaria}}{V} = \frac{2049,77 \frac{Wh}{día}}{12 V} = 170,81 \left[\frac{Ah}{día} \right]$$

Ecuación 2.70. Intensidad de corriente diaria que necesitará la estación terrena

Se debe emplear un factor de seguridad en el consumo de corriente, debido a que pueden existir pérdidas del sistema, normalmente se considera un factor del 20%.

$$I_{T \text{ corregida}} = 170,81 \frac{Ah}{día} * 1,2 = 205 \left[\frac{Ah}{día} \right]$$

Ecuación 2.71. Intensidad de corriente diaria corregida que necesitará la estación terrena

Finalmente, para el dimensionamiento de la batería de respaldo se considera una autonomía de un día y un factor de descarga de 0,8.

$$C_{nominal-batería} = 205 \frac{Ah}{día} * 1 \text{ día} = 205 [Ah]$$

Ecuación 2.72. Capacidad nominal de la batería

$$C_{corregida} = \frac{205 Ah}{0,8} = 256,25 [Ah]$$

Ecuación 2.73. Capacidad corregida de la batería

Una vez definido el valor de capacidad de la batería necesaria para la estación, se realiza una lista de baterías que se podrían usar y que se encuentran disponibles en el mercado. La Tabla 2.45 muestra las características, especificaciones técnicas y costos de 3 baterías.

Tabla 2.45. Especificaciones técnicas de 3 baterías para la estación terrena

Proveedor Tipo	Durapower	Firmesa	
	Batería seca BLESSPOWER JPL12-100	Batería Power Sonic PG- 12V200 FR	Batería Power Sonic PS- 121400FR
Salida de voltaje [V]	12	12	12
Capacidad [Ah]	100	126	140
Temperatura operación [°C]	-15 a +40	-40 a +50	-40 a +50
Dimensiones l x w x h [mm]	306 x 169 x 214	522 x 240 x 218	343 x 171 x 274
Masa [kg]	30	65,3	44,91
Precio	\$ 300,9	\$ 324,50	\$ 350

A continuación, se procede a calcular el número de baterías necesarias para cubrir las necesidades del sistema utilizando las Ecuaciones 2.67 y 2.68.

Para la batería BLESSPOWER JPL12-100:

$$\text{Arreglo de baterías} = \frac{\text{Capacidad corregida banco baterías}}{\text{Capacidad nominal de la batería}} = \frac{256,25 \text{ Ah}}{100 \text{ Ah}} = 2,56$$

$$\frac{\text{Tensión CC nominal sistema}}{\text{Tensión CC nominal batería}} = \frac{12 \text{ V}}{12 \text{ V}} = 1$$

$$\# \text{ total de baterías} = 2,56 * 1 = 2,56$$

$$\rightarrow \# \text{ total de baterías} = 3$$

Para la batería Power Sonic PG-12V200 FR:

$$\text{Arreglo de baterías} = \frac{\text{Capacidad corregida banco baterías}}{\text{Capacidad nominal de la batería}} = \frac{256,25 \text{ Ah}}{126 \text{ Ah}} = 2,03$$

$$\# \text{ total de baterías} = 2,03 * 1 = 2,03$$

$$\rightarrow \# \text{ total de baterías} = 3$$

Para la batería Power Sonic PS-121400FR:

$$\text{Arreglo de baterías} = \frac{\text{Capacidad corregida banco baterías}}{\text{Capacidad nominal de la batería}} = \frac{256,25 \text{ Ah}}{140 \text{ Ah}} = 1,83$$

$$\# \text{ total de baterías} = 1,83 * 1 = 1,83$$

$$\rightarrow \# \text{ total de baterías} = 2$$

Si se usan las baterías BLESSPOWER JPL12-100 se necesitarán 3 de estas para cumplir el objetivo, lo cual aumenta costos de la estación terrena; lo mismo sucede si se utiliza la batería Power Sonic PG-12V200 FR. En cambio, si se usa la batería Power Sonic PS-121400FR se necesitarán solo 2 de estas para cubrir las necesidades de la estación. Por lo tanto, se decide utilizar la batería Power Sonic PS-121400FR ya que posee mayor capacidad.

2.4.3 Servicio de Pruebas y Lanzamiento del CubeSat [55, 69-71]

Como se detalla en el estándar CubeSat, el satélite se debe someter a pruebas para garantizar la seguridad de los demás CubeSat, el vehículo lanzador, el P-POD y la carga principal. El tipo de pruebas generales se establecen en el estándar; sin embargo, los rangos para cada prueba son establecidos por el proveedor de lanzamiento una vez que el

CubeSat esté completamente desarrollado y se pueda obtener información específica de este. Por lo tanto, los costos de las pruebas para el CubeSat no son posibles de establecer hasta que se desarrolle el proyecto.

Existen compañías que se encargan de realizar estas pruebas sin costo alguno, la condición para brindar este servicio, es que ellos puedan colocar uno o varios de sus experimentos como carga útil del CubeSat. Entre esas empresas se encuentra la ESSA y la NASA.

Existen compañías que pueden realizar el lanzamiento del satélite, el costo del servicio depende de varios parámetros: la altura e inclinación de la órbita, la masa y el tamaño del CubeSat, y la ventana de lanzamiento (período en el que se desea realizar el lanzamiento). Los CubeSat se lanzan al espacio en grupos, no se puede realizar el lanzamiento de un solo CubeSat debido a que sería desperdicio de recursos. Por lo tanto, las empresas programan lanzamientos de acuerdo a las necesidades del mercado, una vez planificado el lanzamiento se establecen los costos de los mismos.

Se debe realizar la reservación de un espacio, para un lanzamiento programado, con un mínimo de 9 meses de anticipación. Se consiguió varias cotizaciones de lanzamientos algunas con características de altitud cercanas a las requeridas en nuestro proyecto y otras un poco más alejadas, con la cual se puede tener una idea y realizar un presupuesto referencial. La Tabla 2.46 muestra las características y precios de varios lanzamientos cotizados.

Tabla 2.46. Características y costos de lanzamientos CubeSat

Proveedor	GAUSS team	D-Orbit	Space Flight	Nano Avionics
Ventana de lanzamiento	4to Trimestre 2019 1er Trimestre 2020	Agosto 2018 Octubre 2018	Agosto 2018 Octubre 2018	4to Trimestre del 2018
Altitud	600 - 700	450 - 505	500 - 550	505 - 720
Órbita	SSO	SSO	SSO	SSO
Precio	\$ 154 821	\$ 196 228	\$ 166 730	\$ 196 228

Como se puede observar en la tabla el proveedor D-Orbit es el que cumple con nuestras necesidades, Space Flight y Nano Avionics están en el límite superior de nuestro rango de estudio. Para realizar el presupuesto referencial se va a considerar el valor del lanzamiento que nos proporciona D-Orbit.

3. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 Análisis Orbital

En el análisis orbital se determinaron los tiempos de visibilidad para diferentes alturas comprendidas entre 400 y 500 km, asumiendo el mejor caso, que sería cuando el satélite pasa por el cenit de la estación terrena, lo cual es poco probable ya que no se tiene ningún tipo de control sobre los aspectos de la órbita; por lo tanto, también se realizó un análisis más real para garantizar los tiempos de visibilidad que se tendrán. La Tabla 3.1 muestra los resultados de los tiempos encontrados para el mejor caso y para el peor caso, y la diferencia de tiempo que existe entre ambos.

Tabla 3.1. Tiempos de visibilidad del CubeSat

<i>h</i> [km]	<i>t_{visibilidad cenit}</i> [s]	<i>t_{visibilidad real}</i> [s]	Diferencia <i>t_{visibilidad}</i> [s]
417	251,22	175,44	75,78
438	262,61	257,41	5,2
441	264,26	262,44	1,82
446	266,95	256,83	10,12
450	269,10	267,63	1,47
453	270,75	266,79	3,96
457	272,86	270,87	1,99
459	273,93	272,71	1,22
466	277,70	249,19	28,51

Como se puede observar mientras mayor es la altura, mayor será el tiempo de visibilidad del CubeSat, por lo tanto, convendría usar una órbita de 450 km o mayor. Por otro lado, la diferencia de tiempos entre el mejor y peor caso es de máximo 10 segundos para las alturas comprendidas entre 438 km y 459 km. Para las alturas de 417 y 466 km se presentan diferencias de tiempo mayores debido a que son órbitas que repiten período en menos días y con menor número de vueltas (15 y 31 vueltas, respectivamente) que las otras órbitas; por lo tanto, sus órbitas adyacentes estarán más lejanas y las distancias de solapamiento de huellas y de visibilidad serán menores, debido a esto el tiempo de visibilidad disminuye bastante en relación al mejor caso.

Todo esto pudo ser comprobado mediante las simulaciones de las trazas orbitales. En la Figura 2.26, Figura 2.27 y Figura 2.28 se puede observar que hay bastantes órbitas trazadas durante un período; por lo tanto la distancia entre órbitas adyacentes será menor, permitiendo que la distancia de solapamiento entre huellas de órbitas adyacentes sea mayor y al igual que su tiempo de visibilidad. Por el contrario, en la Figura 2.25 y Figura 2.29 se puede observar que existe menor número de órbitas las cuales se encuentran con

mayor distancia de separación; por lo tanto, la distancia de solapamiento entre huellas de órbitas adyacentes es menor, así como el tiempo de visibilidad.

3.2 Pérdidas del enlace

El estudio de este proyecto se lo realiza en dos bandas de frecuencia de uso libre, 2,4 GHz y 5,8 GHz, con el fin de comparar y escoger la opción que mejor funcione y con la que se cumplirán todos los objetivos planteados. La Tabla 3.2 muestra los valores de pérdidas de propagación calculados anteriormente, para las dos frecuencias en estudio y las diferentes alturas orbitales ya determinadas adicionando la altura máxima del rango de estudio.

Tabla 3.2. Pérdidas de propagación para las diferentes frecuencias y alturas orbitales

h [km]	f_p [GHz]	L_p [dB]
417	2,4	160,220
	5,8	167,884
438	2,4	160,590
	5,8	168,253
441	2,4	160,640
	5,8	168,305
446	2,4	160,725
	5,8	168,390
450	2,4	160,791
	5,8	168,456
453	2,4	160,841
	5,8	168,506
457	2,4	160,907
	5,8	168,572
459	2,4	160,940
	5,8	168,604
466	2,4	161,053
	5,8	168,717
500	2,4	161,577
	5,8	169,241

Como se puede observar en la tabla, en este cálculo de pérdidas influye la altura orbital, mientras mayor es la altura orbital, mayores son las pérdidas. También se puede notar que, a mayor frecuencia, mayores pérdidas. Sin embargo, para el resto de pérdidas calculadas (atmosféricas, por hidrometeoros y por polarización) no influye la altura orbital, lo que si influye es la frecuencia.

Se realizó el análisis de pérdidas totales para el peor caso; es decir, en el cual la altura orbital es la mayor, ya que existen mayores pérdidas de propagación. La Tabla 3.3 muestra los valores calculados anteriormente.

Tabla 3.3. Pérdidas totales para las dos frecuencias en estudio

h [km]	f_p [GHz]	L_p [dB]	L_G [dB]	L_r [dB]	L_{pol} [dB]	Pérdidas Totales L [dB]
500	2,4	161,577	1,082	0,205	3,226	166,090
	5,8	169,241	1,198	4,852	3,006	178,297

Como ya se mencionó y como se puede observar en la tabla, las pérdidas son mayores a mayor frecuencia; excepto en las pérdidas por polarización, las cuales son menores mientras mayor es la frecuencia. Las atmosféricas y por polarización no varían mucho de una frecuencia a otra, las que varían son las producidas por polarización, alrededor de 8 dB, y las que son por hidrometeoros, alrededor de 4 dB. Sin embargo, las pérdidas por propagación representan el 97% de las totales para 2,4 GHz y el 94% para 5,8 GHz.

Con los resultados totales se podría decir que es más factible implementar el enlace de comunicaciones a la frecuencia de 2,4 GHz, debido a sus menores pérdidas.

3.3 Sistema de comunicaciones

Se realizó el balance de potencias para ambos sistemas de comunicaciones, la Tabla 3.4 muestra los valores utilizados para cada parámetro, la potencia de portadora recibida y la sensibilidad mínima requerida por el equipo seleccionado para cada frecuencia en estudio.

Tabla 3.4. Potencia de portadora recibida para cada frecuencia en estudio

Transmisión	Frecuencia [GHz]	2,4	5,8 (Cascada)
	P_t [dBm]		33,3
G_t [dBi]		4,482	4,482
G_{t-3dB} [dBi]		1,482	1,482
$PIRE$ [dBm]		34,78	34,68
L [dB]		166,090	178,297
Recepción	G_r [dBi]	24	34
	P_r [dBm]	-107,31	-109,62
Sensibilidad mínima del receptor	S_{min} [dBm]	-103	-90

Se puede observar que en ninguno de los dos casos se cumple la sensibilidad mínima requerida por los transceptores que serán utilizados en recepción. Por lo tanto, se realizó un cambio en la sensibilidad del receptor mediante el uso de un amplificador de bajo ruido entre el transceptor y la antena, obteniendo los valores mostrados en la Tabla 3.5.

Tabla 3.5. Sensibilidad del receptor al añadir un LNA

Frecuencia [GHz]	2,4	5,8
P_r [dBm]	-107,31	-109,59
S'_{min} [dBm]	-111,63	-98,04

Se puede observar que, con las nuevas sensibilidades, el sistema que cumple con el balance de potencias es el de 2,4 GHz, incluso existen unos 4 dB de holgura. A la frecuencia de 5,8 GHz el sistema no cumple con la sensibilidad mínima del receptor, debido a que las pérdidas en esta banda son mayores, pero principalmente porque no se encontraron en el mercado transceptores para CubeSat a 5,8 GHz que proporcionen mejores valores de potencia de salida y sensibilidad mínima del receptor. Por lo tanto, se implementará en 2,4 GHz el enlace de comunicaciones para este proyecto.

Se calculó la capacidad de canal, cuyo valor es 31,64 Mbps. Sin embargo, el transceptor seleccionado solo transmite a 250 kbps para tener una sensibilidad de -103 dBm con la cual se ha realizado el estudio de este enlace; por lo tanto, la capacidad máxima del canal será 250 kbps. El cálculo de la capacidad sirvió para determinar que se posee un canal de muy buena calidad, el cual puede transmitir a velocidades mayores a 250 kbps.

Se determinó el tiempo necesario para transmitir una cantidad de información mínima (una fotografía de la Tierra y un dato de la posición del CubeSat), cada vez que el CubeSat pasa por la estación terrena, con el fin de comprobar si los tiempos de visibilidad calculados en el análisis orbital cumplen con este mínimo necesario. La Tabla 3.6 muestra los tiempos de visibilidad determinador en la sección 2.1.2.1.

Tabla 3.6. Tiempos de visibilidad calculados en el análisis orbital

<i>h</i> [km]	<i>t_{visibilidad real}</i> [s]
417	175,44
438	257,41
441	262,44
446	256,83
450	267,63
453	266,79
457	270,87
459	272,71
466	249,19

El tiempo que se demora el CubeSat en transmitir la información mínima es 238,05 segundos. Por lo tanto, se puede observar que para todas las alturas iguales o superiores a 438 km se podrán descargar los datos necesarios en la estación terrena.

Los proveedores de lanzamiento ofrecen un rango en el cual colocar el satélite, no pueden asegurar una altura orbital exacta debido a que los CubeSats no tienen sistemas de propulsión para posicionarse en una órbita precisa; entonces el vehículo de lanzamiento expulsa los satélites cuando se encuentra en el rango previamente establecido siempre y cuando se trate de una órbita SSO y esa será la altura orbital del CubeSat.

El proveedor de lanzamiento que más se acopla a nuestras necesidades ofrece un rango de altura entre 450 y 500 km, y de acuerdo a la Tabla 3.6 se puede observar que todas las alturas en este rango están por encima del tiempo de visibilidad mínimo necesario para transmitir la información; por lo tanto, nuestro CubeSat irá colocado en una de las alturas comprendidas en ese rango, obteniendo éxito en la comunicación entre el satélite y la estación terrena.

3.4 Presupuesto Referencial del Proyecto

Se realiza un presupuesto referencial de los equipos necesarios para implementar el proyecto incluyendo los costos de lanzamiento del CubeSat. Cabe mencionar que no se consideran los costos de ingeniería que se invirtieron en el desarrollo ni los costos de la infraestructura necesaria para la estación terrena. La Tabla 3.7 muestra los costos de cada subsistema y el monto total necesario para adquirirlos; los costos presentados no incluyen el valor de envío, ya que dependerá de las empresas que se contraten para este servicio.

Tabla 3.7. Presupuesto referencial de los subsistemas necesarios para el proyecto

Cantidad	Descripción	Precio Unitario	Precio Total
2	SYNAPSE, SM220 Module	\$ 30,07	\$ 60,14
1	Amplificador RFPA2226	\$ 9,54	\$ 9,54
1	CPUT S-Band Patch Antenna	\$ 4 725	\$ 4 725
1	Cube Control	\$ 5 646	\$ 5 646
1	Cube Sense	\$ 5 639	\$ 5 639
1	SCS Gecko Imager	\$ 21 145	\$ 21 145
1	Cube Computer	\$ 5 276	\$ 5 276
4	CubeSat Solar panel DHV-CS-10	\$ 2 370	\$ 9 480
3	Pegasus Class BA01/D	\$ 6 873	\$ 20 619
1	2-Unit CubeSat Estructure	\$ 3 760	\$ 3 760
1	Antena Parabólica Grid TL-ANT2424B	\$ 66,55	\$ 66,55
1	KU LNA 2227 A, Low Noise Amplifier	\$ 341,22	\$ 341,22
1	Computadora ASUS	\$ 875	\$ 875
1	WR-ARP-ELAZ-100 Antenna Rotator	\$ 1 994	\$ 1 994
2	Batería Power Sonic PS-121400FR	\$ 350	\$ 700
1	Lanzamiento con el proveedor D-Orbit	\$ 196 228	\$ 196 228
		TOTAL	\$ 276 564,45

Se puede observar que el costo del lanzamiento representa el 70% del monto total calculado, por tales motivos es común buscar empresas que puedan financiar este costo a cambio de introducir sus experimentos como carga útil del CubeSat. El costo total de adquirir los equipos está alrededor de \$ 81 000 lo cual es aceptable para financiar mediante un proyecto universitario; debido a que este valor está acorde al presupuesto que la EPN destina al desarrollo de proyectos e investigaciones.

4. CONCLUSIONES

- Se realizó un análisis teórico con el fin de determinar la altura y el tipo de órbita más adecuada para establecer un enlace, corroborando la información teórica obtenida mediante simulaciones realizadas en el software *Nova for Windows*. Se concluye que es conveniente usar una órbita circular con el fin de simplificar los cálculos, y a su vez polar para cubrir la mayoría de puntos de la Tierra, con una inclinación de 97° ; por lo tanto, se trata de una órbita retrograda. No será posible determinar con exactitud la altura orbital hasta que el CubeSat sea lanzado, pero se estableció que el rango en el que irá colocado es de 450 a 500 km.
- Se calcularon los tiempos de visibilidad para el mejor caso, en el cual el CubeSat pasa por el Cenit de la estación terrena, y para el peor caso, en el cual la estación terrena se encuentra en medio de dos órbitas. Se concluye que para el peor caso se tiene un tiempo mínimo de visibilidad de 175,44 segundos a una altura de 417 km; sin embargo, para alturas iguales o mayores a 438 km se obtienen tiempos mayores a 249 segundos.
- Se determinó el tiempo necesario para transmitir la información mínima desde el CubeSat hacia la estación terrena, pudiendo concluir que este es de 238,05 segundos, y comprobando que los tiempos de visibilidad calculados para las alturas iguales o mayores a 438 km, son superiores a 238,05 segundos, con lo cual se logrará descargar en la estación terrena toda la información mínima.
- Se realizó un análisis de todas las pérdidas del enlace, por propagación, atmosféricas, por hidrometeoros y por polarización. Concluyendo que las pérdidas por propagación dependen de la distancia y de la frecuencia, mientras mayor sea el valor de estos factores, mayores son las pérdidas que se presentan. A diferencia de las pérdidas por propagación, en el resto de pérdidas no influye la altura orbital, lo que si influye es la frecuencia. En las atmosféricas y en las presentadas por hidrometeoros, resulta que mientras mayor es la frecuencia, mayores son las pérdidas. Por el contrario, en las pérdidas por polarización se da que, mientras mayor es la frecuencia, menores son las pérdidas, aunque la diferencia es de un par de décimas de decibelios. En el cálculo total de las pérdidas no se consideraron las introducidas por cables y conectores, debido a que no se sabe con exactitud la distancia a la que se colocará un equipo de otro en la estación terrena. Sin embargo, estas no serán mayores a 2dB debido a que las distancias no superarán los 8 metros.

- Con relación al cálculo de pérdidas totales, se concluyó que la mayor contribución es realizada por las pérdidas debidas a propagación; en la banda de 2,4 GHz estas representan el 97% del valor total y para la banda de 5,8 GHz el 94%.
- Se realizó el diseño de dos sistemas de comunicaciones, uno para 2,4 GHz y otro para 5,8 GHz, utilizando dispositivos disponibles en el mercado y que poseen especificaciones acordes al diseño. Después de analizar cada una de las opciones, mediante el respectivo balance de potencias, se determinó que el sistema diseñado a 2,4 GHz cumple con el balance de potencias y se comprobó teóricamente la viabilidad del mismo. El sistema diseñado utilizará dos transceptores iguales, uno en recepción y otro en transmisión, con lo cual se obtendrá compatibilidad absoluta evitando analizar a fondo la capa de nivel de enlace, en busca de un protocolo adecuado para la comunicación. Ya que se tratan de transceptores comerciales, se puede asegurar un buen funcionamiento, el cual ha sido verificado y comprobado.
- Se descartó el sistema diseñado a 5,8 GHz ya que no cumple con la sensibilidad mínima requerida por el receptor; por lo tanto, la señal no llegará a la antena de la estación terrena. Esto se da debido a la falta de equipos comerciales con mejores características, como mayor potencia de transmisión y menor sensibilidad del receptor. Otro factor que influye para que no se logre el enlace, son las altas pérdidas que se presentan, mayores en comparación a las pérdidas de la banda de 2,4 GHz.
- Para completar el estudio del enlace se determinó la capacidad del canal, cuyo valor es 31,64 Mbps, debido a que el dispositivo elegido transmite solo a 250 kbps para tener una sensibilidad de -103 dBm, con la cual se realizó el balance de potencias y se garantizó la viabilidad del enlace, se concluye que la capacidad máxima del canal será 250 kbps. Sin embargo, se tiene un canal que puede funcionar a velocidades de hasta 31,64 Mbps.
- Se determinaron los subsistemas básicos que conformarán, tanto el CubeSat como la estación terrena. En el CubeSat se necesita un transceptor, un amplificador de potencia y una antena, para transmitir la información. La carga útil estará conformada por una cámara, un controlador y un sensor de posición, los cuales entregarán los datos a la computadora de a bordo para que los maneje. Adicionalmente se incluye un subsistema de potencia para alimentar al CubeSat, el cual está formado de paneles solares y baterías. Todos los subsistemas del CubeSat entrarán en una estructura de 2U y su peso será de 1,75 kg; por lo tanto, el CubeSat estará dentro de las especificaciones definidas en el estándar. En la estación terrena se necesitan: una antena, un rotor, un

amplificador de bajo ruido, un transceptor y una computadora para recibir la información enviada por el CubeSat. Para alimentar el sistema en caso de que la red eléctrica no suministre energía se necesita de un banco de baterías. Con todos los elementos básicos establecidos se podrá establecer comunicación y obtener la información requerida del CubeSat.

- Se realizó un análisis de las diferentes opciones comerciales para cada uno de los subsistemas que conforman el CubeSat y la estación terrena, detallando en cada caso las características, especificaciones técnicas y costos. Concluyendo que existen varios proveedores en el ámbito de CubeSats, los cuales ofrecen variedad de productos con diferentes características y costos; por lo tanto, se pudo realizar de manera sencilla la selección de dispositivos que son factibles y accesibles para el propósito del proyecto.
- El desarrollo de este proyecto es un pequeño inicio para que la Facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica incursione en el campo espacial, realizando investigación y promoviendo el desarrollo de actividades tecnológicas y científicas para crear conocimiento nuevo.
- Se determinó que en un solo CubeSat se pueden incorporar diferentes tecnologías de fabricación, así como diferentes tipos de carga útil, permitiendo a futuro, involucrar en un mismo proyecto a estudiantes de las distintas carreras de la EPN, con el fin de brindar una experiencia educativa enriquecedora a todos sus participantes.
- Si se consigue un dispositivo de mejores características que trabaje a la frecuencia de 5,8 GHz y se logra garantizar la viabilidad del enlace, se recomienda implementar un sistema en dicha banda, ya que esta se encuentra más libre que la banda de 2,4 GHz y por lo tanto no existirán muchas interferencias en el enlace. También resultará ser una opción más innovadora ya que la mayoría de CubeSats lanzados hasta el momento transmiten en la banda de 2,4 GHz.

5. REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] F. A. Camacho Martínez, "Diseño óptimo de estructuras satelitales," México D.F./UNAM/2016, 2016.
- [2] G. Konecny, "Small satellites—A tool for Earth observation?," in *XXth ISPRS Congress-Commission*, 2004.
- [3] M. Bayarri Beltrán, "Diseño del subsistema de comunicaciones del satélite," Valencia/UPV/2012, 2012.
- [4] M. Bertoa and A. Vallecillo, "Atributos de calidad para componentes COTS," in *Proc. of IDEAS*, 2002, pp. 352-363.
- [5] A. d. J. Serrano Arellano, "Requerimientos para desarrollar y poner en órbita satélites CubeSat dentro de un entorno universitario," MÉXICO D.F./UNAM/2015, 2015.
- [6] J. I. Rojas Catalán, "Diseño e implementación de una estación terrena en la banda de 2.4 GHz para nanosatélites tipo Cubesat de 2/3U," 2016.
- [7] M. Ordoñez Rodríguez. (2010, Marzo). *Comunicaciones satelitales*. Available: <https://comunicacionesvsat.wordpress.com/2010/11/04/comunicaciones-satelitales/>
- [8] R. M. Herrera. (2016, Marzo). *El problema de los tres cuerpos y la comunicación global*. Available: <http://www.revistac2.com/el-problema-de-3-cuerpos-y-la-comunicacion-global-parte-2/>
- [9] J. Puig-Suari, R. Coelho, and S. Williams, "Cubesat design specification rev. 13," *The CubeSat Program, Cal Poly San Luis Obispo, US*, 2014.
- [10] J. Puig-Suari and R. Nugent, "6U CubeSat Design Specification Rev. PROVISIONAL," *The CubeSat Program, Cal Poly San Luis Obispo, US*, 2015.
- [11] P. S. Corporation, "PAYLOAD SPECIFICATION FOR 3U, 6U, 12U AND 27U," *Planetary System Corporation*, 2016.
- [12] G. Krebs. (2016, Diciembre). *Gunter's Space Page*. Available: http://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm
- [13] G. Chamoro and J. Carlos, "Optimización de la Red Satelital del Parque Nacional Galápagos," QUITO/EPN/2011, 2011.
- [14] F. A. Sandoval. (2014, Marzo). *Estaciones Terrenas*. Available: https://es.slideshare.net/blog_fralbe/estaciones-terrenas-36629633
- [15] J. H. Arroyave, S. S. Gutiérrez, P. Z. Robledo, and J. F. Pérez, "Proceso de diseño de una estructura nanosatélital CubeSat."
- [16] R. Monroy Gómez, "Experiencias de las Universidades en el desarrollo de pequeños satélites," México D.F./UNAM/2013, 2013.
- [17] CubeSatShop. (2017, Enero). *CubeSatShop*. Available: <https://www.cubesatshop.com/>
- [18] R. Bravo, "Fuerza Centrípeta y Fuerza Centrífuga," p. 9, 2013.
- [19] J. L. Marqués, "Gravitación Universal," p. 45, 2016.
- [20] R. Vázquez Valenzuela, "Análisis y diseño de misiones geocéntricas " p. 60, Noviembre 2015.
- [21] O. Aragon Casaled, "Estudio de una constelación de observación terrestre en órbita LEO," Universidad Politécnica de Cataluña, 2015.
- [22] R. Martínez and M. Calvo, "Comunicaciones por satélite," p. 17, 2010.
- [23] A. Martínez Téllez. (2007, Julio). *Geometrías no-Euclidianas*. Available: <http://geometrias-no-euclidianas.blogspot.com/2007/09/parte-iii-las-geometras-esfrica-y.html>
- [24] M. R. Owen, "Nova for Windows User's Manual," p. 47, Febrero 2010.
- [25] Union de Radioaficionados de Ourense Galicia EA. (2016, Julio). *El efecto Doppler en los satélites de radioaficionado*. Available: <http://www.ea1uro.com/eb1dgh/Satelites/Doppler.html>

- [26] I. Bernal Carrillo, "Antenas de apertura," ed, 2015.
- [27] C. Rosado, *Comunicación por satélite: principios, tecnología y sistemas*, 2008.
- [28] *Attenuation by atmospheric gases* ITU-R, 2016.
- [29] *Modelo de la atenuación específica debida a la lluvia para los métodos de predicción*, ITU-R, 2005.
- [30] *Characteristic of precipitation for propagation modelling* ITU-R, 2017.
- [31] M. Ferrando Bataller, "Desacoplo de polarización ", ed, 2016.
- [32] J. Butler, E. Pietrosemoli, M. Zennaro, C. Fonda, S. Okay, C. Aichele, *et al.*, *Wireless Networking in the Developing World*, 2013.
- [33] C. P. Vega, J. M. Z. de la Masa, and A. C. López, "Sistemas de Telecomunicaciones," ed: Universidad de Cantabria, 2007.
- [34] T. Profesional. (2016, Agosto 2017). *LNB satélites. Tipos y funcionamiento*. Available: <https://www.tdtprofesional.com/blog/lnb-satelites-tipos-y-funcionamiento/>
- [35] G. Maral and M. Bousquet, *Satellite Communications Systems*, 2010.
- [36] *Ruido radioeléctrico*, ITU-R, 2016.
- [37] Digi-Key. (2017, Agosto). *Digi-Key Electronics* Available: <https://www.digikey.com/products/en>
- [38] SmartWorx, "Secure, Rugged Wi-Fi Modules," B. B. SmartWorx, Ed., ed, 2016.
- [39] I. Synapse Wireless, "Datasheet SM220 Module," synapse, Ed., ed, 2016.
- [40] RFDM, "RFPA2226, 2.2GHz TO 2.7GHz 2W InGaP AMPLIFIER," I. Qorvo, Ed., ed, 2016.
- [41] RFMD, "RFPA5026, 4.9GHz TO 5.9GHz 2W InGaP AMPLIFIER," I. Qorvo, Ed., ed, 2017.
- [42] B. Sklar, *Digital and Communications, Fundamentals and Applications*, Second ed. New Jersey 07458: Prentice Hall PTR, 2001.
- [43] K. Electronic, "KU LNA BB 2227 A, Low Noise Broadband Amplifier," K. Electronic, Ed., ed, 2017.
- [44] K. Electronic, "MKU LNA 572 BF, Super Low Noise Preamplifier," K. Electronic, Ed., ed, 2017.
- [45] M. S. J. Jiménez, *Comunicación Digital*, 2012.
- [46] CubeSpace, "CubeControl, Actuator and Sensor Interface Board," CubeSpace, Ed., ed, 2013.
- [47] CubeSpace, "CubeSense, Fine Sun and Nadir Sensor ", CubeSpace, Ed., ed, 2013.
- [48] S. Space, "SCS GECKO IMAGER," S. Space, Ed., ed, 2013.
- [49] IEEE, "IEEE Standards 802.15.4," ed. New York, USA: The Institute of Electrical and Electronics Engineers, Inc. , 2003, p. 679.
- [50] F. Tinetti, "Análisis del protocolo ZIGBEE," Universidad Nacional de la Plata, 2011.
- [51] Endurosat. (2017, Agosto). *CubeSat Modules*. Available: <https://www.endurosat.com>
- [52] Qorvo. (2017, Agosto). *Power Amplifiers*. Available: <http://www.qorvo.com/>
- [53] C. Space. (2017, Agosto). *Products Clyde Space*. Available: <https://www.clyde.space/>
- [54] S. S. T. US. (2017, Agosto). *Satellite Platforms, Subsystems & Payloads*. Available: <https://www.sst-us.com>
- [55] N. Avionics. (2017, Agosto). *CubeSat Platforms, Systems & Components*. Available: <http://n-avionics.com/>
- [56] I. I. S. I. Space. (2017, Agosto). *PRODUCTS, The building blocks of your mission*.
- [57] S. Space. (2017, Agosto). *SCS Space Products*. Available: <https://scs-space.com/>
- [58] N. Sabag, "Radiación Solar en la Capa exterior de la Atmósfera Terrestre y sobre la Superficie Terrestre (Suelo y Océano)," p. 13, Octubre, 2017 2011.
- [59] C. N. d. Electricidad, "ATLAS SOLAR DEL ECUADOR CON FINES DE GENERACIÓN ELÉCTRICA," p. 51, Octubre, 2017 2008.

- [60] I. informática. (2016, Junio). *ANTENA PARABOLICA GRID 24DBI 2.4GHZ C. TIP-N*. Available: <http://www.inforza.es/wireless/1532-antena-parabolica-grid-24dbi-2-4ghz-c--tip--n-6935364052171.html>
- [61] P. Enterprises. (2017, Agosto). *Amplificadores de RF*. Available: <http://es.pasternack.com>
- [62] K. Electronics. (2017, Agosto). *Low Noise Amplifier*. Available: <https://www.kuhne-electronic.de/>
- [63] Novicompu. (2017, Noviembre). *PC Escritorio*. Available: <https://www.novicompu.com/15-pc-escritorio>
- [64] Computron. (2017, Noviembre). *Computron Computadores*. Available: <https://computron.com.ec/39-computadores>
- [65] WinRADIO. (2017, Octubre). *WR-ARP-ELAZ-100 Antenna Rotator/Positioner with WR-RCU-100 Controller*. Available: <http://www.winradio.com/home/arp-elaz-100.htm>
- [66] EGIS. (2017, Octubre). *Bi-Axial-Antenna-Positioning-System, PROFI-TRACKER-CL*. Available: http://www.egis.org/aroto_us.html
- [67] D. T. Avanzada. (2017, Octubre). *Baterías BlessPower*. Available: <http://www.durapower.com.ec/blesspower/>
- [68] Firmesa. (2017, Octubre). *Baterías Power Sonic*. Available: <http://firmesa.com/productos/energia/baterias>
- [69] S. FLight. (2017, Noviembre). *Launch Services*. Available: <http://spaceflight.com/services/launch-services/>
- [70] D-Orbit. (2017, Noviembre). *D-Orbit Launch Services*. Available: <http://www.deorbitaldevices.com>
- [71] GAUSS-team. (2017, Noviembre). *GAUSS Srl*. Available: <https://www.gaussteam.com/services/launch-services/>

6. ANEXOS

ANEXO I. CubeSats en las Universidades más importantes del mundo.

ANEXO II. Manual de configuración del software *Nova for Windows*.

ANEXO I

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
América del Norte							
Estados Unidos	Universidad de Stanford	QuakeSat 1	3U	Magnetómetro de un solo eje de búsqueda por inducción, con múltiples bandas de frecuencia, montado en una pluma telescópica	30/06/2003	819 x 832	Celdas solares, 4 paneles solares fijos desplegables, baterías
		SNAPS	0.25U	Cámara	06/12/2015	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Cal Poly	CP 3	1U	Sistema de control de la posición que utiliza solamente torquers magnéticos encajados dentro de los paneles laterales	17/04/2007	Suborbital	Ninguna
		CP 6	1U		19/05/2009		
		CP 4	1U	Experimento de disipación de energía	17/04/2007		
		Cal Poly 1U	1U	Sistema de comunicaciones	27/03/2010		
		OptiCube 1	3U	Calibrar sensores para estudios de escombros orbitales y mejoras de seguimiento de objetos pequeños	20/05/2015		
		OptiCube 2	3U		20/05/2015		
		OptiCube 3	3U		20/05/2015		
		OptiCube 4	2U		11/11/2016		
		ExoCube (CP 10)	3U	Analizador de ángulo de energía estática neutra, Analizador de energía estática de iones, Monitor de ion total	31/01/2015		
	Universidad de Louisiana	CAPE 1	1U	Transmisor	17/04/2007	Celdas solares y baterías	
		CAPE 2	1U	Transmisor, Repetidor de voz, Radio UHF y VHF	11/11/2016	Celdas solares y baterías	
	Universidad de Michigan	M-Cubed/ COVE	1U	Cámara	28/10/2011	Celdas solares y baterías	
		M-Cubed/ COVE 2	1U		06/12/2013		

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Estados Unidos	Universidad de Michigan	CADRE	3U	Wind Ion Neutral Composition Suite (WINCS), GPS de doble frecuencia	06/12/2015		Celdas solares, 4 paneles solares fijos despleables, baterías
		QBUS 2	2U	FIPEX (Flux- Φ -Probe Experiment). Experimento de Sondeo de Flujo que es capaz de distinguir y medir el comportamiento resuelto en el tiempo del oxígeno atómico y molecular como parámetro clave de la termosfera inferior	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Universidad de Auburn	AubieSat 1	1U	Probar dos tipos diferentes de encapsulación de paneles solares para la degradación con el tiempo	28/10/2011		Celdas solares y baterías
	Universidad Estatal de Utah	DICE 1	1.5U	Dos sondas Langmuir para medir la temperatura de los electrones, su densidad y el potencial eléctrico de un plasma	28/10/2011		Celdas solares y baterías
		DICE 2	1.5U		28/10/2011		
	Universidad del Sur de California	Aeneas	3U	Rastrear contenedores de carga sobre el océano abierto	13/09/2012	770 x 480	4 paneles solares fijos despleables y baterías
	Universidad de Berkeley - California	CINEMA 1	3U	MAGIC (MAGnetometer from Imperial College), Detector de partículas STEIN (SupraThermal Electrons Ions & Neutrals)	13/09/2012	770 x 480	Celdas solares y baterías
	Universidad de Colorado en Boulder	CSSWE	3U	Medir flujos diferenciales de electrones relativistas en el rango de energía de 0.5-2.9 MeV y protones en 10-40 MeV	13/09/2012	770 x 480	Celdas solares y baterías
		MinXSS 1	3U	Espectrómetro solar de rayos X en miniatura	06/12/2015		Celdas solares, 2 paneles solares fijos despleables y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Estados Unidos	Universidad de Colorado en Boulder	QBUS 1	2U	INMS (Ion / Neutral Mass Spectrometer). Espectrómetro de Masa Ion/Neutra para el muestreo de partículas neutras de baja masa en la termosfera inferior, como O, O2 y N2	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Universidad Estatal de Morehead	CXBN 1	2U	Aumentar la precisión de las mediciones del Fondo de Rayos X Cósmico (CXRB) en el rango de 30-50 keV	13/09/2012	770 x 480	4 paneles solares fijos desplegados y baterías
	Universidad de Alabama en Huntsville	ChargerSat 1	1U	Estabilizador pasivo para control de posición	20/11/2013		4 paneles solares fijos desplegados, celdas solares y baterías
	Universidad de San Luis	COPPER	1U	Cámara infrarroja desarrollada por FLIR Systems	20/11/2013	Órbita Terrestre Baja	Celdas solares y baterías
	Universidad Drexel	DragonSat 1	1U	Cámara para fotografiar auroras, para observar la intensidad de la disipación de radiación durante los eventos solares	20/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad de Florida	SwampSat	1U	CMGs avanzados (Control Moment Gyroscopes), diseñados para aumentar las capacidades y por lo tanto la utilidad de CubeSats	20/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad de Nuevo México	Trailblazer 1	1U	Probar una arquitectura espacial plug and play patrocinado por el Laboratorio de Investigación de la Fuerza Aérea	20/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica de Vermont	Vermont Lunar CubeSat	1U	Receptor GPS, Cámara, Transceptor de radio	20/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad de Hawai	Ho'oponopono 2	3U	Transpondedor de banda C, Unidad GPS, Antenas asociadas	20/11/2013		Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Estados Unidos	Universidad Johns Hopkins	ORS-Tech 1	3U	Validar una robusta arquitectura de sistema end-to-end para futuras misiones	20/11/2013		4 paneles solares fijos desplegados y baterías
		ORS-Tech 2	3U		20/11/2013		
	Academia Militar West Point	Black Night 1	1U	Sistema pasivo experimental de control de posición y de amortiguación, Cámara	20/11/2013		Celdas solares y baterías
	Escuela Naval de Posgrado, Monterrey	NPS-SCAT	1U	Sistema de medición de celdas solares	20/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad de New York	CUNYSAT 1	1U	Receptor GPS	06/12/2013		Celdas solares y baterías
	Instituto Tecnológico de la Fuerza Aérea	ALICE	3U	Experimentos iMESA (Analizador Electroestático Miniaturizado Integrado) y CNT (Nano-Tubo de Carbono)	06/12/2013		Celdas solares, 4 paneles solares fijos desplegados y baterías
	Universidad Estatal de Montana	FIREBIRDFU1	1.5U	Resolver el tamaño de la escala espacial y la dependencia energética de microburbujas de electrones en los cinturones de radiación Van Allen	06/12/2013		Celdas solares y baterías
		FIREBIRDFU2	1.5U		06/12/2013		
		FIREBIRDFU3	1.5U		31/01/2015		
		FIREBIRDFU4	1.5U		31/01/2015		
Universidad Taylor	TSAT	2U	Módem de comunicaciones satelitales GlobalStar, Diseño de bus de tiempo espacial compuesto por una sonda de plasma langmuir, un magnetómetro de 3 ejes y 3 fotodiodos ultravioleta	18/04/2014	301 X 332	Celdas solares y baterías	
Universidad Cornell	KickSat 1	3U	128 slots para Sprites, 104 Sprites a bordo. Los Sprites son una minúscula nave espacial que incluye energía, sensores y sistemas de comunicación en una placa de circuito impreso que mide 3,5 por 3,5 cm con un espesor de 2,5 mm y una masa de aproximadamente 5 gramos	18/04/2014	299 x 331	Celdas solares y baterías	

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Estados Unidos	Instituto de Tecnología de Massachussets	MicromAS	3U	Radiómetro multispectral pasivo de microondas	13/07/2014		4 paneles solares fijos despleables, baterías
	Universidad de Alaska	ARC 1	1U	Sistema de control y determinación de posición de baja potencia, Sistema de comunicación capaz de transferir datos a gran ancho de banda	08/10/2015		Celdas solares y baterías
	Universidad de Salish Kootenai	BisonSat	1U	Cámara	08/10/2015		Celdas solares y baterías
		PropCube 1	1U	Realizar mediciones de calibración ionosférica de doble frecuencia de la densidad de electrones ionosféricos e irregularidades.	08/10/2015		Celdas solares y baterías
		PropCube 3	1U		08/10/2015		
	Universidad de Texas en Austin	Bevo 2	3U	Receptor Dragon GPS	06/12/2015		Celdas solares y baterías
	Universidad Estatal de California Northridge	RAVAN	3U	Radiómetro pequeño y preciso, para medir la fuerza de la radiación saliente de la Tierra a través de todo el espectro de energía desde el ultravioleta hasta el infrarrojo lejano	11/11/2016	600 SSO	2 paneles solares fijos despleables y baterías
		CSUNSat 1	2U	Batería de iones de litio, Sistema de almacenamiento de energía de súper capacitor híbrido	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
Canadá	Universidad de Toronto, Instituto para Estudios Aeroespaciales	CanX 1	1U	Cámara, para observación y seguimiento de estrellas	30/06/2003		Celdas solares y baterías
		CanX 2	3U	Sistema de propulsión, Actuadores, Radios personalizados, Sensores de posición, Receptor GPS comercial	28/04/2008		Celdas solares y baterías
		CanX 7	3U	Vela de arrastre desmontable, ligera y compacta.	26/09/2016	661 x 702	Celdas solares y baterías
	Universidad de Alberta	ExAlta 1	3U	Magnetómetro digital fluxgate, Sonda de Langmuir de múltiples agujas (mNLP)	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Asia							
Japón	Universidad de Tokio	XI 4 (CO 57)	1U	Verificación en órbita de la tecnología necesaria para el sistema satelital super-pequeño	30/06/2003		Celdas solares y baterías
		XI 5 (CO 58)	1U		27/10/2005		
		EGG	3U	Receptor GPS para determinar la posición, Módem Iridium para la comunicación	09/12/2016	400 x 400	4 paneles solares fijos desplegados, baterías
	Instituto Tecnológico de Tokio	CUTE 1	1U	Termómetros, Acelerómetros, Giroscopios, Sensor solar	30/06/2003		Celdas solares y baterías
		CUTE 1.7 + APD	2U	Experimento de control de posición, Repetidor digital	21/02/2006		Celdas solares y baterías
	Universidad de Nihon	SEEDS 2	1U	Transmisor CW, Transmisor FM, Receptor FM, Antena desplegable monopolar y varios sensores	28/04/2008		Celdas solares y baterías
	Universidad de Soka	Negai	1U	Sistema avanzado de procesamiento de información que utiliza FPGA	20/05/2010		Celdas solares y baterías
	Universidad de Kagoshima	KSAT (Hayato)	1U	Experimentos de observación de la distribución de vapor atmosférico para predecir la lluvia fuerte localizada, Cámara para grabación de imágenes en movimiento de la Tierra a través de microondas de alta velocidad de comunicaciones, Experimento de comunicación básico para satélites de posicionamiento super-pequeños	20/05/2010		Celdas solares y baterías
KSAT 2 (Hayato 2)		1U	Cámara, Experimentos en órbita de un método de observación del vapor de agua atmosférico, Experimentos para satélites de posicionamiento LEO, Experimentos de determinación de órbita con interferómetro de radio, Experimento de seguimiento de satélites en órbita terrestre muy baja	27/02/2014		Celdas solares, 2 paneles solares fijos desplegados, baterías	

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Japón	Universidad de Waseda	Waseda-SAT 2	1U	Cámara	20/05/2010		4 paneles solares fijos despleables, baterías
		Waseda-SAT 3	1U	Cámara, Proyector LCD	09/12/2016		Baterías
	Universidad de Wakayama	Raiko	2U	Cámara	21/07/2012		Celdas solares, 2 paneles solares fijos despleables, baterías
	Instituto Tecnológico Fukuoka	FITSat 1	1U	Módulo de transmisión de alta velocidad, Experimento de comunicación de luz visible por LEDs de alta potencia	21/07/2012		Celdas solares, 2 paneles solares fijos despleables, baterías
	Universidad de Arte Tama	INVADER	1U	Señores de temperatura, Cámara de baja resolución, Digi-talker	27/02/2014	347 x 361	Celdas solares y baterías
	Universidad de la Prefectura de Osaka	OPUSAT	1U	Sistema avanzado de la fuente de alimentación híbrida que usa la batería del Li-C (Lithium-ion Capacitor) y de iones de litio.	27/02/2014		Celdas solares, 2 paneles solares fijos despleables, baterías
	Universidad de Tsukuba	ITF 1	1U	Beacon que envía telemetría mediante código MORSE	27/02/2014		Celdas solares y baterías
		ITF 2	1U	Micro antena de microprocesado de 1/20 de longitud de onda, Microcontrolador basado en FRAM y otros microcontroladores	09/12/2016	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Universidad Kagawa	STARS C	2U	Análisis de movimiento dinámico de dos satélites conectados por cable mediante datos de telemetría recibidos a través de comunicaciones de radioaficionados	09/12/2016	400 X 400	
India	Instituto Tecnológico Indio de Kanpur	Jugnu	3U	Sistema de micro imagen, Receptor GPS	12/10/2011	850 x 866	Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
India	Universidad Sathyabama	Sathyabama Sat	2U	Espectrómetro ARGUS 1000 IR	22/06/2016		Celdas solares y baterías
	Colegio de Ingeniería de Pune	Swayam	1U	Sistema de estabilización pasiva que emplea un par de barras de histéresis y 1 imán, eliminando así la necesidad de usar voluminosos magnetorquers	22/06/2016		
Vietnam	Universidad FPT	F 1	1U	Cámara de baja resolución, Magnetómetro de 3 ejes, Sensores de temperatura	21/07/2012		Celdas solares y baterías
Pakistán	Instituto de Tecnológico Espacial	ICube 1	1U	Cámara de baja resolución, Magnetómetro de 3 ejes, Sensores de temperatura	21/11/2013		Celdas solares y baterías
Singapur	Universidad Tecnológica de Nanyang	VELOX P2	1U	Sensor y controlador de posición, Subsistema de potencia, Sensor solar dual FOV	21/11/2013		Celdas solares y baterías
		VELOX 1	3U	Cámara de ángulo estrecho con tele-óptica, Sensor solar dual FOV	20/06/2014		2 paneles solares fijos despleables, baterías
		VELOX 2	6U	Equipo experimental de comunicación basado en satélites	16/12/2015	536 x 549	2 paneles solares fijos despleables, baterías
		AOBA-VELOX 3	2U	Sistema de micro-propulsión que utiliza pulsos de plasma para generar empuje, Sistema de comunicación inalámbrica que aprovecha la tecnología WiFi	09/12/2016	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Universidad Nacional de Singapur	Galassia	2U	La primera carga útil mide el recuento total de electrones en la ionosfera por encima de Singapur. La segunda carga útil primaria es un pequeño sistema Photon-Entangling Quantum un sistema compacto y eficiente para generar y detectar pares de fotones.	16/12/2015	528 x 548	Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Taiwan	Universidad Nacional Cheng Kung	PACE	2U	Sensores de posición y temperatura, Actuadores, Monitores de corriente	19/06/2014		Celdas solares y baterías
		Phoenix	2U	INMS	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
China	Universidad de Ciencia y Tecnología de Nanjing	NJUST 2 (TW 1B)	2U	Receptor AIS (Automated Identification System)	25/09/2015	466 x 487	Celdas solares y baterías
		Aoxiang Zhixing	12U	Detectar la claraboya polarizada y medir la gravedad	25/06/2016		Celdas solares y baterías
		Kaidun 1	2U	Sistema de intercambio de datos VHF (VDES)	09/01/2017	656 SSO	2 paneles solares fijos despleables, baterías
		NJUST 2	2U	INMS, FIPEX	18/04/2017	400 x400	Celdas solares y baterías
	Politécnica de Noroeste	Aoxiang 1	2U	INMS	18/04/2017	400 x400	Celdas solares y baterías
	Instituto Tecnológico Harbin	LilacSat 1	2U	INMS, V/U APRS digipeater, Cámara térmica infrarroja	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
Corea del Sur	Instituto Avanzado de Ciencia y Tecnología	LINK	2U	INMS, Experimento termopar, Sondas de Langmuir	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares, 2 paneles solares fijos despleables, baterías
	Universidad Nacional de Seúl	SNUSAT 1	2U	FIPEX	18/04/2017	400 X 400	Celdas solares, 2 paneles solares fijos despleables, baterías
		SNUSAT 1b	2U		18/04/2017		
Kazajistán	Universidad Al-Farabi Kazakh	Al-Farabi 1	2U	Cámara CMOS	15/02/2017		Celdas solares y baterías
Israel	Universidad Ben-Gurión del Néguev	BGUSat	3U	Cámara CCD, Sensor inercial Tri-Axis, Sensor GPS experimental de Honeywell, Magnómetro, Sensor óptico de comunicación y cargas adicionales opcionales	15/02/2017		Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Europa							
Dinamarca	Universidad de Aalborg	AAU-Cubesat-1	1U	Cámara	30/06/2003		Celdas solares y baterías
		AAUSAT-2	1U	Detector de rayos gama y rayos x	28/04/2008		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica de Dinamarca	DTUSat 1	1U	Correa electrodinámica, Transmisor calibrado de prueba	30/06/2003		Celdas solares y baterías
		AAUSAT-3	1U	Receptor AIS	25/02/2013		Celdas solares y baterías
		DTUSat 2	1U	Sistema de seguimiento GPPL Ground Primary Payload para aves	19/06/2014	605 x 621	Celdas solares y baterías
		AAUSAT-5	1U	Receptor AIS	19/08/2015		Celdas solares y baterías
		AAUSAT-4	1U		25/04/2016		
Alemania	Universidad de Wurzburgo	UWE 1	1U	Probar adaptaciones de protocolos de Internet al entorno espacial	27/10/2005		Celdas solares y baterías
	Universidad en Aquisgrán	COMPASS 1	1U	Cámara a color para detección remota, GPS	28/04/2008		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica de Berlín	BeeSat 1	1U	Ruedas de micro reacción de tamaño de una moneda para el control de posición de los pico satélites en órbita	23/09/2009		Celdas solares y baterías
		BeeSat 2	1U	Sistema de control de posición para pico satélites y su evaluación técnica en condiciones espaciales	19/04/2013		Celdas solares y baterías
		BeeSat 3	1U	Transmisor de banda S HISPICO, Cámara de observación de la Tierra	19/04/2013		Celdas solares y baterías
		BeeSat 4	1U	Receptor GPS avanzado	26/06/2016		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica de Munich	First-MOVE	1U	Cámara CCD	21/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica Dresde	SOMP	1U	FIPEX	19/04/2013		Celdas solares y baterías
SOMP 2		2U	18/04/2017				

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Países Bajos	Universidad de Delft	Delfi-C3	3U	Dos Sensores Solares Inalámbricos Autónomos (AWSS)	28/04/2008		4 paneles solares fijos desplegados, baterías
		Delfi-n3Xt	3U	Sistema de micro-propulsión, Plataforma de transceptor configurable y altamente eficiente	21/11/2013		4 paneles solares fijos desplegados, baterías
Suiza	Escuela Politécnica Federal de Lausana	SwissCube	1U	Payload científico para observar la emisión de oxígeno para caracterizar la intensidad del aire en función del ángulo de observación, la altitud, la latitud y la hora local	23/09/2009		Celdas solares y baterías
	Universidad de Ciencias Aplicadas de Suiza	TISat 1	1U	Supervisar de la durabilidad de los cables de unión delgada expuestos, pistas de PCB y líneas (efectos de oxígeno atómico, AOE).	12/07/2010	618 x 640	Celdas solares y baterías
Turquía	Universidad Politécnica de Estambul	ITU-pSat 1	1U	Sistema de estabilidad pasivo, Cámara con una resolución de 640 x 480 píxeles	23/09/2009		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica de Estambul	TurkSat-3USat	3U	Transpondedor VHF / UHF, Cámara pequeña	26/04/2013	629 x 652	Celdas solares y baterías
		BeEagleSat	2U	Sonda de Langmuir de múltiples agujas (mNLP), Detector de rayos X	18/04/2017		Celdas solares y baterías
Rumania	Universidad de Bucarest	Goliat	1U	Cyclops: una cámara digital de 3 megapíxeles que hará imágenes de la superficie de la Tierra, Sa-mi-ši: un piezo-detector, que registra los impactos de micrometeoritos, DOSE-N: mide los niveles de radiación de la órbita de los satélites	13/02/2012		Celdas solares y baterías
Hungría	Universidad de Tecnología y Economía de Budapest	MaSat 1	1U	Sistema de acondicionamiento de potencia, Transceptor	13/02/2012	354x1450	Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
España	Universidad de Vigo	XaTcobeo	1U	Radio reconfigurable definido por software (SRAD), Sistema para medir la cantidad de radiación ionizante (RDS)	13/02/2012		Celdas solares y baterías
		HumSat-D	1U	Primer satélite de prueba para construir una constelación de nano satélites que proporcionan comunicación mundial	21/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad Politécnica de Cataluña	Cat 2	6U	Altímetro de doble banda P (Y) y C / A ReflectOmeter (PYCARO)	15/08/2016	485 x 503	Celdas solares y baterías
	Universidad Politécnica de Madrid	QBITO	2U	INMS	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
Italia	Universidad de Roma La Sapienza	UniCubeSat-GG	1U	Gradiente de gravedad potenciado por la presencia de dos barreras desplegadas simétricas	13/02/2012		Celdas solares, 2 paneles solares fijos desplegados, baterías
		TrigiSat	3U	Cámara RGB con un nuevo algoritmo de secuencias de comandos para la detección de polvo	19/06/2014		Celdas solares y baterías
	Politécnico de Turín	e-st@r	1U	Subsistema de determinación y control de posición	13/02/2012		Celdas solares y baterías
Francia	Universidad de Montpellier II	ROBUSTA 1	1U	Comprobar el deterioro de componentes electrónicos en el vuelo, basados en transistores bipolares cuando se exponen al ambiente de radiación espacial	13/02/2012		Celdas solares y baterías
	Escuela Superior de Minas de París	SpaceCube	2U	FIPEX	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Escuela Politécnica	X-CubeSat	2U	FIPEX	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
Estonia	Universidad de Tartu	ESTCube 1	1U	Vela de viento solar eléctrica, Cámara	07/05/2013		Celdas solares y baterías
Noruega	Universidad de Narvik	HiNCube	1U	Cámara, Sensores térmicos	21/11/2013		Celdas solares y baterías
Lituania	Universidad de Vilna	LituanicaSAT	1U	Cámara VGA, Receptor GPS, Baliza de telemetría, Transpondedor de voz	09/01/2014		Celdas solares y baterías
Bélgica	Instituto Von Karman	QB50P1	2U	INMS, FIPEX, Experimento termopar, Transpondedor lineal AMSAT-NL 435/145 MHz	19/06/2014		Celdas solares y baterías
		QB50P2	2U		19/06/2014		
	Universidad de Lieja	OUFTI 1	1U	Innovador sistema de energía eléctrica, Uso del protocolo de comunicación D-STAR	25/04/2016	442 x 686	Celdas solares y baterías
Ucrania	Instituto Politécnico de Kiev Ígor Sikorski	PolyITAN 1	1U	Sensor solar, Sensor de posición, Sistema de orientación incluyendo el software del sistema, Subsistema de navegación GLONASS / GPS	19/06/2014		Celdas solares y baterías
	Universidad Técnica Nacional de Ucrania	PolyITAN 2-SAU	2U	FIPEX	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
Rusia	Universidad Aeroespacial de Samara	SamSat-218/D	3U	Estabilizar la posición mediante el uso de las fuerzas aerodinámicas	28/02/2016	471 X 485	Celdas solares y baterías
Finlandia	Universidad Aalto	Aalto 2	2U	Sonda de Langmuir de múltiples agujas (mNLP)	18/04/2017		Celdas solares y baterías
Grecia	Universidad Demócrito de Tracia	DUTHSat	2U	Sonda de Langmuir de múltiples agujas (mNLP)	18/04/2017		Celdas solares y baterías
	Universidad de Patras	UPSat	2U	Sonda de Langmuir de múltiples agujas	18/04/2017		Celdas solares y baterías
Suecia	Universidad Tecnológica de Lulea	Qbee50-LTU-OC	2U	FIPEX	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías

País	Universidad	Satélite	Tamaño	Carga/Objetivo	Fecha	Altura km	Potencia
América del Sur							
Perú	Universidad Católica de Perú	PUCP-Sat 1	1U	Sensores de temperatura	21/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad de Ingeniería Perú	Chasqui 1	1U	2 cámaras	05/02/2014		Celdas solares y baterías
	Universidad Alas Peruanas	UAPSat 1	1U	Sistema de control de potencia, Imanes para alinear el satélite con el campo magnético de la Tierra	09/01/2014		Celdas solares y baterías
Ecuador	EXA (Agencia Espacial Civil Ecuatoriana)	NEE1Pegaso	1U	Transmisor de video, Escudo térmico de radiación, Sistema de control térmico de nanotubos de carbono	26/04/2013	629 x 654	2 paneles solares fijos desplegados, baterías
		NEE2Krysaor	1U		21/11/2013		
	Universidad Tecnológica Equinoccial	UTE-UESOR	1U	Obtener datos sobre la densidad de partículas en la ionosfera para mejorar los modelos de pronóstico del clima y comunicaciones espaciales	14/07/2017	400 x 400	
Uruguay	Universidad de la República	ANTELSAT	2U	Magnetómetro para determinación de posición, Cámara	19/06/2014	606 x 621	Celdas solares y baterías
África							
Sudáfrica	Universidad Península Cabo	ZACUBE 1	1U	Transmisor de alta frecuencia para caracterizar la ionosfera de la Tierra	21/11/2013		Celdas solares y baterías
	Universidad Stellenbosch	ZA-AeroSat	2U	INMS	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
Australia							
Australia	Universidad de Sydney	i-INSPIRE 2	2U	Sonda de Langmuir multiagujas, Contador Geiger de radiación	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Universidad de Adelaida	SUSat	2U	INMS	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
	Universidad de Nueva Gales	UNSW-EC0	2U	INMS	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías
Centro América							
Puerto Rico	Universidad del Turabo	QBUS 4	2U	FIPEX	18/04/2017	400 x 400	Celdas solares y baterías

ANEXO II

Para realizar las simulaciones del satélite en el software Nova for Windows, y obtener las trazas y datos para el análisis estadístico realizado en la sección 2.1.2.2, se procede de la siguiente forma:

1. El primer paso es crear en la base de datos, el nuevo satélite de interés. Seleccionar la opción **Satellites** de la pestaña superior **Setup**, como se muestra en la Figura 1.

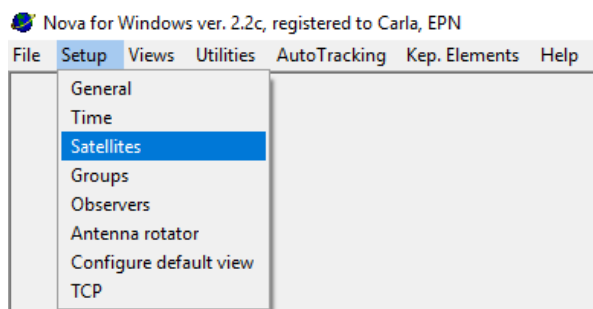


Figura 1. Pestaña Setup

Se abrirá la ventana **Satellite Editor** mostrada en la Figura 2. Los elementos keplerianos van a definir la forma de la órbita, la posición de la órbita respecto a la Tierra y la posición del satélite dentro de la órbita.

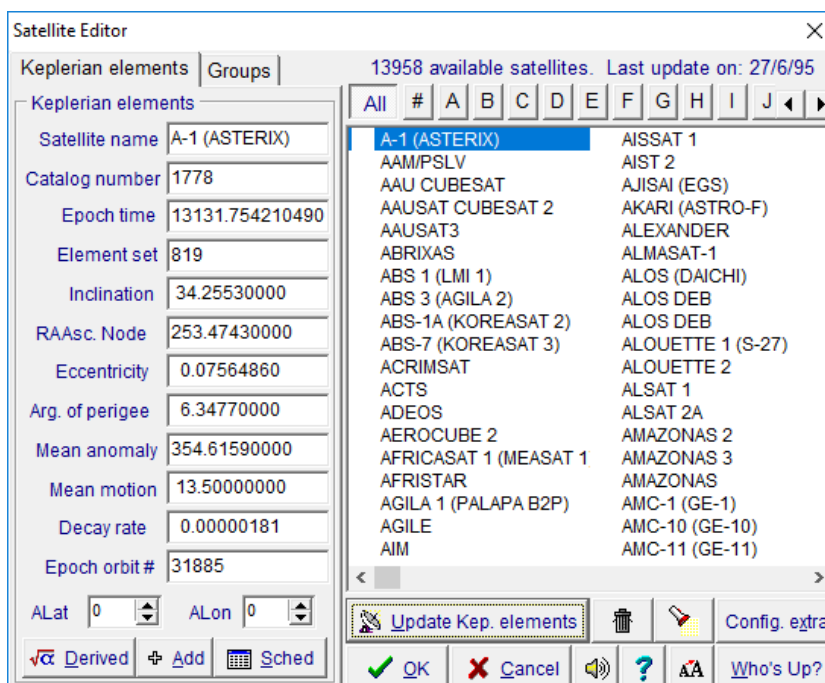


Figura 2. Ventana Satellite Editor

El primer parámetro que se configura es el **Catalog number**, al seleccionar este, saldrá un mensaje de que el nuevo satélite será agregado a la base de datos ya existente, mensaje

mostrado en la Figura 3. Seleccionar **OK** para poder cambiar este número y crear el nuevo satélite. Poner un número que no posea ningún otro satélite de la lista.

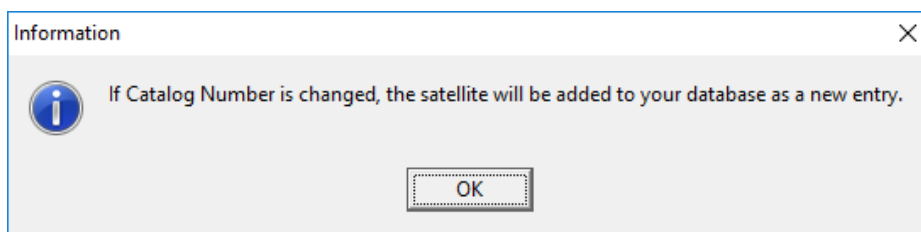


Figura 3. Mensaje Catalog number

En el parámetro **Satellite name**, colocar el nombre con el que se desee identificar al satélite. En este caso se llamará EPN-SAT.

El parámetro **Epoch time** es un número que especifica el momento en que fueron fijados los datos para el satélite. Se puede dejar este parámetro con el número que se encuentra o poner en 0 ya que no tiene ninguna afectación para la presente simulación. **Element set** y **Epoch orbit #** tampoco tienen ningún efecto en los cálculos de la órbita; por lo tanto, se puede dejar como está.

El parámetro **Inclination** es el ángulo formado entre el plano Ecuatorial y el plano orbital, que se puede observar en la Figura 4. Estos ángulos fueron calculados en la sección 2.1.1.2 para las diferentes alturas.

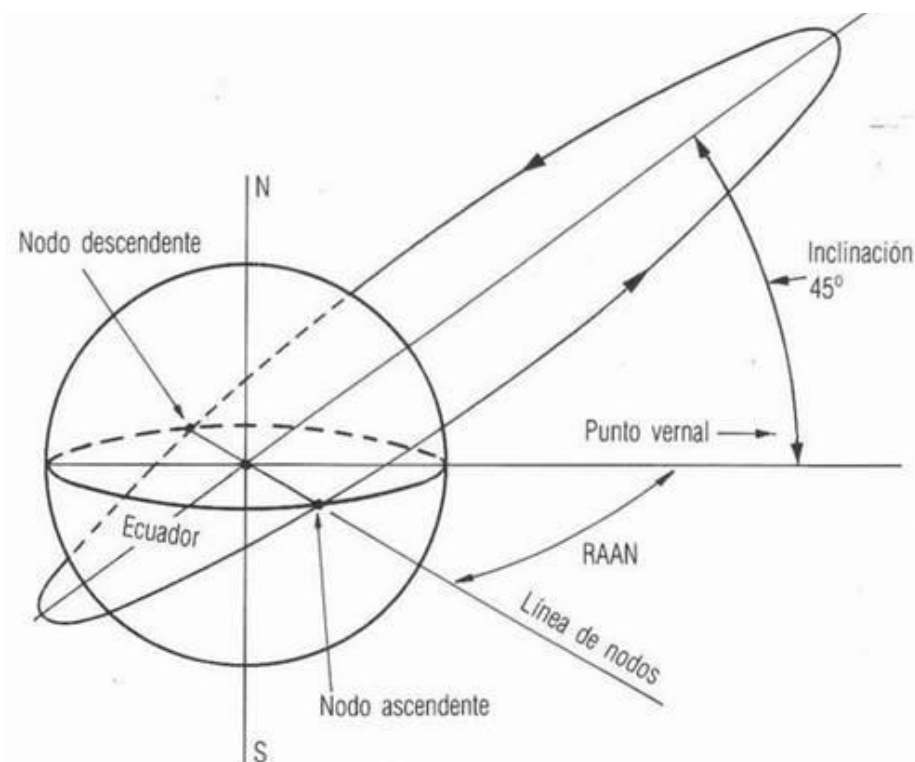


Figura 4. Algunos parámetros keplerianos

RAAsc. Node es el ángulo medido entre el vector que va desde el centro de la Tierra hacia el nodo ascendente, y el vector que va desde el centro de la Tierra hacia el punto vernal. El punto vernal es aquel que resulta de la intersección entre el plano de la elipse que supuestamente describe el sol alrededor de la Tierra y el plano del ecuador en el equinoccio de primavera, tal como se muestra en la Figura 4. Para estas simulaciones se establece como valor inicial 0° .

Eccentricity se refiere a la forma de la órbita. Como ya se había establecido en el análisis orbital se va a trabajar con una órbita circular, aunque no existen órbitas perfectamente circulares se puede establecer este valor entre 0 y 0,1.

Arg. of Perigee es el ángulo que se forma entre el eje mayor de la órbita y la línea de nodos, como se puede observar en la Figura 5. Debido a que la órbita establecida para este estudio es casi circular, el valor de argumento de Perigeo será 0° .

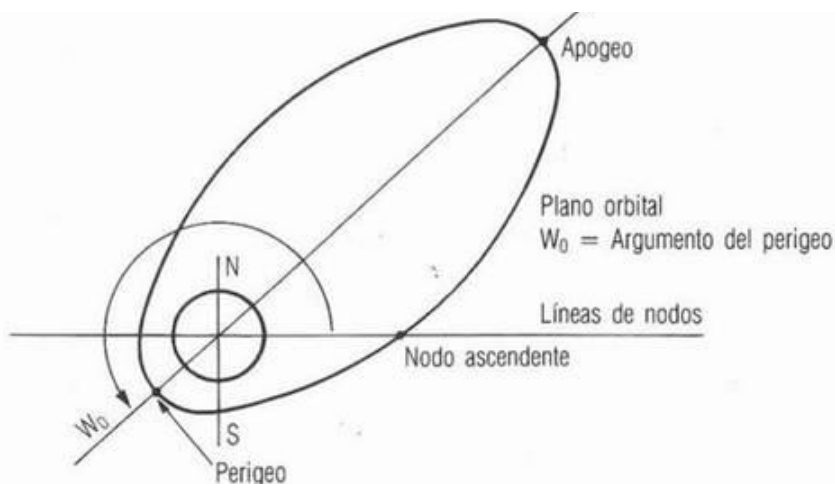


Figura 5. Argumento del Perigeo

Mean anomaly es el ángulo entre la línea que va desde el centro de la Tierra al satélite, y el vector que va desde el centro de la Tierra al perigeo, en la Figura 6 se puede observar esto con más claridad. Este parámetro sirve para determinar la posición del satélite en la órbita; por lo tanto, se establece en 0° como valor de inicio.

Mean motion es un valor que determina el número de revoluciones que da el satélite alrededor de la Tierra durante un día. Este valor varía de acuerdo a la altura del satélite.

Decay rate mide la variación del parámetro **mean motion** en el tiempo, debido al roce del satélite con capas altas, existe una variación de milésimas en el movimiento medio cada día. Sin embargo, en las órbitas casi circulares este valor es muy pequeño, mucho menor que la unidad; por lo tanto, se establece en 0 ya que no tienen ningún efecto en predicciones a medio plazo.

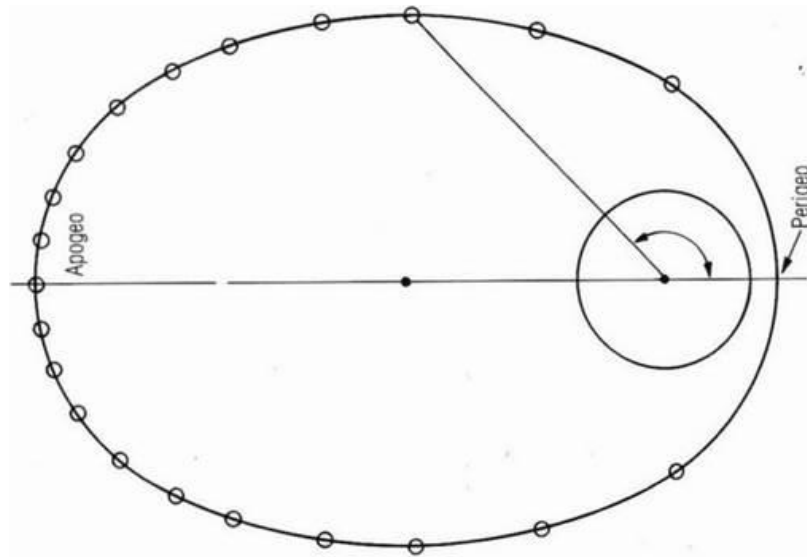


Figura 6. Mean Anomaly

La Figura 7 muestra la configuración utilizada para simular el satélite de interés a una altura de 417 km.

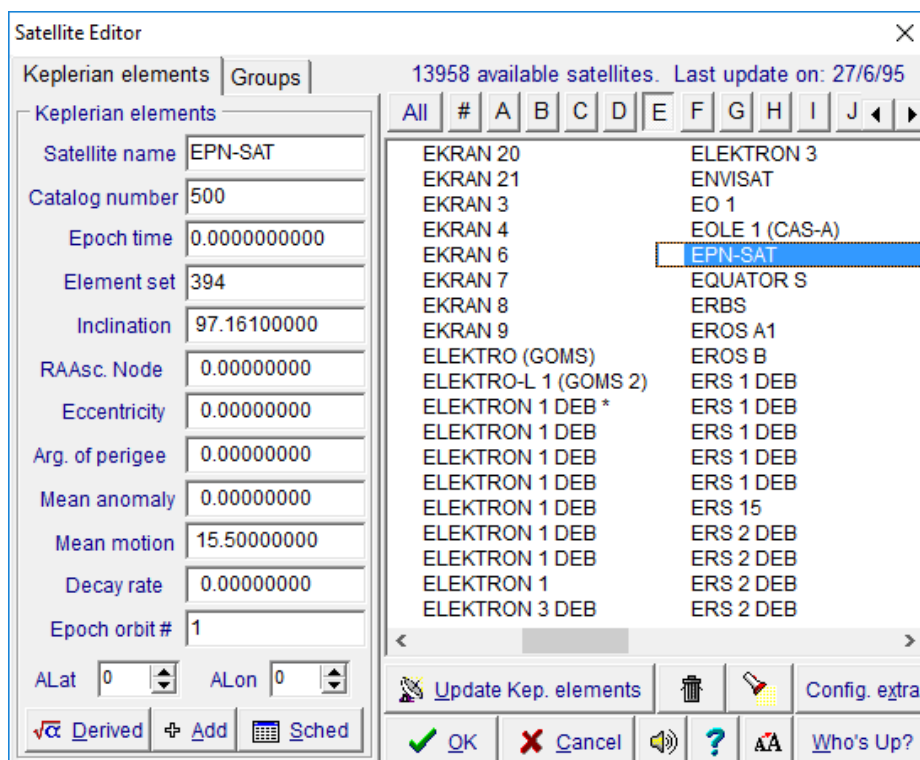


Figura 7. Configuración utilizada para la simulación a 417 km

Para simular las siguientes alturas, se deben variar solo dos parámetros, **Inclination** y **Mean motion**, valores establecidos en la Tabla 1 para cada altura.

Tabla 1. Valores de ángulo de inclinación y mean motion

Altura [km]	Inclination [°]	Mean motion
417	97,161	15,5
438	97,194	15,42857143
441	97,200	15,41666667
446	97,208	15,4
450	97,215	15,38461538
453	97,219	15,375
457	97,225	15,36363636
459	97,228	15,35714286
466	97,239	15,33333333
485	97,345	15,27
436	97,107	15,435

2. El segundo paso es crear una nueva vista con el satélite y observador deseados. En la pestaña **Views**, opción **Create new view**, seleccionar la opción **Use the View Creation Wizard**, como se muestra en la Figura 8.

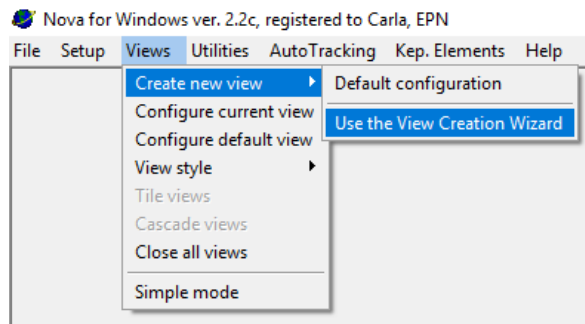


Figura 8. Pestaña Views

Se abrirá la ventana **View Creation Wizard**, tal como se observa en la Figura 9. En la pestaña **Satellites**, seleccionar el satélite deseado, arrastrando el satélite de la lista Database hacia la lista View's contents.

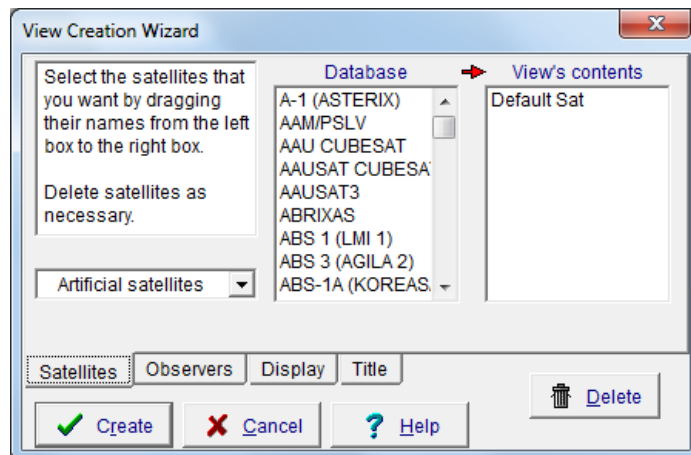


Figura 9. Ventana View Creation Wizard

En la pestaña **Observers** seleccionar el lugar de observación del satélite, para este caso se escogerá la ubicación **Quito, Ecuador**, como se indica en la Figura 10, que es donde va a estar colocada nuestra estación terrena

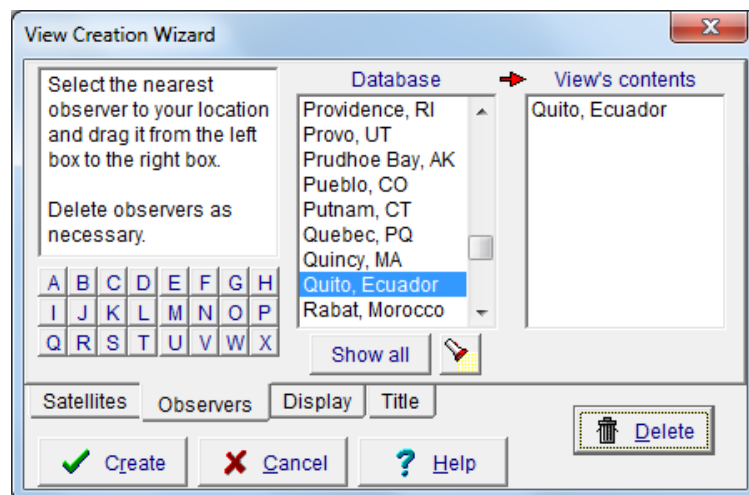


Figura 10. Pestaña Observers

En la pestaña **Display** escoger el tamaño y tipo de mapa a mostrar. Seleccionar las opciones **Large** y **Rectangular map**, como se muestra en la Figura 11. En la pestaña **Title** poner el nombre con el que se desea identificar la vista.

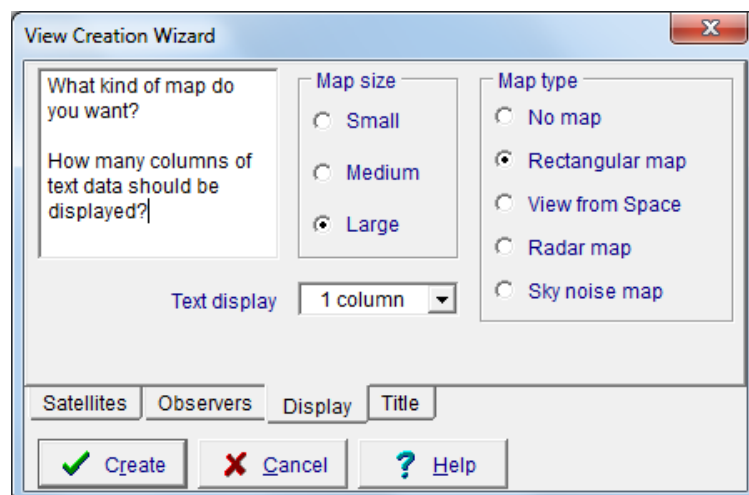


Figura 11. Pestaña Display

Finalmente seleccionar **Create** para obtener la vista. La Figura 12 muestra el resultado obtenido. En la parte izquierda de esta vista se muestra el mapa de toda la Tierra “desenrollado” con la traza, posición y huella de cobertura del satélite. En la parte derecha se muestra una tabla denominada Texto, la cual indica la posición actual del satélite y un resumen de otros valores relevantes del mismo.



Figura 12. Vista de mapa rectangular

- Para obtener la gráfica de todas las trazas que realiza el satélite durante un período a una determinada altura y la huella de cobertura para el ángulo de elevación establecido, seleccionar la opción **Configure Maps** de la tabla Texto, mostrada en la Figura 13.

1 Sat	EPN-SAT
Azimuth	203.7°
Elevation	-1.3°
Range	2,489.4 km
Height	416.7 km
AOS time	02:38:45 UTC
LOS time	02:49:06 UTC
Until	11:26:56
Duration	00:10:20
AOS Az.	168°
Max El.	81°
LOS Az.	351°
Visual	Sun
Orbit #	99,660

Configure Maps

Figura 13. Botón Configure Maps

Se abrirá la ventana **Configuration for Current View**, que se muestra en la Figura 14. En la opción **Show ground tracks** colocar el número de vueltas que da el satélite en un período, este número varía de acuerdo a la altura orbital. En la Tabla 2 se muestran los valores para cada caso, estos valores fueron determinados en la sección 2.1.1.2.

En la opción **Use elev. mask** establecer el ángulo de elevación mínimo que se va a usar. Para todas las simulaciones realizadas se utilizará el valor de 20°, escogido anteriormente.

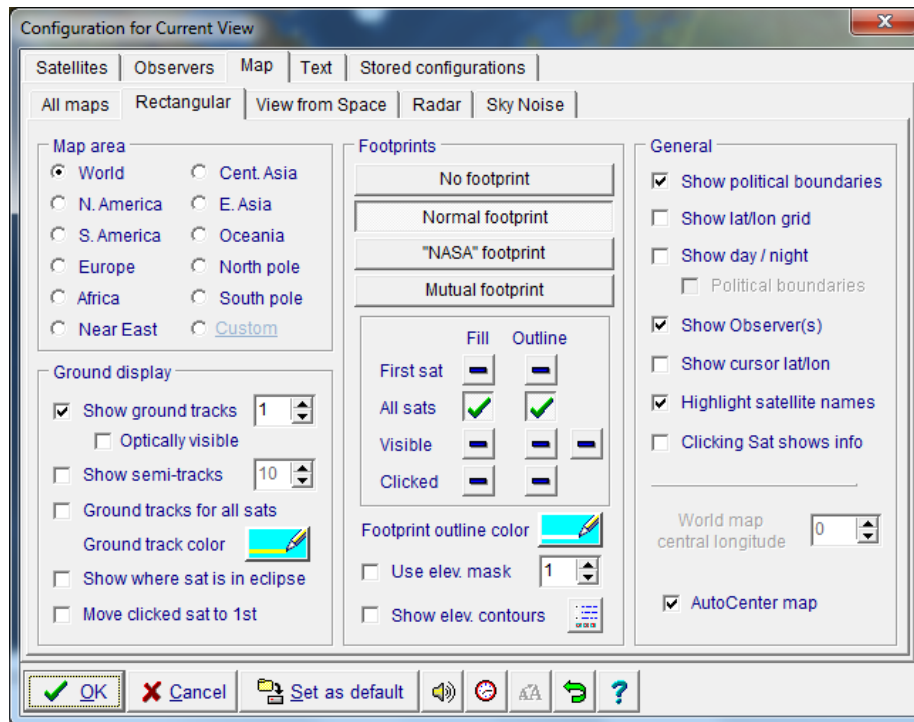


Figura 14. Ventana Configuration for Current View

Tabla 2. Valores de período y número de órbitas por período

Altura [km]	Período [días]	Número de órbitas/Período
417	2	31
438	7	108
441	12	185
446	5	77
450	13	200
453	8	123
457	11	169
459	14	215
466	3	46

Finalmente, seleccionar **OK** para obtener la gráfica de las trazas del satélite durante un período. La Figura 15 muestra dicha gráfica.

4. Para obtener los datos de los tiempos de visibilidad y horas exactas de futuros pases del satélite sobre la estación terrena, con el fin de realizar el análisis estadístico, seleccionar la opción **Listing** de la pestaña superior **Utilities**, como se muestra en la Figura 16.

Se abrirá la ventana **Listing Data for EPN-SAT**, mostrada en la Figura 17. Seleccionar la pestaña **One Observer AOS/LOS**, en la cual se obtendrá los datos de interés. Seleccionar el botón **Setup** que se encuentra en la parte inferior de la ventana.

Se abrirá la ventana **Setup for One Observer, One Satellite AOS/LOS Listing**. En los parámetros **Listing satellite** y **Listing observer** colocar el satélite y la ubicación del observador de interés. Poner el visto del parámetro **AOS/LOS mask** y colocar el valor de ángulo de elevación mínima, en este caso será 20°. Finalmente, configurar la sección **Start Date/Time**, en la primera fila poner la fecha desde la cual se desea que empiece la simulación de los pases y quitar el visto de la opción **Default to current** para evitar que tome automáticamente la fecha de inicio de las simulaciones. En la segunda fila colocar el número de días para los cuales se desea obtener los resultados. Presionar el botón **OK** para guardar esta configuración. La Figura 18 muestra la configuración de esta ventana utilizada para este caso.

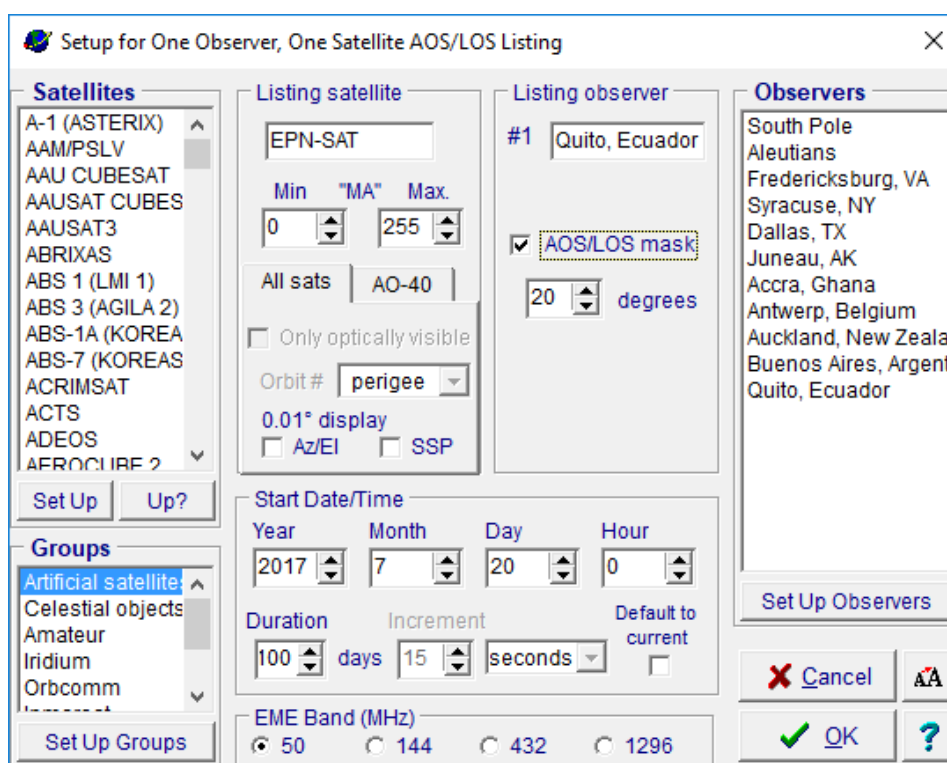


Figura 18. Ventana Setup for One Observer, One Satellite AOS/LOS Listing

Se regresará a la ventana anterior, y se debe presionar el botón **ReCalc** para obtener los datos, como se muestra en la Figura 19. Para extraer estos datos en un archivo de Excel presionar el botón **Capture data to clipboard or save to disk file**. Se abrirá la ventana emergente **Capture Listing**, mostrada en la Figura 20, seleccionar la opción **EXCEL File** para finalmente extraer los datos de interés.

Listing Data for EPN-SAT AOS/LOS Mask 20°

Two Observers, One Satellite Mutual | Multiple Observers, One Satellite | Two Observers, Multiple Satellites Mutual
 One Observer | One Observer AOS/LOS | Two Observers Az/EI

Date (Z)	AOS (Z)	LOS (Z)	Duration	Between	Az @ AOS	Max El	Az @ LOS	Height km
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
20/7/17	03:10:45	03:13:12	00:02:26	08:03:05	188°	25°	331°	416.7
20/7/17	14:47:29	14:51:36	00:04:07	11:34:17	8°	73°	193°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
21/7/17	02:25:17	02:28:42	00:03:25	11:33:40	157°	36°	2°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
22/7/17	03:12:46	03:14:53	00:02:07	-----	189°	24°	330°	416.7
22/7/17	14:49:23	14:53:30	00:04:07	11:34:29	7°	67°	195°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
23/7/17	02:27:05	02:30:39	00:03:33	11:33:35	158°	39°	1°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								
24/7/17	03:14:56	03:16:32	00:01:36	-----	190°	22°	328°	416.7
24/7/17	14:51:18	14:55:19	00:04:01	11:34:45	5°	61°	196°	416.7
EPN-SAT at Quito ,Ecuador with 20° mask								

Close ReCalc Stop Visible? Setup [Clipboard] AA ?

Capture data to clipboard or save to disk file

Figura 19. Datos de próximos pases del satélite sobre la estación terrena

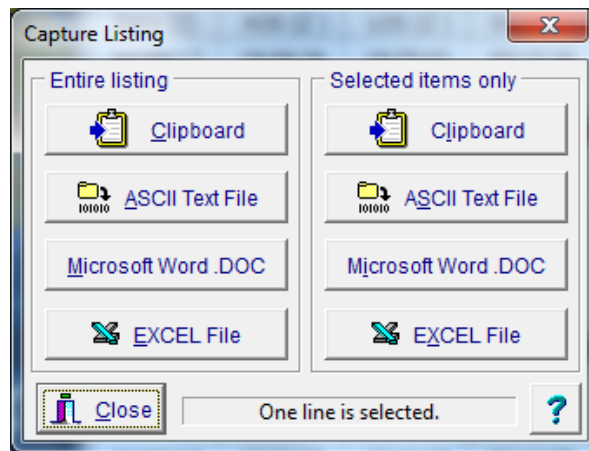


Figura 20. Ventana Capture Listing

El manual completo del programa Nova for Windows se lo puede encontrar en la siguiente dirección electrónica: <http://www.nlsa.com/nfw.html>.