

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA
FACULTAD DE INGENIERÍA

Maestría y Doctorado en Ciencias e Ingeniería



**Evaluación del desempeño del enlace descendente de
comunicación de un satélite de órbita baja (SENSAT)**

TESIS

que presenta para obtener el grado de MAESTRO EN CIENCIAS

JOSÉ JESÚS AMADOR WONG

DIRECTOR DE TESIS:

DR. ÁNGEL GABRIEL ANDRADE REÁTIGA

MEXICALI, B. C.

DICIEMBRE DE 2011

RESUMEN de la Tesis de José Jesús Amador Wong, presentada como requisito parcial para la obtención del grado de MAESTRO EN CIENCIAS EN ELECTRÓNICA. Mexicali, Baja California, México. Diciembre de 2011.

EVALUACIÓN DEL DESEMPEÑO DEL ENLACE DESCENDENTE DE COMUNICACIÓN DE UN SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA (SENSAT)

Resumen aprobado por:

Dr. Ángel Gabriel Andrade Reátiga
Director de tesis

El uso de nanosatélites como plataforma para la investigación espacial se ha incrementado en los últimos años. El avance tecnológico en el desarrollo y la miniaturización de los componentes electrónicos, en conjunto con su bajo costo y tiempo de desarrollo reducido en comparación con satélites geoestacionarios, han permitido el desarrollo de este tipo de satélites. Esta tendencia en la miniaturización se mantiene desde hace 10 años. Incluso se han desarrollado satélites aún más pequeños tales como; los nanosatélites y picosatélites con características de peso menores a los 10kg y tiempo de desarrollo menor al año. En un sistema de comunicación satelital las antenas son la interface de comunicación entre el satélite y la estación terrena. Las señales de telemetría y control del satélite, así como el envío de información obtenida por la carga útil se transmiten y reciben por las antenas. El hecho de que los nanosatélites se encuentren en órbitas bajas disminuye la ventana de tiempo en la comunicación entre el satélite y la estación que se encuentra en Tierra, y con esto la cantidad de información que se puede transmitir/recibir. Además de la infraestructura que se utiliza en el desarrollo de estos sistemas, la comunicación juega un papel importante, por ejemplo, utilizar esquemas transmisión de mayor velocidad o antenas directivas (en lugar de omnidireccionales) aprovecharían mejor el tiempo de conexión entre el satélite y la estación terrena, e incrementaría con ello la capacidad de transmisión. Sin embargo, utilizar antenas de mayor directividad incrementaría la potencia de la señal transmitida y con ello la calidad del enlace de comunicación. Sin embargo, la restricción en el tamaño y peso del satélite limita la variedad y cantidad de antenas que se pueden implementar en él.

En este trabajo de tesis se identificaron las características de mayor influencia de diversas tecnologías de antenas considerando las características y exigencias de operación de un nanosatélite. Lo anterior permitió determinar las características físicas y electromagnéticas de tres tipos de antenas: monopolo, parche y hélice, con base a las necesidades de una comunicación satelital. También se presentan resultados del análisis de la Calidad de Servicio (QoS) que ofrece el enlace descendente de un sistema de comunicación satelital tomando en cuenta las características de las antenas propuestas y el entorno de propagación.

Palabras clave: Nanosatélite, Antena satelital, Estación terrena, Antena monopolo, Antena hélice, Antena parche, Enlace de bajada, Cálculo de enlace, Modelos de propagación.

ABSTRACT of the thesis, presented by José Jesús Amador Wong, in order to obtain the MASTER of SCIENCE DEGREE in ELECTRONICS ENGINEERING. Mexicali, Baja California, México. December , 2011.

PERFORMANCE EVALUATION OF A LOW EARTH ORBIT SATELLITE COMMUNICATION DOWNLINK (SENSAT)

Approved by:

Dr. Ángel Gabriel Andrade Reátiga
Thesis Advisor

The use of nanosatellite as a platform for space research has increased in recent years. Technological advances in the development and miniaturization of electronic components, in addition to its low cost and reduced development time compared to geostationary satellites have allowed the development of this type of spacecraft. The communication link between the satellite and Earth is made by the nanosatellite mounted antenna and Earth station antenna. Antennas play a key role in satellite communication systems. Transmission and reception of telemetry and control signals, in addition to the information generated by the satellite payload, could not be possible with an adequate antenna design. Limitations on size and weight of the nanosat restrict the variety of antennas that can be mounted on the ship. A monopole antenna, a helix antenna and a patch antenna are considered for deployment on a nanosatellite. This thesis presents an evaluation of the downlink of a satellite communication system, for each antenna. For the Earth station, a dish antenna is assumed.

First, antenna's characterization taking into account parameters such as, antenna's gain, bandwidth, standing wave ratio, return of loss and polarization, is presented. In order to obtain the electromagnetic characteristics of the proposed antennas 4NEC2 and Matlab simulation tools were used. Later, the link budget for different antennas is obtained. Evaluation was carried out considering atmospheric propagation models, such as: attenuation by atmospheric gases model (Recommendation ITU-R 676-5), rain attenuation model (Recommendation ITU-R 618-9) and Topospheric scintillation model (Recommendation ITU-R 618-8). The evaluation considered two scenarios that depend on the ability of the nanosatellite control system. Evaluation was carried out by modifying parameters related with the downlink, such as: transmit power, altitude of the satellite, transmission data rate and antenna's diameter of the earth station. This analysis was performed using the package software: Satellite Tool Kit.

Keywords: Communication link, Satellite antenna, Earth station, Monopole antenna, Helix antenna, Patch antenna, Link budget, Propagation Models.

Dedicatoria

A mis padres, Ana y Jesús, por apoyarme y ser mis guías en todos los momentos de mi vida; ustedes son mi ejemplo a seguir.

A mi hermanos Ángel y Analí, por estar ahí cuando más los necesité y por alegrarme en todo momento.

A mi sobrinita Sofía, la nueva princesa de la familia.

A mis abuelas, Angelita y lili, por su cariño constante y su amor incondicional.

A mis familiares; primos, tíos, y amigos que siempre me apoyaron y confiaron en mí.

ES POR ELLOS QUE TODO EL ESFUERZO VALE LA PENA.

Agradecimientos

Quiero agradecer a la Universidad Autónoma de Baja California, particularmente a la Facultad de Ingeniería Campus Mexicali por haberme permitido llevar a cabo esta tesis de Maestría. También le doy las gracias al Consejo Nacional de Ciencia y Tecnología (CONACYT) por el apoyo económico brindado. Y al proyecto “Desarrollo de Satélites Pequeños Educativos para Formación de Recursos Humanos en Tecnología Aeroespacial” no. 117372 apoyado en la convocatoria FOREDCYT 2009, por el apoyo para realizar una estancia en CICESE.

Deseo expresar mi gratitud al Dr. Ángel Gabriel Andrade Reátiga por aceptar ser mi asesor y director de tesis en este proyecto. Muchas gracias por su paciencia, comprensión y ayuda durante este tiempo.

A mi compañera y amiga Daniela, quien fue una de las personas que más influencia tuvo en mi decisión de estudiar esta Maestría. Asimismo a los profesores que en determinado momento compartieron parte de su conocimiento conmigo.

Un gran agradecimiento a la M. I. Irma Uriarte Ramírez, al M. C. Marco A. Turrubiarres Reynaga y al Dr. Miguel Ángel García Andrade por haber accedido a formar parte de mi comité de tesis. Gracias por sus observaciones, consejos y opiniones, que ayudaron a sacar adelante este trabajo.

Considero importante dar las gracias al Centro de Investigación Científica y de Educación Superior de Ensenada, Baja California. Particularmente a M. C. Enrique Pacheco Cabrera por haberme facilitado las instalaciones y el equipo necesario para llevar a cabo gran parte de este trabajo de esta tesis.

Quiero agradecer especialmente a mi familia y a mis amigos que de una u otra forma me apoyaron en el transcurso de este proyecto. A mis abuelas, tíos, primos, hermanos, y principalmente a mis padres por haber estado ahí para mí en todo momento. Gracias!

ÍNDICE

	<u>Página</u>
Índice de figuras	ii
Índice de tablas	v
1. Introducción.	1
1.1 Antecedentes.	1
1.2 Estándar CubeSat.	2
1.3 Programa SENSAT – Self Explore Nano Satellite.	4
1.4 Motivación de la Tesis.	4
1.5 Objetivos de la Tesis.	5
1.6 Organización de la Tesis.	6
2. Sistema satelital.	7
2.1 Órbita Satelital.	7
2.1.1 Leyes de Kepler.	8
2.1.2 Parámetros Keplerianos de los satélites.	9
2.1.3 Clasificación de órbitas satelitales.	12
2.2 Segmento Terrestre.	14
2.3 Segmento Espacial.	15
2.3.1 Plataforma del satélite.	16
2.3.2 Carga útil.	24
2.4 Asignaciones de bandas de frecuencia.	24
2.5 Resumen.	26
3. Modelado del cálculo de Enlace Satelital.	27
3.1 Geometría de un enlace satelital.	27
3.1.1 Distancia de la estación terrena al satélite.	29
3.1.2 Ángulos de vista del satélite.	29
3.2 Parámetros de un enlace satelital.	30
3.2.1 Potencia de transmisión.	30
3.2.2 Ganancia de la Antena.	31
3.2.3 Potencia Radiada Isotrópica Efectiva (PIRE).	31
3.2.4 Pérdidas por trayectoria en el espacio libre.	31
3.2.5 Pérdidas por fenómenos atmosféricos.	32
3.2.6 Pérdidas por desacople de apuntamiento de antenas.	32
3.2.7 Pérdidas en el equipo de transmisión y recepción.	33
3.2.8 Potencia de ruido.	33
3.2.9 Temperatura de ruido.	34
3.2.10 Temperatura de ruido del receptor.	34
3.2.11 Temperatura de ruido de la antena receptora.	35
3.2.12 Temperatura de ruido total.	36
3.2.13 Figura de Mérito de la Antena receptora (G/T).	37

3.2.14 Relación Señal a Ruido (SNR).	37
3.3 Cálculo de Enlace.	39
3.4 Modulación Digital.	41
3.4.1 Modulación por desplazamiento de fase (PSK).	42
3.4.2 Modulación por desplazamiento en frecuencia (FSK).	45
3.4.3 Modulación por desplazamiento mínimo (MSK).	46
3.4.4 Modulación por desplazamiento de amplitud (ASK).	46
3.4.5 Modulación en Amplitud en Cuadratura (QAM).	46
3.5 Resumen	47
4. Fundamentos básicos de Antenas.	49
4.1 Antenas.	49
4.2 Tipos de antenas.	50
4.2.1 Antenas de hilo o alambre.	50
4.2.2 Antenas de apertura.	50
4.2.3 Antenas Microcinta.	50
4.2.4 Arreglo de antenas.	51
4.2.5 Antenas reflectoras.	51
4.3 Parámetros de una antena.	52
4.3.1 Ancho de banda.	52
4.3.2 Impedancia de entrada.	52
4.3.3 Diagrama o patrón de radiación.	54
4.3.4 Regiones de campo.	57
4.3.5 Densidad de potencia radiada.	58
4.3.6 Intensidad de radiación.	59
4.3.7 Directividad.	59
4.3.8 Ganancia.	59
4.3.9 Eficiencia de radiación de la antena.	60
4.3.10 Polarización de la antena.	61
4.4 Resumen.	62
5. Diseño y Simulación de Antenas para el Nanosatélite.	63
5.1 Elección de las Antenas.	63
5.2 Antena Monopolo.	64
5.3 Antena Hélice.	68
5.4 Antena Parche.	73
5.5 Antena parabólica.	77
5.6 Resumen	79
6. Parámetros de Evaluación	80
6.1 Estación terrena.	80
6.2 Segmento espacial.	82
6.3 Modelo de Propagación.	82
6.3.1 Pérdidas por absorción atmosférica.	83
6.3.2 Efecto de rotación de Faraday.	84
6.3.3 Centelleo y absorción Ionosférica.	85
6.3.4 Centelleo troposférico.	85

6.3.5 Atenuación por nubes y lluvia.	86
6.4 Posicionamiento de las Antenas.	87
6.5 Resumen.	89
7. Análisis de Resultados.	90
7.1 Análisis orbital para satélites de órbita baja (LEO).	90
7.1.1 Visibilidad de Satélites desde Tierra.	91
7.1.2 Línea de vista.	96
7.2 Análisis del Cálculo de Enlace.	99
7.2.1 Análisis de resultados considerando la estructura del satélite apuntando a la Tierra.	100
7.2.2 Análisis de resultados considerando siempre línea de vista entre la antena del satélite y la estación en Tierra.	108
7.3 Resumen.	113
8. Conclusiones y Trabajo futuro.	115
8.1 Conclusión.	115
8.2 Contribuciones académicas.	119
8.3 Trabajo futuro.	119
Bibliografía	121
Apéndice A. Modelo de atenuación por gases atmosféricos.	125
Apéndice B. Modelo de atenuación por lluvia.	128
Apéndice C. Modelo de atenuación por centelleo troposférico.	132

Índice de Figuras

<u>Figura</u>	<u>Página</u>
2.1.- Representación gráfica de la primera Ley de Kepler.	8
2.2.- Representación gráfica de la segunda Ley de Kepler.	9
2.3.- Propiedades geométricas de una órbita.	10
2.4.- Parámetros Keplerianos de una órbita.	11
2.5.- Clasificación de órbitas de acuerdo a su altitud.	13
2.6.- Elementos de un nanosatélite.	15
2.7.- Configuraciones de la estructura Cubesat.	16
2.8.- Estabilidad por gradiente gravitacional.	18
2.9.- Estabilidad del satélite utilizando las líneas de campo magnético de la Tierra.	19
3.1.- Descripción geométrica del Ángulo de elevación y acimut.	28
3.2.- Distancia estación terrena – satélite.	28
3.3.- Diagrama del apuntamiento entre dos antenas.	33
3.4.- Temperatura de ruido a la entrada de un elemento.	34
3.5.- Elementos de una estación terrena.	37
3.6.- Diagrama de enlace de bajada en un Sistema de comunicación satelital.	39
3.7.- Diagrama de constelación de BPSK, QPSK y 8PSK.	44
3.8.- Estimación de BER para diferentes esquemas de modulación.	47
4.1.- Circuito equivalente de Thevenin de una antena en modo de transmisión.	53
4.2.- Patrón de radiación antenas: a) Isotrópica, b) Omnidireccional y c) Direccional	55
4.3.- Características del patrón de radiación de una antena.	56
4.4.- Diagrama de las regiones de campo de una antena.	57
4.5.- Rotación del plano electromagnético de una onda en función del tiempo.	61
5.1.- Distribución de corriente en un dipolo de $\lambda/2$.	65
5.2.- Estructura y patrón de radiación de una antena dipolo de $L = \lambda/2$.	65
5.3.- Patrón de radiación de la antena monopolo $1/4\lambda$ en el satélite.	66
5.4.- Circuito de acoplamiento de la antena monopolo $1/4\lambda$.	67
5.5.- (a) VSWR en la entrada de la antena monopolo.	67
(b) Pérdidas por regreso de la antena monopolo.	68
5.6.- Geometría de la antena hélice.	69
5.7.- Patrón de radiación de una antena hélice; a) modo axial y b) modo normal.	70
5.8.- Estructura de la antena hélice sobre el satélite.	71
5.9.- Diagrama de radiación de la antena hélice en el plano vertical y horizontal.	71
5.10.- Circuito de acoplamiento para la antena hélice.	72
5.11.- (a) Comportamiento VSWR en la entrada de la antena hélice.	72
(b) Pérdidas por regreso de la antena hélice.	73
5.12.- Características de la antena parche; a) vista frontal y b) vista lateral.	75
5.13.- Diagrama de radiación de la antena hélice en el plano vertical.	75

5.14.-	(a) Comportamiento VSWR en la entrada de la antena parche.	76
	(b) Pérdidas por regreso en la entrada de la antena hélice.	76
5.15.-	Configuración geométrica de una antena parabólica.	77
5.16.-	Patrón de radiación de una antena parabólica con una superficie de 0.7 m (diámetro).	78
5.17.-	Ganancia y ancho de haz de la antena parabólica según el diámetro del disco reflector.	78
6.1.-	Elementos considerados para la estación terrena en la simulación del enlace.	81
6.2.-	Pérdidas por absorción atmosférica a distintas frecuencias.	83
6.3.-	Diagrama del efecto de rotación de Faraday.	85
6.4.-	Atenuación por lluvia en la ciudad de Ensenada, B. C., a diferentes tasas de precipitación fluvial.	86
6.5.-	Posición de las antenas sobre la estructura del satélite.	87
6.6.-	Esquema de Escenario A de evaluación.	88
6.7.-	Diagrama para el Escenario B, considerando solo antena parche y hélice.	88
7.1.-	Inclinación de una órbita.	91
7.2.-	Huella de Satélites a 1,000 km (LEO), 15,000 km (MEO) y 36,000 km (GEO) de altitud sobre la Tierra.	93
7.3.-	Gráfica del área de la huella de un satélite con respecto a la altitud de la órbita.	93
7.4.-	Periodo orbital de un satélite con respecto a la altitud de la nave.	94
7.5.-	Visibilidad desde Tierra para satélites con inclinación sobre el plano ecuatorial de: a) 15°, b) 45°, c) 70° y d) 90°.	95
7.6.-	Líneas de vista de un satélite en órbita polar a una altitud 650km, con respecto al ángulo de elevación de la antena en Tierra durante un mes.	97
7.7.-	Líneas de vista de un satélite en órbita polar a una altitud 850km, con respecto al ángulo de elevación de la antena en Tierra durante un mes.	98
7.8.-	Líneas de vista de un satélite en órbita polar a una altitud 1050km, con respecto al ángulo de elevación de la antena en Tierra durante un mes.	99
7.9.-	Evaluación del E_b/N_0 considerando la velocidad de transmisión.	101
7.10.-	Evaluación del enlace de comunicación a 10 Mbps considerando la altitud de la órbita.	102
7.11.-	Evaluación del enlace de comunicación a 9.6 kbps considerando la altitud de la órbita.	103
7.12.-	Evaluación del enlace con base a la potencia de transmisión con una tasa de 9.6 kbps.	104
7.13.-	Evaluación del enlace con base a la potencia de transmisión a una tasa de 10 Mbps.	104
7.14.-	Evaluación del enlace con base al diámetro de la antena receptora a una tasa de 10 Mbps.	105
7.15.-	Evaluación del enlace con base al diámetro de la antena receptora a tasa de 9.6 kbps.	106
7.16.-	Evaluación del enlace de comunicación considerando diferentes tasas de transmisión, diámetro de la antena receptora, y ángulo de elevación de la antena en Tierra de: a) 20°, b) 45°, c) 70° y d) 90°.	108
7.17.-	Evaluación del enlace para distintas tasas de transmisión.	109

7.18.- Evaluación del enlace considerando diferentes altitudes de órbita.	110
7.19.- Evaluación del enlace para potencias de transmisión.	110
7.20.- Evaluación del enlace para distintos diámetros de antena receptora en Tierra.	111
7.21.- Evaluación del enlace para diferentes tasas de transmisión, considerando distintas antenas receptoras, y ángulo de elevación de la antena en Tierra de: a) 20° , b) 45° , c) 70° y d) 90°.	113
B.1.- Altura promedio anual de isoterma de 0° C por encima del nivel del mar (km).	128
B.2.- Geometría del trayecto de propagación por una región con lluvia.	129
B.3.- Tasa de lluvia (mm/h) excedida para el 0.01 % de un año promedio.	130

Índice de tablas

<u>Tabla</u>	<u>Página</u>
1.1. Costo y duración de satélites de acuerdo a su peso.	2
2.1 Asignación de bandas de frecuencias.	25
6.1. Características de la Estación Terrena.	81
6.2. Parámetros para la evaluación del enlace.	82

Capítulo 1

Introducción

1.1 Antecedentes

En 1957 inicia la era espacial con el lanzamiento del Sputnik I, primer satélite artificial. Al momento de colocarse exitosamente en órbita, emitió señales radiales en forma de pitidos, demostrando el éxito alcanzado por los científicos soviéticos. Este programa fue seguido por otros logros rusos, como los programas Sputnik 2 y 3. A partir de ese momento la exploración espacial se volvió una prioridad para el hombre.

En 1960 se puso en órbita el sistema Echo I, primer satélite construido para aplicaciones en Telecomunicaciones, diseñado como un satélite pasivo ya que no estaba equipado con un sistema bidireccional, sino que funcionaba como un reflector. Dos años después se pone en órbita el Telstar I, primer satélite activo, diseñado para realizar el primer enlace televisivo internacional [1].

Los primeros satélites puestos en órbita eran relativamente pequeños y estaban muy limitados en su capacidad funcional. Esto se debía principalmente a la poca disposición de carga de los cohetes que lanzaban las naves. A medida que se resolvió este inconveniente se enviaron al espacio satélites más grandes, complejos y de mayor capacidad; lo que trajo como consecuencia enormes costos en su construcción y lanzamiento. Éstos satélites llegaban a pesar varias toneladas y se requerían inversiones de varios años para su diseño y construcción. Por lo que solo aquellos países y agencias internacionales altamente desarrolladas fueron capaces de llegar al espacio.

Tabla 1.1. Costo y duración de satélites de acuerdo a su peso

Satélite	Peso (kg)	Costo (Mill. Dlls)	Duración (años)
Satélite Grande	2000+	1000	10+
Satélite pequeño	750	100	2-3
Minisatélite	250	75	2
Microsatélite	100	50	1-2
Nanosatélite	1-10	1-5	1
Picosatélite	<1	<0.5	<1

A finales de 1990 inicia una nueva etapa en tecnología satelital, se diseñan y construyen satélites de menor tamaño y con mayor funcionalidad [2]; impulsada por el desarrollo tecnológico y la tendencia a la miniaturización electrónica.

En comparación con los primeros satélites, la construcción de satélites pequeños requiere poca inversión y tiempo (Tabla 1.1.). Para lograrlo se utilizaron componentes electrónicos comerciales de uso no exclusivo en el espacio, por lo que las misiones en las que se utilizan estos satélites son más sencillas, específicas y limitadas que las de satélites de mayor dimensión.

1.2 Estándar CubeSat

Esta tendencia en la miniaturización de los satélites se mantiene desde hace 10 años. Incluso se han desarrollado satélites aún más pequeños tales como; los nanosatélites y picosatélites con características de peso menores a los 10 kg y tiempo de desarrollo menor al año. Este concepto se explota actualmente por Universidades, agencias espaciales, grupos de trabajo, y la industria para construir plataformas espaciales.

El estándar de satélites en miniatura para la investigación espacial, CubeSat [3], desarrollado por la Universidad Estatal Politécnica de California y los Departamentos de Desarrollo de Sistemas Espaciales de las Universidades de Stanford y San Luis Obispo, cuenta con un peso menor a 1 kg y una estructura de cubo (1U) de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$. Esta plataforma de bajo costo se creó con la finalidad de apoyar a Universidades e Instituciones,

en su desarrollo espacial. Además de utilizarse como modelos educativos para el área aeroespacial [4].

Desde la formalización del estándar en 1999, la comunidad CUBESAT formada por Universidades, Instituciones espaciales, Agencias de gobierno e incluso compañías aeroespaciales comerciales alrededor del mundo han emprendido proyectos espaciales bajo esta plataforma [5], [6], [7], [8], [9], [10], [11], [12], [13]. Particularmente, en América latina se han creado varios programas para el desarrollo de plataformas satelitales bajo el concepto CubeSat. A continuación se describen algunos de estos proyectos.

- Libertad 1 [14], [15], se puso en órbita el 17 de abril de 2007, construido por la Universidad Sergio Arboleda en Colombia para fines académicos, actualmente ya no está en funcionamiento. El propósito del satélite fue la transmisión de datos, contaba con dimensiones de $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ y una carga útil conformada por una serie de sensores que permitían medir las variaciones en temperatura en el satélite y la velocidad a la que viajaba en el espacio.
- Chasqui-1[16], desarrollado por la Universidad Nacional de Ingeniería de Perú en colaboración con la Universidad Estatal Sur Oeste de Rusia, será puesto en órbita a principios del 2012. Su estructura mide $10 \times 10 \times 10 \text{ cm}^3$ y tiene un peso aproximado de 1 Kg. La carga útil está conformada por dos cámaras, una en el rango visible y otra en el rango infrarrojo, y se utilizará principalmente para realizar estudios relacionados con el clima, forestales (como tala de árboles), arqueológicos, y sobre sucesos que ocurran en las fronteras de Perú. Además, cuenta con mecanismos de control de altitud, de energía y control térmico, comunicación en la banda de radioaficionados, así como un sistema embebido de control y gestión de la información de todos los componentes del satélite.
- NEE-01 Pegaso [17], diseñado y construido por la Agencia Espacial Civil Ecuatoriana; tiene como objetivo la exploración espacial y apoyar académicamente la carrera espacial en el país. La construcción de este satélite inició en el 2010 y está programado ponerlo en órbita para el año 2012. Es el

primer satélite en su tipo diseñado para transmitir video en tiempo real, además de contar con un escudo de polímeros y aleaciones para regular el ambiente y radiación espacial.

1.3 Programa SENSAT – Self Explore Nano Satellite

SENSAT [18],[19] es un programa mexicano de investigación espacial que tiene como objetivo la investigación, diseño, desarrollo y construcción de satélites pequeños educativos, como instrumentos tecnológicos para la formación de recursos humanos especializados en tecnología aeronáutica y aeroespacial, tanto en la industria como en las instituciones de educación superior de la región; utilizando herramientas modernas de la tecnología de la información para la formación a distancia, colaborativas, para la instrucción tanto teórica como experimental, aprovechando las posibilidades del Internet para operación y control a distancia de estos satélites.

Un primer prototipo de este satélite se encuentra en las últimas etapas de su construcción [19]. Consiste de una estructura de 10 cm x10 cm x30 cm, y un sistema de control activo en los tres ejes, se propone ubicarlo en una órbita circular baja (LEO: Low Earth Orbit) a una distancia de entre 800–900 km.

1.4 Motivación de la Tesis

Anteriormente la capacidad de los nanosatélites se encontraba limitada a misiones sencillas [4]; medición de parámetros atmosféricos, captura de imágenes, prueba y verificación de nuevas tecnologías en el espacio. Sin embargo, la tecnología satelital ha avanzado al punto en que los nanosatélites pueden realizar misiones que anteriormente sólo eran posibles utilizando satélites de grandes dimensiones, tales como: Sistemas de vigilancia, de comunicación satelital, navegación y de carácter científico [20].

Para lograr lo anterior, se está considerando utilizar arreglos o constelaciones de satélites pequeños, lo que permitirá realizar formaciones de varios satélites pequeños y obtener una mayor cantidad de información; reduciendo el riesgo y añadiendo una gran flexibilidad a la misión.

En [21], se describe el uso de una red conformada por 50 nanosatélites para analizar aplicaciones en el contexto científico, tecnológico, además de las oportunidades de arquitectura, operacionales y conceptuales del uso de múltiples satélites.

Una aplicación de los nanosatélites está considerada para dar auxilio a otras naves que presenten algún tipo de problema o falla en alguno de sus sistemas. Este tipo de misiones incluyen servicios de inspección, recarga de combustible, ensamble y reparación [22]. Sin embargo, se requiere tecnología avanzada que permita realizar estas misiones, por ejemplo: sistemas de control de mayor precisión, sistemas de propulsión, algoritmos más efectivos para el manejo y control de múltiples satélites, además de sistemas de comunicación de mayor velocidad. Actualmente, algunas universidades se encuentran trabajando y desarrollando algunas de estas tecnologías [20], [23], [24].

1.5 Objetivos de la Tesis

En un sistema de comunicación satelital las antenas son la interface de comunicación entre el satélite y la estación terrena. Las señales de telemetría y control del satélite, así como el envío de información obtenida por la carga útil se transmiten y reciben por las antenas. El hecho de que los nanosatélites se encuentren en órbitas bajas disminuye la ventana de tiempo en la comunicación entre el satélite y la estación que se encuentra en Tierra, y con esto la cantidad de información que se puede transmitir/recibir. Además de la infraestructura que se utiliza en el desarrollo de estos sistemas, la comunicación juega un papel importante, por ejemplo, utilizar esquemas transmisión de mayor velocidad o antenas directivas (en lugar de omnidireccionales) aprovecharían mejor el tiempo de conexión entre el satélite y la estación terrena, e incrementaría con ello la capacidad de transmisión.

Utilizar antenas de mayor directividad incrementaría la potencia de la señal transmitida y con ello la calidad del enlace de comunicación. Sin embargo, la restricción en el tamaño y peso del satélite limita la variedad y cantidad de antenas que se pueden implementar en él.

Con base a lo anterior, el objetivo general de este trabajo de tesis consiste en identificar las características de mayor influencia de diversas tecnologías de antenas considerando las características y exigencias de operación de un nanosatélite.

Para cumplir con el objetivo general se establecieron los siguientes objetivos específicos:

- 1.- Determinar las características físicas y electromagnéticas de tres tipos de antenas; monopolo, parche y hélice con base a las necesidades de una comunicación satelital.
- 2.- Analizar la Calidad de Servicio (QoS) que ofrece el enlace de bajada de un sistema de comunicación satelital tomando en cuenta las características de las antenas del punto anterior y el entorno de propagación.

1.6 Organización de la Tesis

La tesis se encuentra organizada de la siguiente manera. En el **Capítulo 2** se describen los elementos y características orbitales de un sistema satelital. Los conceptos y características relacionados al calculo de enlace satelital tales como: ganancia de las antenas, pérdidas, ruido en el sistema se abordan en el **Capítulo 3**. En el **Capítulo 4** se muestra la teoría relacionada al diseño y caracterización de antenas. El diseño y caracterización de las antenas propuestas para el nanosatélite se expone en el **Capítulo 5**. En el **Capítulo 6** se describen los escenarios para la evaluación del enlace de bajada, al igual que los modelos de propagación utilizados en la simulación. El análisis de los resultados obtenidos se discute en el **Capítulo 7**. Por último, en el **Capítulo 8** se presentan las conclusiones de la tesis y posibles áreas de oportunidad para trabajo futuro.

Capítulo 2

Sistema satelital

Un sistema satelital, consiste básicamente de un satélite orbitando en el espacio el cual transmite y recibe señales a y desde Tierra. Estas señales pueden ser voz, datos, video, o una combinación de ellas. En contraparte una estación en Tierra, también llamada centro de control, se encarga de realizar funciones de rastreo, seguimiento, comando y monitoreo del satélite.

En las siguientes secciones se presentan conceptos involucrados en el funcionamiento de un sistema satelital. Se describen los componentes y características orbitales de un satélite, además de los elementos y conceptos relacionados a la estación terrena.

2.1 Órbita Satelital

La órbita define el tiempo en que una estación terrena tiene línea de vista con el satélite, la distancia del satélite a la estación terrena y la cobertura del satélite con respecto a la Tierra, entre otros parámetros, son importantes para el análisis de un sistema satelital.

2.1.1 Leyes de Kepler

Un satélite es un cuerpo artificial en el espacio, sin embargo se rige bajo las mismas leyes en su rotación que los planetas al girar alrededor del sol. La posición orbital del satélite se basa en las Leyes de Movimiento desarrolladas por Johannes Kepler (1571-1630) que posteriormente fueron redefinidas por Isaac Newton, en 1665.

- Primera Ley de Kepler.

“El trayecto que sigue el satélite alrededor de la tierra puede describirse como una elipse, con el centro de masa la Tierra como uno de los focos de la elipse (Fig. 2.1) [25]”.

- Segunda Ley de Kepler.

“Para intervalos de tiempo iguales, el satélite barre áreas iguales en el plano orbital (ver figura 2.2) [25]”. Lo anterior demuestra que la velocidad del satélite no es constante; la nave se moverá a mayor velocidad a medida que se acerca más a la Tierra.

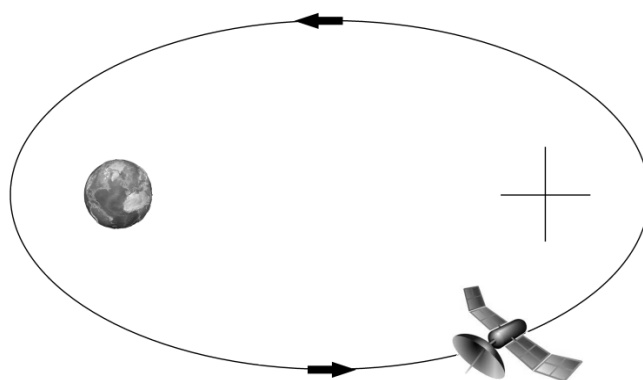


Figura 2.1. Representación gráfica de la primera Ley de Kepler.

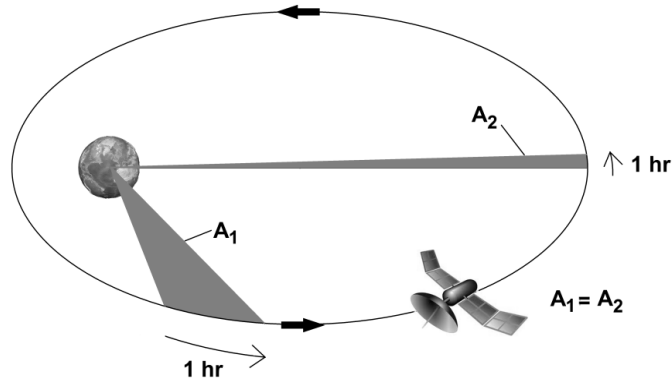


Figura 2.2. Representación gráfica de la segunda Ley de Kepler.

- Tercera Ley de Kepler.

“El cuadrado del periodo orbital entre dos cuerpos es proporcional al cubo de la distancia media entre los cuerpos [25]”. Esto se cuantifica con la siguiente ecuación:

$$T^2 = \left[\frac{4\pi^2}{\mu} \right] a^3 \quad (2.1)$$

donde T = periodo orbital (segundos), a = distancia entre los cuerpos (km),
 μ = constante de Kepler = $3.986004 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$.

2.1.2 Parámetros Keplerianos de los satélites

Para llevar a cabo el seguimiento de un satélite, la estación terrena necesita ubicarlo en el espacio de forma precisa. Los parámetros Keplerianos permiten determinar la posición del satélite de acuerdo a su órbita en un momento determinado.

- Apogeo (r_a). Punto de la órbita más lejano a la Tierra (ver figura 2.3). Momento en que el satélite se encuentra más alejado de la Tierra, por lo tanto se logra la mayor cobertura posible de las antenas a bordo de la nave.

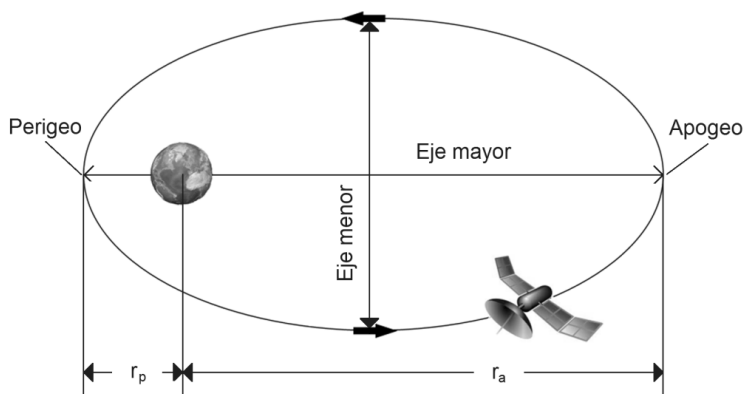


Figura 2.3. Propiedades geométricas de una órbita.

- Perigeo (r_p). Punto de la órbita más cercana a Tierra y, por lo tanto, cubre menos superficie del planeta (Fig. 2.3). Sin embargo, las señales llegan con mayor potencia, debido a una menor pérdida por propagación de las señales transmitidas.
- Excentricidad (e). Es un valor que oscila entre 0 y 1, y viene dado por el cociente entre distancia media entre los dos focos de la elipse y la mitad del eje mayor. La excentricidad es una medida de que tan circular o elíptica es una órbita y se representan por la siguiente expresión:

$$e = \frac{r_a - r_p}{r_a + r_p} \quad (2.2)$$

donde e = excentricidad de la órbita, r_a = distancia del centro de la Tierra al punto de apogeo, r_p = distancia del centro de la Tierra al punto de perigeo.

Una órbita circular es un caso especial de una elipse con eje mayor y menor igual. Esto es: Órbita Circular: $e=0$, Órbita Elíptica: $0 < e < 1$.

- Inclinação Orbital (i). Es el ángulo entre el plano orbital y el plano ecuatorial (Fig. 2.4). La inclinación varía muy poco durante la vida del satélite, y determina la zona de cobertura que tendrá la nave.

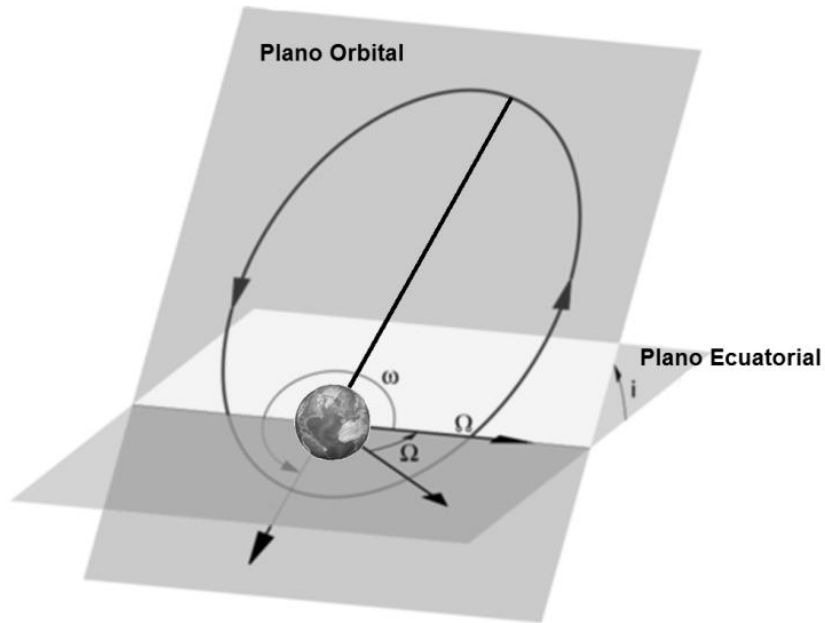


Figura 2.4. Parámetros Keplerianos de una órbita.

- Longitud del Nodo Ascendente (*RAAN*– Right Ascension of Ascending Node). Este parámetro determina el punto en el que el satélite cruza la línea ecuatorial, en dirección Sur– Norte. Su valor es un ángulo, entre 0° y 360° y se mide en el ecuador entre el plano orbital y el punto de corte del ecuador con la recta que une el centro de la Tierra con el centro del sol en el equinoccio vernal.
- Nodo ascendente. Punto donde la órbita cruza el plano ecuatorial, cuando se mueve de Sur a Norte.
- Nodo descendente. Punto donde la órbita intercepta el plano ecuatorial, cuando viaja de Norte a Sur.
- Argumento del perigeo (ω). Es el ángulo formado por el nodo ascendente y el punto de perigeo.

2.1.3 Clasificación de órbitas satelitales

De acuerdo a la órbita donde se ubica el satélite, esta se puede clasificar de distintas formas. Con relación a la altitud, se clasifican en órbita terrestre baja (LEO), órbita terrestre media (MEO), órbita geoestacionaria (GEO) y órbita altamente elíptica (HEO); como se muestra en la figura 2.5. De acuerdo a la forma que describe su trayectoria, se pueden clasificar en órbita circular o elíptica; y por su recorrido sobre las regiones de la Tierra por donde transita, en polar, ecuatorial e inclinada.

- Órbita GEO

Esta órbita conocida también como orbita de Clarke se encuentra a una altitud aproximada de 36000 km sobre el ecuador terrestre. A esta altura el satélite tiene un periodo de revolución a la Tierra de aproximadamente 24 horas, que es el tiempo que dura la Tierra en completar un giro sobre su eje. Esto provoca que el satélite parezca estar fijo en un mismo punto en el cielo, con respecto a la estación terrena.

La cobertura que logra un satélite GEO debido a su altura es de casi la mitad del planeta. Sin embargo, la máxima latitud a la que puede llegar a ser visible un satélite es de aproximadamente 70° a 75° , latitud norte y sur.

A pesar de ser una órbita muy utilizada, en su mayoría por sistemas satelitales de comunicación [26], presenta una serie de inconvenientes. La distancia que debe viajar la señal, a pesar de permanecer constante es muy grande, lo que produce pérdidas por trayectoria, además de un retardo de la señal de aproximadamente 260 msec. Esto puede ocasionar problemas en servicios de comunicación por voz o en aplicaciones donde la tolerancia a la latencia se encuentra limitada.

- Órbita MEO

Los satélites MEO se encuentran en órbitas circulares a una altitud de entre 10,000 y 20,000 km. Típicamente, un satélite en esa órbita ofrece un tiempo de observación entre la estación terrena y el satélite de una a dos horas; con un retardo de la señal menor que las que se presentan en órbitas GEO. Entre las aplicaciones principales de estos satélites se encuentran los sistemas meteorológicos, sensado remoto, sistemas de determinación de posición y navegación. Por ejemplo, un Sistema de Posicionamiento Global (GPS) requiere de una constelación de 24 satélites que operan en orbitas circulares, a una altitud aproximada de 20,000km [27].

- Órbita HEO

Es una órbita elíptica muy excéntrica, con apogeo en alturas GEO y el perigeo en altitudes LEO. Con una inclinación orbital de aproximadamente 63° . Los satélites en órbitas HEO son utilizados para alcanzar cobertura sobre áreas que se encuentran en latitudes altas, donde satélites GEO no son una opción, además el tiempo de contacto que se necesita para las misiones espaciales es mayor comparado a los satélites LEO. Este tipo de órbita no es muy común.

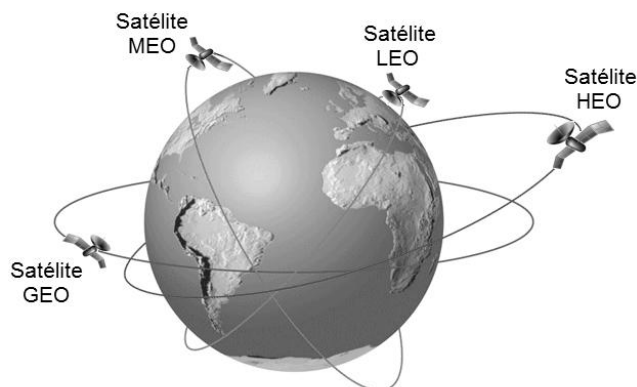


Figura 2.5. Clasificación de órbitas de acuerdo a su altitud.

- Órbita LEO

La altura a la que se encuentran los satélites LEO se ubica entre 250– 2,000km; la inclinación de la órbita en la que se suelen ubicar es entre 45°y 90°.

Debido a la poca distancia de la trayectoria de propagación, las pérdidas en el enlace de comunicación son menores en comparación con los satélites ubicados en órbitas mayores, por lo que es posible utilizar menores potencias o sistemas de antenas más pequeños. Los retardos que experimentan las señales son aproximadamente menores a los 100 mseg. Dadas sus características, los nanosatélites comúnmente suelen ubicarse en estas órbitas. Los satélites ubicados en órbitas LEO se encuentran limitados durante los periodos de operación, debido a que el satélite no se mantiene fijo en un punto en el cielo con respecto a la estación terrena. Por lo que es necesario utilizar técnicas de control de rastreo y seguimiento por parte de la estación terrena.

2.2 Segmento Terrestre

El segmento terrestre de un sistema satelital se refiere a las instalaciones, estaciones y dispositivos en la superficie terrestre, las cuales tienen la habilidad de comunicarse con el satélite. Un tipo de estación terrena es la estación de control, la cual monitorea la condición y el estado de cada uno de los componentes del satélite; envía comandos de control al satélite y recibe información de telemetría y de la carga útil del satélite [28].

Una de las antenas más utilizadas tanto en la transmisión y recepción para desarrollo de estaciones terrenas, es la antena parabólica [29], [30], [31], principalmente por su alta directividad. Sin embargo, también se han utilizado antenas Yagi y antenas Helicoidales para la recepción de datos enviados por el satélite [32].

Los componentes para una estación terrena son: un modulador (enlace de subida) y demodulador (enlace de bajada) de frecuencia intermedia, convertidor ascendente de frecuencia intermedia a microondas de radio frecuencia (enlace de subida) y uno

descendente de microondas a frecuencia intermedia (enlace de bajada), un amplificador de alta potencia para la transmisión y un amplificador de bajo ruido para la recepción. Además de las antenas para la transmisión/recepción de información.

2.3 Segmento Espacial

Un satélite se divide en dos módulos principales: la carga útil y su plataforma. La carga útil se refiere al equipo que interviene directamente en la realización de la misión del satélite, mientras que la plataforma se compone de la estructura, instrumentos y subsistemas que son necesarios para que la carga útil lleve a cabo su tarea. A continuación se describen cada uno de los elementos y estructura que componen un nanosatélite (Fig. 2.6).

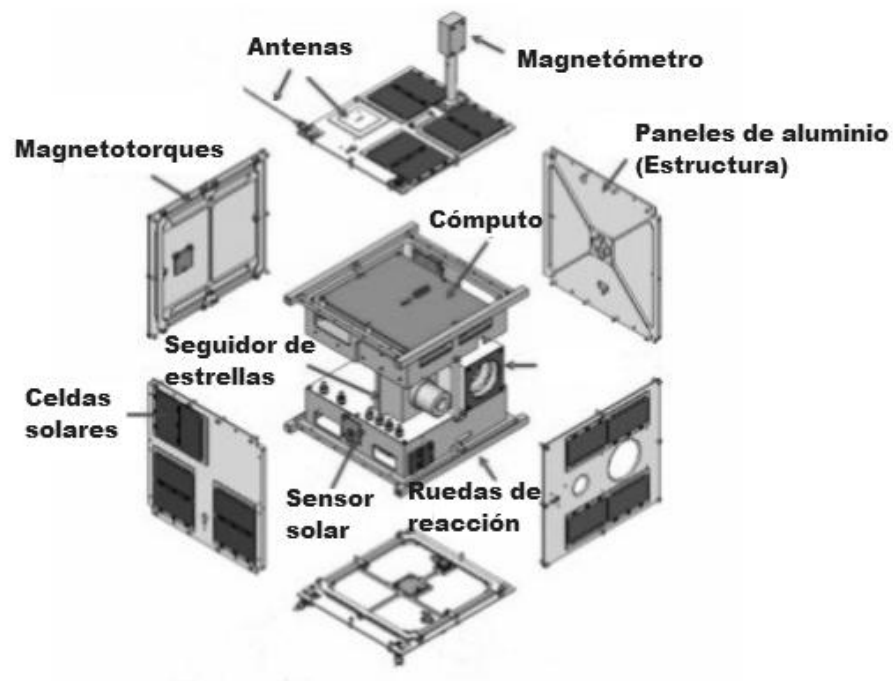


Figura 2.6. Elementos de un nanosatélite.

2.3.1 Plataforma del satélite

Dentro de la plataforma del satélite se encuentran los siguientes subsistemas:

- Estructura Mecánica

La estructura del satélite es el almacén donde se montan los elementos del satélite. Suele construirse de algún metal o aleaciones metálicas. Tiene cuatro funciones básicas: resguardar los elementos y subsistemas del satélite, proporcionar una interfaz mecánica para los diferentes subsistemas, resistir la fuerte tensión mecánica provocada por la vibración al momento del lanzamiento del satélite al espacio y proteger de la radiación a los componentes internos. Preferentemente la estructura debe ser ligera, simple y práctica; con una configuración fácil de modificar para el implemento de mejoras.

Aproximadamente tres cuartas partes de los pico y nanosatélites desarrollados han sido bajo el formato CubeSat en alguna de sus configuraciones 1U, 1.5U, 2U ó 3 U (ver figura 2.7), siendo la más popular el cubo de 10x10x10 cm (1U). La preferencia de esta estructura se debe principalmente a que sus subsistemas y adaptadores para su lanzamiento se encuentran disponibles comercialmente a un costo relativamente bajo [33].

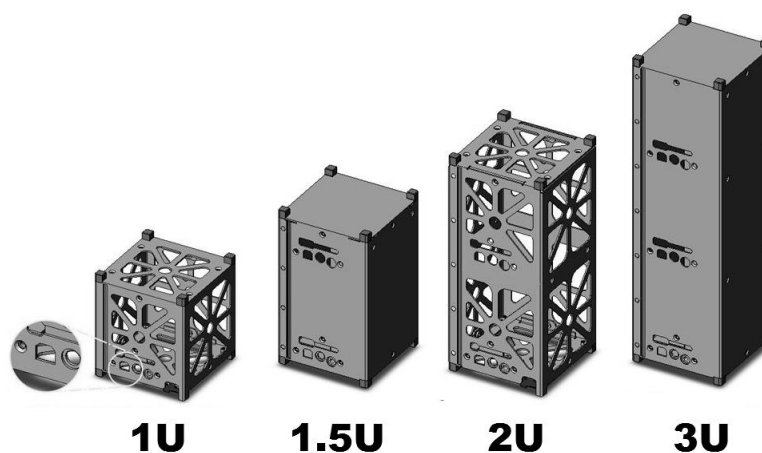


Figura 2.7. Configuraciones de la estructura CubeSat.

- Sistema de control y actitud del satélite

El objetivo del sistema de control es mantener a las antenas con una orientación apuntando hacia la Tierra, y las celdas solares apuntando hacia el Sol. La actitud de un satélite describe la orientación con respecto a la Tierra y estabilidad del satélite. Esta se logra comparando un marco de referencia de la aeronave con respecto a una referencia predefinida.

El modulo de control básicamente lleva a cabo dos funciones: determinar la actitud de la nave y realizar el control de estabilidad del satélite. Se emplean distintos sensores para determinar la actitud [27]:

- Magnetómetros. Miden la intensidad y dirección del campo magnético de la Tierra para determinar la orientación del satélite con respecto al campo magnético local. Suelen requerir baja potencia y no ser costosos comparados a otros sensores. Los magnetómetros y los sensores solares son los más utilizados en nanosatélites [33].
- Sensores de horizonte terrestre. Estos sensores exploran un campo de vista extenso para detectar la dirección en la que se ubica la Tierra.
- Sensores solares. Uno de los sensores más utilizados para determinar la actitud de un satélite. Utilizan las corrientes generadas por los paneles solares del satélite.
- Giroscopios. Determinan la actitud midiendo la tasa de rotación de la nave. Suelen utilizarse en conjunto con otro sensor de actitud para obtener mediciones más precisas. Son equipos pesados para picosatélites, sin embargo presentan una buena opción para micro o nano satélites.
- Seguidores de estrellas. Buscan grupos de estrellas o alguna estrella en particular para posteriormente comparar esas posiciones con una librería de constelaciones para determinar la actitud del satélite. Son precisos, sin embargo suelen ser sistemas pesados, complejos y costosos.

El control de actitud se encarga de orientar al satélite en una determinada dirección. Para lograrlo existen una gran variedad de técnicas. Estos métodos pueden ser pasivos o activos. La elección de uno de estos depende de algunas características necesarias para la misión del satélite: precisión de apuntamiento, estabilidad y maniobrabilidad. Otros limitantes como el costo, peso, confiabilidad y órbita, son clave para la decisión de la técnica a utilizar.

➤ Métodos de estabilización pasivos

Estos sistemas no necesitan dispositivos movibles, lo que representa un ahorro en masa, energía y costo. Además no requieren de la determinación de la actitud del satélite para funcionar correctamente.

Existen principalmente dos tipos de control pasivo: el gradiente de gravedad y el sistema magnético.

- Gradiente gravitacional. Utiliza las propiedades inerciales de la nave para mantenerse apuntando a la Tierra. El gradiente tiende a alinear el eje mayor (Fig. 2.8) del satélite (menor momento inercial) de forma perpendicular al plano de órbita. La propiedad de este tipo de estabilización es la posición del centro de gravedad del satélite.

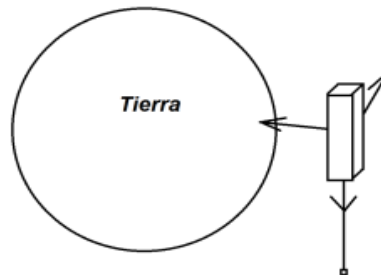


Figura 2.8. Estabilidad por gradiente gravitacional.

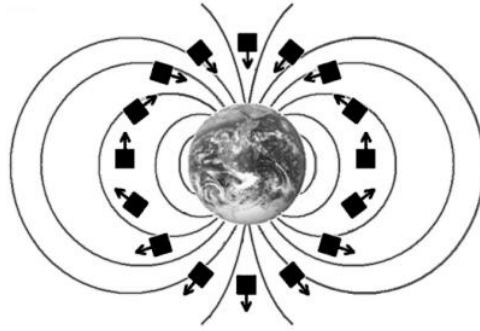


Figura 2.9. Estabilidad del satélite utilizando las líneas de campo magnético de la Tierra.

- Control magnético. El sistema de control magnético pasivo utiliza imanes permanentes en el satélite para orientar la nave con respecto a las líneas de campo magnético de la Tierra (Fig. 2.9). Este método es más efectivo en órbitas cercanas al ecuador debido a que la orientación del campo magnético permanece casi constante.

➤ Métodos de estabilización activos

Los sistemas de control pasivos ofrecen niveles de estabilidad aceptables para casi cualquier misión, sin embargo en algunas ocasiones es necesario un sistema más preciso para corregir la orientación del satélite. Los sistemas de control activo utilizan instrumentación más compleja, además requiere de sensores para determinar la orientación del satélite. De forma general se encuentran dos sistemas principales para el control de actitud de forma activa de un satélite.

- Estabilización por giro. Se gira el satélite en el eje en que se desea mantener la dirección utilizando ruedas de reacción. El satélite resiste pequeñas perturbaciones y mantiene la orientación debido a la conservación de momento angular. Para lograr

la estabilidad en el satélite se emplean tasas de giro de 30 – 90 rpm por lo que no resulta práctico para algunas aplicaciones. Otra alternativa a este método, es el de estabilización por giro dual. En este método la parte más grande de la nave gira en una dirección, mientras que la carga útil gira en dirección contraria en el mismo eje de giro.

- Estabilización de tres ejes. Algunos satélites necesitan un control autónomo de sus tres ejes durante su misión. En estos sistemas se emplean tres actuadores independientes para el control de cada eje y estos pueden elegirse de acuerdo a las limitaciones del satélite:
 - Magnetotorques. Utilizado para generar un campo magnético, el cual interactúa con el campo magnético de la Tierra para generar la orientación del satélite.
 - Ruedas de momento. El efecto de estabilización es como el de estabilización por giro, sin embargo es posible controlar la fuerza de giro [27].
 - Dispositivos de propulsión (thruster). Lo integran sistemas eléctricos, químicos o mecánicos, que tienen la función de mantener al satélite en órbita.

Aproximadamente el 40 % de todos los pico y nanosatélites que se han desarrollado cuentan con un sistema de estabilización activo, otra cantidad similar ha utilizado control pasivo, principalmente por medio de material magnético, el resto no ha empleado ningún tipo de control de actitud [33].

- Sistema de Rastreo, Telemetría y comando

Este sistema lleva a cabo la administración y control del satélite; se encarga de la órbita y actitud del satélite, monitorea el estado de los componentes a bordo del satélite y realiza funciones de comando para el control satelital.

Utiliza sensores que miden el estado de los circuitos, las variaciones de temperatura, presión, voltaje, corriente eléctrica, entre otros. Además, cuenta con una computadora encargada de realizar el procesamiento de información y datos dentro del satélite [33].

El modulo de comando ejecuta un control remoto de diferentes funciones del satélite. Tales funciones comprenden; control y operación de transponders, control y apuntamiento de antenas, cambios y correcciones en el control de actitud y órbita, además del control de voltaje de batería.

- Sistema de suministro de energía

Se encarga de la generación de voltaje para alimentar todos los sistemas y subsistemas en el satélite. La energía solar es la única fuente de energía externa en el espacio. El satélite emplea una serie de arreglos de celdas o paneles solares, para convertir los rayos solares que inciden en la aeronave en energía eléctrica.

Generalmente, las celdas solares tienen una eficiencia de 20-25 % en su inicio de vida útil, sin embargo, su eficiencia se degrada de 5-10 %, al finalizar su vida útil (10-15 años aproximadamente). Para el caso de nanosatélites o picosatélites esto no representa un problema, ya que las misiones en las se utilizan tienen una duración limitada, de seis meses a un año.

Las celdas solares comúnmente se implementan en las paredes de un nanosatélite. El tamaño reducido de la nave disminuye la cantidad de celdas que se pueden emplear en el sistema, lo que limita la capacidad de generación de energía. La potencia disponible en un nanosatélite comúnmente se encuentra dentro del rango de 10 mW – 10W, y particularmente la potencia destinada al subsistema de comunicación suele ser menor a 7W.

El sistema de control del satélite está ampliamente relacionado con las condiciones energéticas del sistema. El mantener un apuntamiento constante de las celdas solares al Sol, permite una mayor acumulación de energía. Sin embargo, utilizar sistemas de control más

precisos, se traduce en el uso de actuadores y sensores más complejos, que utilizan una mayor cantidad de potencia. El emplear arreglos de celdas solares, que contemplen el despliegue de una mayor cantidad de paneles solares, se muestra como una opción para aumentar la capacidad energética de un nanosatélite [34], [35], [36]. Los principales materiales utilizados en el desarrollo de celdas fotovoltaicas para nanosatélites son el Silicio (Si) y el Arseniuro de Galio (GaAs). El costo de las celdas de Silicio es mucho menor, en comparación con las celdas de GaAs, sin embargo presentan una menor eficiencia [33].

Además, se suelen utilizar baterías para mantener un suministro de energía a los componentes del satélite durante su lanzamiento, y en momentos cuando el satélite entre en zonas donde la radiación solar se encuentre bloqueada. Las baterías más utilizadas en nanosatélites son: las baterías de Niquel-Cadmio (Ni-Cd), iones de Litio (Li-ion) y polímero de Litio (LiPo).

- Sistema de Control térmico

Los componentes electrónicos y mecánicos que conforman una nanosatélite presentan un buen desempeño solo en rangos de temperatura específicos. Debido a las variaciones de temperatura que experimentan los objetos en el espacio es necesario que el satélite tenga la capacidad para soportar y controlar la temperatura en el interior y exterior de la nave satelital.

La mayoría de los componentes de un nanosatélite generan una gran cantidad de calor, por lo que se suelen utilizar radiadores que disipan el calor hacia afuera de la plataforma. Sin embargo, el calor también puede deberse a la radiación del sol que incide sobre la superficie del satélite e incluso radiación reflejada desde la Tierra. Para ello se utiliza comúnmente material altamente reflectivo en la construcción de las paredes del satélite, para disminuir el calor que absorbe la nave.

En caso de tener temperaturas muy bajas, se ubican calentadores térmicos para mantener las condiciones climáticas adecuadas.

- Sistema de propulsión

El sistema de propulsión del satélite consiste de elementos mecánicos, eléctricos o químicos que ayudan a la nave a mantener o recuperar una posición correcta sobre su órbita. Esto es necesario, ya que los satélites suelen salirse de órbita continuamente por efectos gravitacionales del sol y la luna, el polvo solar o fuerzas magnéticas; lo que puede representar un peligro de colisión con algún objeto en el espacio u otro satélite.

En satélites de dimensiones grandes la implementación de sistemas de propulsión es muy común, sin embargo en nanosatélites sucede lo contrario. Esto se debe principalmente a las limitaciones en el tamaño, peso y potencia del satélite. A pesar de esto existe tecnología que cumple con las restricciones que presentan los nanosatélites. Sistemas propulsores de Butano, propulsores de plasma pulsado, son algunos de ellos [37]. Sin embargo, misiones donde se utilicen sistemas de propulsión, aún se encuentran en su etapa de diseño.

- Sistema de comunicación

El modulo de comunicación es el sistema principal en el satélite. Permite la comunicación entre la nave y la estación terrena, ó el satélite con otros satélites. Consiste generalmente de un receptor, un transmisor y una o varias antenas de radio.

El enlace de radiofrecuencia entre un satélite y la estación terrena es una de las partes más críticas y vulnerables de un sistema satelital. Todos los satélites requieren de un enlace para llevar a cabo las funciones de rastreo, telemetría y control del satélite (TT&C).

Además es necesario para enviar información recabada por la carga útil del satélite, a Tierra. El sistema de comunicación del satélite consta de tres canales.

- Canal de Telecomando. Permite enviar órdenes al satélite desde el centro de control y mando a través de un canal de comunicación dedicado. Por medio de este canal el satélite recibe comandos de dirección.
- Canal de Telemetría. Lleva a cabo la transmisión de datos relacionados al estado de todos los sistemas del satélite.
- Canal de datos/carga útil. Se utiliza para la transmisión de datos que se obtienen por la carga útil.

2.3.2 Carga útil

Además de los elementos básicos necesarios para la operación de un satélite, se cuenta también con los instrumentos dedicados a llevar a cabo la misión para la que fue creado el satélite. La carga útil es la razón de ser del sistema satelital. Este puede incluir antenas, cámaras, radares y elementos electrónicos (transmisores/receptores, sensores, actuadores).

2.4 Asignaciones de bandas de frecuencia

La frecuencia de operación es un factor determinante en el diseño y evaluación de un enlace de comunicación satelital. La longitud de onda de la señal determina los efectos atmosféricos y la degradación que sufrirá la señal transmitida. Así, como la capacidad del canal de comunicación para el enlace.

La Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU, International Telecommunication Union) es la encargada de la coordinación y planeación de las concesiones de frecuencias. En la Tabla 2.1 se muestra la designación de bandas de frecuencia oficial de la ITU [27].

La mayoría de los nanosatélites utilizan las bandas de frecuencia UHF y VHF, para llevar a cabo la comunicación con la estación terrena [33]. Sin embargo, algunos proyectos espaciales que se encuentran en desarrollo actualmente muestran un gran interés por el uso de la banda S para el enlace de bajada.

Tabla 2.1 Asignación de bandas de frecuencias

Banda de frecuencia (símbolo)	Región del espectro
VHF	30-300 MHz
UHF	300-3000 MHz
L	1-2 GHz
S	2-4 GHz
C	4-8 GHz
X	8-12 GHz
Ku	12-18 GHz
K	18-27 GHz
Ka	27-40 GHz
V	40-75 GHz
W	75-110 GHz
mm	110-300 GHz
μm	300-3000 GHz

2.5 Resumen

En este capítulo se describió el funcionamiento de un satélite. Las leyes de Kepler las cuales rigen la dinámica orbital de los objetos en el espacio; además se mencionó la clasificación de las órbitas donde se puede ubicar un satélite.

Se especificaron los elementos que conforman un sistema satelital. De forma general se definieron cada uno de los componentes y subsistemas con los que cuenta un satélite; describiendo las características particulares que presentan estos componentes en un nanosatélite.

En el capítulo 3 se abordarán los conceptos y parámetros que describen el análisis del cálculo de enlace satelital.

Capítulo 3

Modelado del cálculo de Enlace Satelital

Básicamente un enlace satelital se conforma de tres etapas. Dos están ubicadas en la estación terrena, conocidos como modelos de enlace de subida o de bajada, y la tercera etapa está ubicada en el espacio, donde la señal de subida pasa por el transpondedor del satélite y se regresa a la Tierra a menor frecuencia (frecuencia intermedia) a la que fue transmitida. En este capítulo se explican los conceptos y parámetros que intervienen en la caracterización y cálculo de un enlace satelital.

3.1 Geometría de un enlace satelital

Para evaluar un sistema de comunicación satelital, es necesario conocer la geometría del enlace, esto es, la localización del satélite y la estación terrena, además de su ubicación de uno con respecto al otro. Para esto se definen los siguientes parámetros [25]:

- Distancia de la estación terrena al satélite.
- El ángulo de acimut de la estación terrena al satélite.
- El ángulo de elevación de la estación terrena con respecto al satélite.

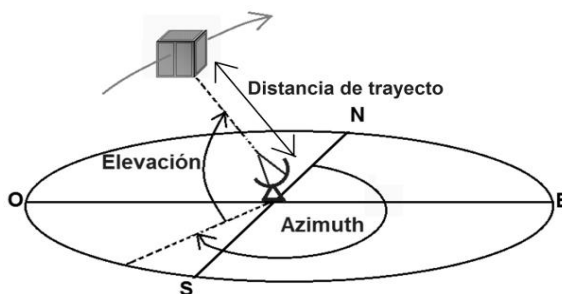


Figura 3.1. Descripción geométrica del Ángulo de elevación y acimut.

Los ángulos de elevación y acimut, ó ángulos de vista, son la dirección a la cual debe apuntar la estación terrena para tener línea de vista directa con la nave espacial.

Conocer los ángulos de vista al satélite permite al operador del sistema satelital identificar los momentos en que el satélite puede tener comunicación directa con la antena en Tierra. Generalmente, se limita a ángulos de elevación mayores a 10° .

Por definición el Acimut es el ángulo que con el meridiano forma el círculo vertical que pasa por un punto de la Tierra. En nuestro contexto es el ángulo entre el Norte terrestre y la proyección de la recta que forman la estación terrena y el satélite en el plano local horizontal, en el sentido de las manecillas del reloj, como se observa en la figura 3.1. El ángulo de elevación es el ángulo comprendido entre la recta que forman la estación terrena y el satélite, y la proyección de esa recta en el plano horizontal.

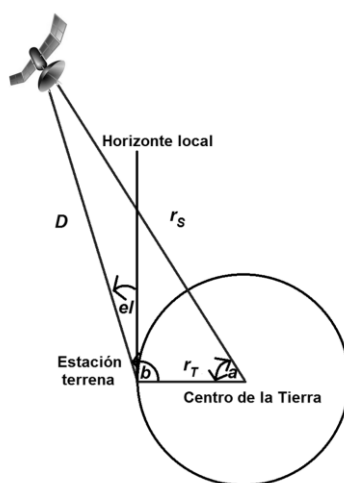


Figura 3.2. Distancia estación terrena – satélite.

3.1.1. Distancia de la estación terrena al satélite

Considerando la figura 3.2, la distancia entre el satélite y la estación terrena, D , se calcula de la siguiente forma:

$$D = r_s \cdot \sqrt{\left[1 + \left(\frac{r_T}{r_s}\right)^2 - 2\left(\frac{r_T}{r_s}\right)\cos a\right]} \quad (3.1)$$

donde r_s = Vector centro de la Tierra-satélite, r_T = Vector centro de la Tierra-estación terrena=6378.14 km, y a = está dada por la ecuación (3.2).

$$a = \cos^{-1} [\cos L_e \cdot \cos L_s \cdot \cos(l_s - l_e) + \sin L_e \cdot \sin L_s] \quad (3.2)$$

Donde L_e = latitud de la estación terrena, L_s = latitud del punto subsatelital, l_e = longitud de la estación terrena, l_s = longitud del punto subsatelital.

La distancia de trayecto determina algunos parámetros importantes en el análisis satelital, entre ellos las pérdidas por propagación en el espacio libre, la cual depende directamente de este valor.

3.1.2. Ángulos de vista del satélite

El ángulo de elevación determina la inclinación con la que la señal atraviesa la atmósfera. Es decir, interviene en el nivel de degradación que va a sufrir la señal con respecto a los fenómenos atmosféricos, como la atenuación por lluvia, absorción atmosférica y centelleo. Utilizando las expresiones (3.1) y (3.2), es posible obtener el valor del ángulo de elevación, el , y el ángulo de acimut, az .

$$el = \cos^{-1} \left(r_s \frac{\sin a}{D} \right) \quad (3.3)$$

El ángulo de acimut, se obtiene de (3.4):

$$az = \tan^{-1} \left[\frac{\tan(l_e - l_s)}{\sin L_e} \right] \quad (3.4)$$

3.2 Parámetros de un enlace satelital

Los parámetros de un enlace satelital son todos aquellos elementos que conforman al modelo del enlace. Estos parámetros se encuentran en todas las partes del mismo en la que se generan pérdidas de potencia, ya sean provocadas por la forma del terreno o por los aspectos que ocasionan que las señales de radio se desgasten al cruzar el espacio libre, así como la atmósfera.

Una herramienta para analizar y modelar los fenómenos y características que afectan el desempeño de los enlaces satelitales, es el cálculo de enlace. Este consiste en una serie de ecuaciones matemáticas que ofrece una aproximación del desempeño del sistema de comunicación. Realizar esta serie de operaciones permite al diseñador del sistema de comunicación ajustar ciertos parámetros para lograr un funcionamiento de acuerdo a un umbral esperado.

3.2.1 Potencia de transmisión

Se encuentra limitada por el sistema de potencia del satélite, el cual suele estar conformado por baterías y celdas solares. Para el caso de satélites de grandes dimensiones, la potencia de transmisión suele ubicarse en el rango de 10 a 200 W. A diferencia de satélites pequeños (nanosatélites y picosatélites) que manejan potencias en el rango de 1 a 5 W [33].

La potencia del transmisor (P) se especifica en Watt. En decibeles, el término para la potencia del transmisor es;

$$P_{dBW} = 10 \log_{10} P \quad (3.5)$$

donde P es el valor de la potencia [W] y P_{dBW} potencia del transmisor [dBW].

3.2.2 Ganancia de la Antena

La ganancia de la antena, medida en dBi, se refiere a la relación que existe entre la potencia radiada por una antena isotrópica a una distancia y la densidad de potencia que radiaría la misma antena pero en una sola dirección, con igual cantidad de potencia entregada.

$$G = \frac{\text{potencia transmitida con una antena hacia el receptor}}{\text{potencia transmitida por una antena isotrópica}} \quad (3.6)$$

3.2.3 Potencia Radiada Isotrópica Efectiva (PIRE)

La PIRE o Potencia Isotrópica Radiada Efectiva, se define como una medida que indica la fuerza con que una señal se transmite hacia un satélite o hacia una estación terrena. La ecuación (3.7) muestra que la PIRE es el producto de la potencia del transmisor (P) y la ganancia de la antena (G).

$$PIRE(dBW) = 10 \log_{10}(P \cdot G) \quad (3.7)$$

3.2.4 Pérdidas por trayectoria en el espacio libre

El espacio libre es un medio homogéneo libre de corrientes y cargas eléctricas, en el cual las ondas viajan en línea recta entre las antenas transmisoras y receptoras. Estas pérdidas se relacionan directamente con la distancia del enlace de radio y la frecuencia de operación del sistema de comunicación. La ecuación 3.8 muestra las pérdidas por propagación en el espacio libre.

$$L_s(dB) = 10 \log_{10} \left[\frac{(4\pi)(D)(f)}{c} \right]^2 \quad (3.8)$$

Donde L_s = pérdidas por propagación en el espacio libre, c = velocidad de la luz (3×10^8 m/s), D = distancia del transmisor al receptor y f = frecuencia de operación del enlace.

3.2.5 Pérdidas por fenómenos atmosféricos

Además de los efectos por la distancia que recorre una señal en el espacio, es necesario conocer la ubicación geográfica de donde se efectuará el enlace. Lo anterior con el objetivo de conocer la influencia del clima en el cálculo de enlace. La atenuación de la señal en la atmosfera se debe principalmente a los siguientes efectos:

- Pérdidas por lluvia.
- Centelleo ionosférico y troposférico.
- Absorción atmosférica.
- Atenuación y depolarización por lluvia.
- Rotación del campo eléctrico de la señal.

3.2.6 Pérdidas por desacople de apuntamiento de antenas

Las pérdidas por desacople de apuntamiento de las antenas (figura 3.3) ocurre cuando el vector de máxima ganancia de la antena transmisora no se encuentra alineado con el vector de máxima ganancia de la antena receptora y viceversa. Las pérdidas por desacople de antenas se determina por la ecuación 3.9;

$$\begin{aligned} L_T(dB) &= 12(\theta_T / \theta_{3dB})^2 \\ L_R(dB) &= 12(\theta_R / \theta_{3dB})^2 \end{aligned} \quad (3.9)$$

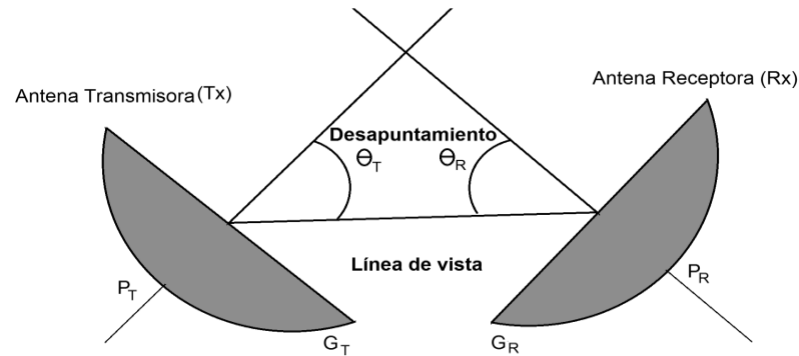


Figura 3.3. Diagrama del apuntamiento entre dos antenas.

3.2.7 Pérdidas en el equipo de transmisión y recepción.

Atenuación de potencia de la señal también ocurre en los puntos intermedios de los equipos de transmisión y recepción. En el equipo transmisor, la disminución de potencia se produce cuando la señal se transmite de la salida del transmisor a la antena, ya sea por un medio alámbrico o inalámbrico. En la recepción ocurre de la misma forma.

3.2.8 Potencia de ruido

El ruido se define como cualquier tipo de energía que corrompe o perjudica a las señales de interés. La potencia de ruido nocivo para un enlace satelital es el que se presenta en el ancho de banda de la señal modulada. Este ruido comúnmente se modela como ruido blanco, para el cual la densidad espectral de potencia es constante en toda la banda de frecuencia.

La potencia de ruido equivalente $N[W]$ que captura un receptor con un ancho de banda de ruido equivalente B_N , comúnmente igual al ancho de banda utilizado por la señal ($B = B_N$), está dado por:

$$N = N_0 B_N \quad [W] \quad (3.10)$$

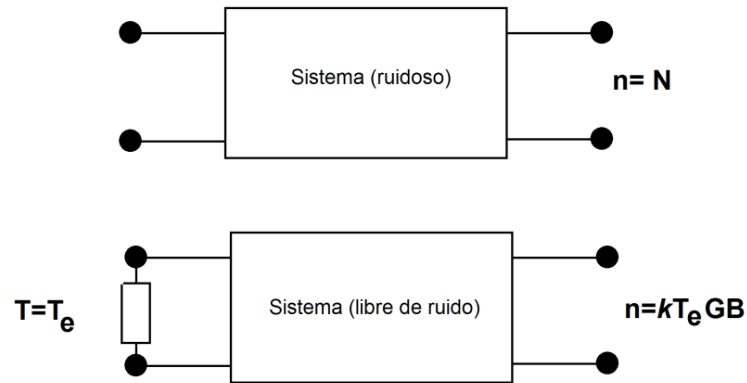


Figura 3.4. Temperatura de ruido a la entrada de un elemento.

3.2.9 Temperatura de ruido

En los sistemas de comunicaciones existe un parámetro que se conoce como índice de ruido, éste se produce por todos los objetos cuya temperatura está por encima del cero absoluto. La temperatura de ruido de una fuente de ruido que entrega una densidad espectral de potencia de ruido N_0 [W/Hz ó J], se calcula mediante la siguiente expresión;

$$T[^\circ K] = \frac{N_0}{k} \quad (3.11)$$

donde k =constante de Boltzman= 1.379×10^{-23} J/K.

3.2.10 Temperatura de ruido del receptor

La temperatura de ruido efectiva (T_e) a la entrada de un elemento de cuatro puertos, se le conoce como la temperatura termodinámica de una resistencia, que al colocarse en la entrada de un elemento libre de ruido, generará la misma potencia disponible de ruido que en la salida del elemento en un ancho de banda dado. Es decir, T_e es una medida del ruido generado por los componentes internos del elemento. Así, igualando las ecuaciones de

ruido generados en ambos sistemas como se observa en la figura 3.4, se obtiene lo siguiente:

$$N[W] = kT_e GB \quad (3.12)$$

donde k = constante de Boltzman = 1.379×10^{-23} J/K, G = ganancia del componente, B = ancho de banda.

La Figura de Ruido o Factor de Ruido es una métrica que caracteriza el comportamiento de un dispositivo con respecto al ruido. Es la relación de la potencia de ruido total a la salida de un componente con la misma potencia generada por una fuente en la entrada del componente con una temperatura de ruido igual a la temperatura de referencia $T_0 = 290$ K. Esto es:

$$F = \frac{[Gk(T_e + T_0)B]}{[GkT_0B]} = \frac{T_e + T_0}{T_0} = 1 + \frac{T_e}{T_0} \quad (3.13)$$

Considerando que el receptor se compone de varias etapas (n) (amplificador de bajo ruido, mezclador de frecuencia intermedia), cada una con su Factor de Ruido (F_i) y ganancia (G_i), entonces la figura de ruido equivalente incluyendo las distintas etapas del receptor se puede calcular con la expresión (3.14);

$$F_R = F_1 + \frac{(F_2 - 1)}{G_1} + \frac{(F_3 - 1)}{(G_1 G_2)} + \frac{(F_4 - 1)}{(G_1 G_2 G_3)} \dots \frac{(F_n - 1)}{(G_1 G_2 \dots G_{n-1})} \quad (3.14)$$

3.2.11 Temperatura de ruido de la antena receptora

Hay dos fuentes importantes de ruido en un sistema de comunicación satelital; el ruido producido por el receptor o algún dispositivo activo, y el ruido que captura el patrón de radiación de la antena receptora al apuntar al espacio.

El ruido en la antena se produce por varias fuentes, y se captura por el lóbulo principal y lóbulos menores del patrón de radiación. Las fuentes que aportan son el ruido

galáctico, cósmico, atmosférico, la Tierra, el sol; incluso, señales interferentes de otros sistemas de comunicación. Estos aportes de ruido se calculan en base a la frecuencia de operación y el ángulo de elevación de la antena.

La atenuación de la señal debido a los fenómenos atmosféricos (lluvia, centelleo, absorción atmosférica), también introducen ruido al sistema y su contribución total al ruido de la antena se calcula con la siguiente ecuación:

$$T_{at}[^{\circ}K] = (L_{at} - 1)T_m \quad (3.15)$$

donde T_{at} = temperatura de ruido ocasionado por el fenómeno atmosférico que se considere, L_{at} = atenuación producida por el fenómeno atmosférico y T_m = temperatura del medio ambiente.

3.2.12 Temperatura de ruido total

La temperatura de ruido en el demodulador (Figura 3.5) se puede calcular mediante (3.16):

$$T_D[^{\circ}K] = \frac{T_A}{L} + T_{Fi} \left(1 - \frac{1}{L}\right) + T_R \quad (3.16)$$

donde T_R = temperatura de ruido del receptor, T_A = temperatura de ruido de la antena.

En la ecuación se presenta una conexión entre la antena y el receptor con una posible atenuación (L) y una temperatura física (T_{Fi}). Por lo que la potencia de ruido total se obtiene al utilizar la expresión (3.17):

$$N[^{\circ}K] = kT_D B \quad (3.17)$$

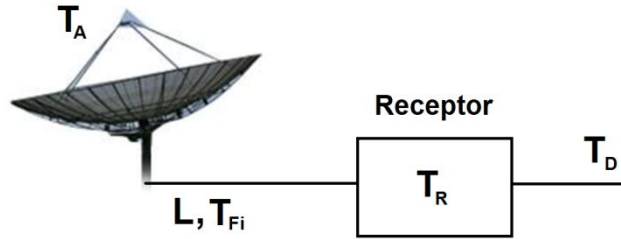


Figura 3.5. Elementos de una estación terrena.

3.2.13 Figura de Mérito de la Antena receptora (G/T)

Los parámetros para caracterizar el desempeño de un sistema de recepción son: la ganancia de recepción y temperatura de ruido total del sistema. La relación G/T es una medida del factor de desempeño de un equipo de recepción y una característica de gran importancia para el enlace satelital. Esta figura de mérito permite al diseñador del enlace establecer un compromiso entre la ganancia de la antena receptora (G) ya la temperatura de ruido del sistema (T) para un valor de G/T conveniente.

Es posible mejorar el desempeño de la antena receptora (en el satélite) si se utilizan antenas con diámetros de mayor tamaño, sin embargo utilizar antenas muy grandes presenta inconveniente para su control y operación. Otra manera de mejorar el desempeño es implementar amplificadores de bajo ruido más efectivos, sin embargo éstos presentan un costo mayor.

3.2.14 Relación Señal a Ruido (SNR)

La relación Señal a Ruido (SNR), es la relación entre la potencia de la señal de transmisión en el receptor y la potencia del ruido que se presenta en todo el enlace, en un mismo ancho de banda y se puede calcular mediante la siguiente expresión;

$$SNR[dB] = P_T + G_T + G_R - L_P - N \quad (3.18)$$

donde P_T = potencia de transmisión,

G_T =ganancia de la antena transmisora,

G_R =ganancia de la antena receptora,

L_p = total de pérdidas que se presenta en el enlace

N = potencia total de ruido en el sistema.

La relación señal a ruido en un enlace de comunicación satelital suele presentarse como la relación de la potencia de la portadora (C) de banda ancha (potencia combinada de la portadora y sus bandas laterales) entre la densidad de ruido (N_0). La densidad espectral del ruido N_0 es la potencia del ruido en un ancho de banda (B) de 1 Hz, y es uniforme en frecuencias de microondas.

$$N_0[dBW / Hz] = \frac{N}{B} \quad (3.19a)$$

La razón portadora a densidad espectral de ruido (C/N_0) se utiliza comúnmente en sistemas de comunicación analógicos. La relación portadora a ruido (C/N) es una relación más específica de la calidad de la señal ya que toma en cuenta la intensidad de la señal a ruido en todo el ancho de banda del canal de transmisión. Esta relación se encarga de reunir todos los tipos de pérdidas y ganancias evaluando la eficiencia de un enlace.

$$\frac{C}{N} = \frac{C}{N_0} - B \quad (3.19b)$$

En el caso de comunicaciones digitales, el parámetro que se considera es la razón de Energía de Bit por Densidad Espectral de ruido (E_b/N_0). Esta relación permite comparar sistemas digitales que utilizan distintos esquemas de modulación digital o técnicas de codificación

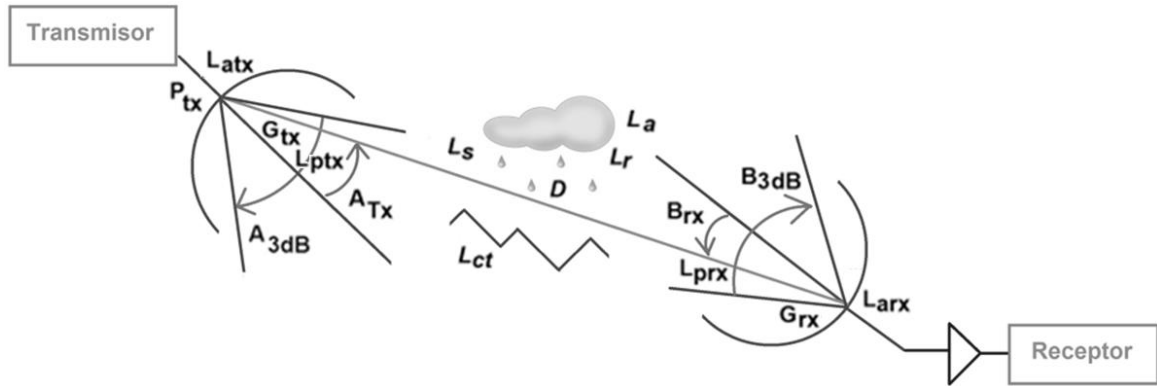


Figura 3.6. Diagrama del enlace de bajada en un Sistema de comunicación satelital.

3.3 Cálculo de Enlace

En la figura 3.6, se presenta un diagrama que representa los elementos que intervienen para el cálculo del enlace de bajada de un sistema de comunicación satelital. Para tener mejor precisión del cálculo del enlace, se deben tomar en cuenta la mayor cantidad de factores que pueden influir en la transmisión, tales como; propagación y recepción de la señal, pérdidas por lluvia, absorción atmosférica, entre otros.

Aunque para el cálculo de un enlace satelital debe tomarse en cuenta el análisis del enlace de subida como el de bajada, en este trabajo solo estamos considerando el análisis del enlace de bajada. Lo anterior se debe a que el objetivo principal del proyecto es evaluar las prestaciones que ofrecen las diferentes antenas que pueden utilizarse en el nanosatélite. La métrica de evaluación del enlace de comunicación que se considera en este trabajo es la relación E_b/N_0 (energía de bit/densidad espectral de ruido). Su valor se obtiene apartir de la siguiente ecuación:

$$E_b/N_0[dB] = PIRE + L + G - 10\log_{10}(T \cdot k) - 10\log_{10}(R) \quad (3.20)$$

Donde:

- $PIRE = P_{tx} + G_{tx} + L_{atx} + L_{ptx} (dB)$ [Potencia Radiada Isotrópica Efectiva] (3.21)

P_{tx} = Potencia de transmisión (3.5).

G_{tx} = Ganancia de la antena transmisora (3.6).

L_{atx} = Pérdidas en el transmisor.

L_{ptx} = Pérdidas por desapuntamiento de la antena transmisora (3.9).

- $L = L_S + L_{fa} (dB)$ (3.22)

L_S = Pérdidas por trayectoria en el espacio libre (3.8).

L_{fa} = Pérdidas por fenómenos atmosféricos: lluvia, absorción atmosférica y centelleo troposférico (Apéndice A, B y C).

- $G = G_{rx} + L_{arx} + L_{prx} (dB)$ (3.23)

G_{rx} = Ganancia de la antena receptora (3.6).

L_{prx} = Pérdidas por desapuntamiento de la antena receptora (3.9).

L_{arx} = Pérdidas en el receptor.

- $T = T_a + T_R (^{\circ}K)$ (3.24)

T_a = Temperatura en la antena. Generado por absorción atmosférica, lluvia, centelleo troposférico, así también el ruido cósmico en el entorno (3.15). (Apéndice A, B y C)

T_R = Temperatura de ruido por los componentes del receptor (3.14).

- R = Tasa de transmisión del enlace, comúnmente (bit/s).

El margen del enlace se refiere a la diferencia de la relación E_b / N_0 que se detecta en el receptor en un enlace y la cantidad mínima de E_b / N_0 necesaria para que el enlace se cumpla con una calidad necesaria. Evidentemente, cuando el margen de enlace es mayor, las posibilidades reales de que la información sea transmitida con éxito son mayores.

3.4 Modulación Digital

El término modulación se refiere a las técnicas para transportar información sobre una onda electromagnética portadora, comúnmente una onda sinusoidal. Utilizar modulación digital en un sistema de comunicación propicia una mayor capacidad de información y una mejor calidad en el enlace de comunicación. Sin embargo, el diseñador se enfrenta a limitaciones como el ancho de banda disponible, la potencia y el nivel de ruido del sistema [38].

El objetivo en una transmisión digital es transferir la mayor cantidad de información con una calidad aceptable utilizando el menor ancho de banda posible. La calidad de una transmisión se define por la tasa de error de bit (BER) y se encuentra en función de la relación de E_b / N_0 .

Una señal sinusoidal tiene tres propiedades que define sus características: amplitud, frecuencia y fase. Dependiendo de la propiedad con la que se actúe, existen distintos tipos de modulación. Para comprender y comparar las características de las diferentes tipos de modulación es importante definir algunos términos:

- Tasa de símbolo (S). En una transmisión digital, el modulador realiza un mapeo de la información digital en formas de onda análogas. Este proceso se lleva a cabo tomando bloques de k bits de $M=2^k$ posibles formas de onda de periodo T . Por lo que, la tasa de símbolo (S) y la tasa de bit (R_b) se relacionan por la siguiente expresión.

$$S = \frac{R_b}{\log_2 M} = \frac{\text{tasa de bit}}{\text{no. de bit por símbolo}} \quad (3.25)$$

El ancho de banda necesario para el canal de comunicación depende de la tasa de símbolo y no de la tasa de bit.

- *BER*. Es una medida de la calidad de la señal, es una de la figura de merito más importante para el caso de enlaces digitales. El *BER* se encuentra en función de E_b / N_0 . De forma general, se define como el número de bits o bloques que se reciben incorrectamente, en relación a un total de bits enviados por el transmisor durante un intervalo de tiempo determinado.

3.4.1 Modulación por desplazamiento de fase (PSK)

Una de la forma más común de modulación digital es la modulación PSK (en inglés, Phase Shift Keying). Su expresión analítica general es [38]:

$$S_i(t) = \sqrt{\frac{2E}{T}} \cos[\omega_0 t + \varphi_i(t)] \quad \begin{array}{l} 0 \leq t \leq T \\ i = 1, \dots, M \end{array} \quad (3.26)$$

donde E = Energía de símbolo, T = duración del símbolo. El término fase, $\varphi_i(t)$ (3.27), tendrá M valores discretos, comúnmente:

$$\varphi_i(t) = \frac{2\pi}{M}, i = 1, \dots, M \quad (3.27)$$

En modulación PSK M-aria, un símbolo es representado por uno de M estados de fase de una portadora sinusoidal. Para el caso de una PSK binaria (BPSK), se utilizan dos estados, comúnmente 0° y 180° , los cuales representan un 1 y 0 binario. Dependiendo del número de símbolos (M) utilizados en la modulación, los esquemas se conocen como (ver figura 3.7):

- BPSK (Binary Phase Shift Keying). Utiliza dos símbolos con un bit por cada símbolo.
- QPSK (Quaternary Phase Shift Keying). Hay cuatro estados de fase representando los símbolos 11, 10, 01 y 00. Cada símbolo contiene par de bit. Un modulador QPSK puede ser considerado como dos moduladores BPSK desfasados por 90° .
- MPSK. Tiene M símbolos. Como ejemplo 8PSK, maneja 8 símbolos con tres bit cada uno.

Para señales moduladas en banda base, el ancho de banda necesario se define por la tasa de símbolos. Sin embargo, en esquemas de modulación pasa-banda (ejemplo. BPSK, QPSK) el ancho de banda necesario para la transmisión es el doble que el de las señales en banda base, esto es, dos veces la tasa de símbolos.

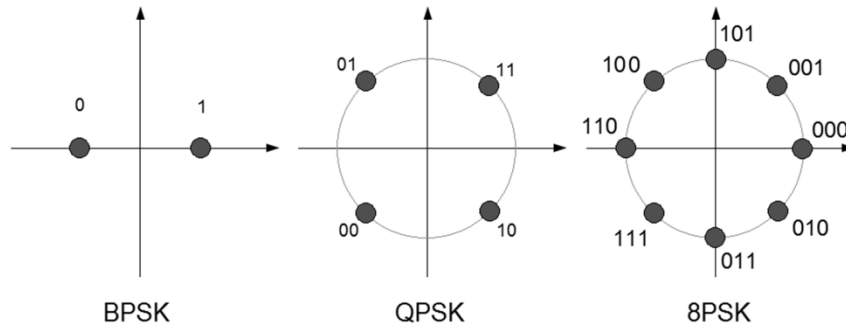


Figura 3.7. Diagrama de constelación de BPSK, QPSK y 8PSK.

Comúnmente QPSK es mayormente implementado que BPSK, ya que para una tasa de bit y un BER ambos necesitan de la misma potencia, sin embargo QPSK requiere solo la mitad del ancho de banda que BPSK. Para esquemas de modulación PSK de mayor orden, como el caso de 8PSK, el ancho de banda es de solo un tercio del ancho de banda precisado por BPSK, sin embargo utilizar una constelación con símbolos muy cercanos genera una mayor dificultad en el receptor para distinguir los símbolos. Por lo que para un determinado BER la potencia necesaria es mayor a comparación de BPSK o QPSK.

Una variante de la modulación PSK, es DPSK (Differential PSK) o modulación diferencial por desplazamiento de fase [38]. Esta técnica permite la demodulación sin necesidad de utilizar una referencia de la portadora recibida. En el esquema DPSK la fase de la portadora en el intervalo previo en el receptor puede utilizarse como referencia de fase para realizar la demodulación. De manera general DPSK es menos eficiente que PSK, se puede decir que el ruido asociado a DPSK es el doble en comparación a PSK. Como consecuencia, el BER para DPSK es aproximadamente dos veces (3 dB) peor que en PSK.

- BPSK.

$$BER_{BPSK} = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) \quad (3.28)$$

- QPSK

$$BER_{QPSK} = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_0}}\right) \quad (3.29)$$

- DPSK

$$BER_{DPSK} = \frac{1}{2} \exp\left(-\frac{E_b}{N_0}\right) \quad (3.30)$$

Donde

$$Q(x) = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi/2} \exp\left(-\frac{x^2}{2 \sin^2 \theta}\right) d\theta \quad (3.31)$$

3.4.2 Modulación por desplazamiento en frecuencia (FSK)

Otra alternativa en una transmisión digital es el esquema FSK. En este método la señal moduladora hace variar la frecuencia de la señal portadora para representar diferentes símbolos. La expresión general analítica es [38]:

$$S_i(t) = \sqrt{\frac{2E}{T}} \cos[\omega_i t + \varphi] \quad \begin{matrix} 0 \leq t \leq T \\ i = 1, \dots, M \end{matrix} \quad (3.32)$$

donde E = Energía de símbolo, T = duración del símbolo. El término de frecuencia ω_i toma M valores discretos, y la fase φ es una constante arbitraria.

El comportamiento de FSK con respecto al BER es más pobre que PSK. Por lo que no se suele utilizar en sistemas digitales de altas tasas y densidades de información. Sin embargo, es muy utilizado en enlaces de bajas velocidades y módems que utilizan canales analógicos. La tasa de error de bit para la modulación FSK es:

$$BER_{FSK} = Q\left(\sqrt{\frac{E_b}{N_0}}\right) \quad (3.33)$$

3.4.3 Modulación por desplazamiento mínimo (MSK)

Una forma particular de FSK es MSK (Minimum Shift Keying). La MSK es básicamente una modulación FSK binaria, en la que las dos frecuencias que se utilizan para representar la información se diferencian exactamente de 180° . A diferencia de FSK, MSK presenta un ancho de banda menor a pesar de tener un comportamiento en tiempo y frecuencia parecido. Por lo que MSK es una técnica de modulación espectralmente eficiente.

3.4.4 Modulación por desplazamiento de amplitud (ASK)

En su forma más simple ASK funciona como un interruptor que apaga y enciende la portadora, tal que la presencia de portadora indica un “1” y su ausencia “0”. El modulador es simplemente un multiplicador de los datos binarios por la señal portadora. ASK fue uno de las primeras formas de modulación digital utilizada para telegrafía a principios de 1900 [38]. Actualmente su uso está muy limitado; suele utilizarse en transmisiones de fibra óptica y para la transmisión del código Morse por radiofrecuencia.

3.4.5 Modulación en Amplitud en Cuadratura (QAM)

En QAM el mensaje se encuentra modulado tanto en amplitud como en la fase de la señal que se transmite. Esta técnica presenta un mejor aprovechamiento espectral. Es un esquema muy utilizado hoy en día, en aplicaciones como la transmisión de señales de televisión y microondas, y en sistemas satelitales. Suele utilizarse aplicaciones de alta velocidad de información con un ancho de banda limitado.

La probabilidad de error en la modulación QAM, para una modulación M-QAM, donde $M=2^k$ y k es par, se calcula de la siguiente manera:

$$P_B \approx \frac{2(1-L^{-1})}{\log_2 L} Q \left[\sqrt{\left(\frac{3 \log_2 L}{L^2 - 1} \right) \frac{2E_b}{N_0}} \right] \quad (3.34)$$

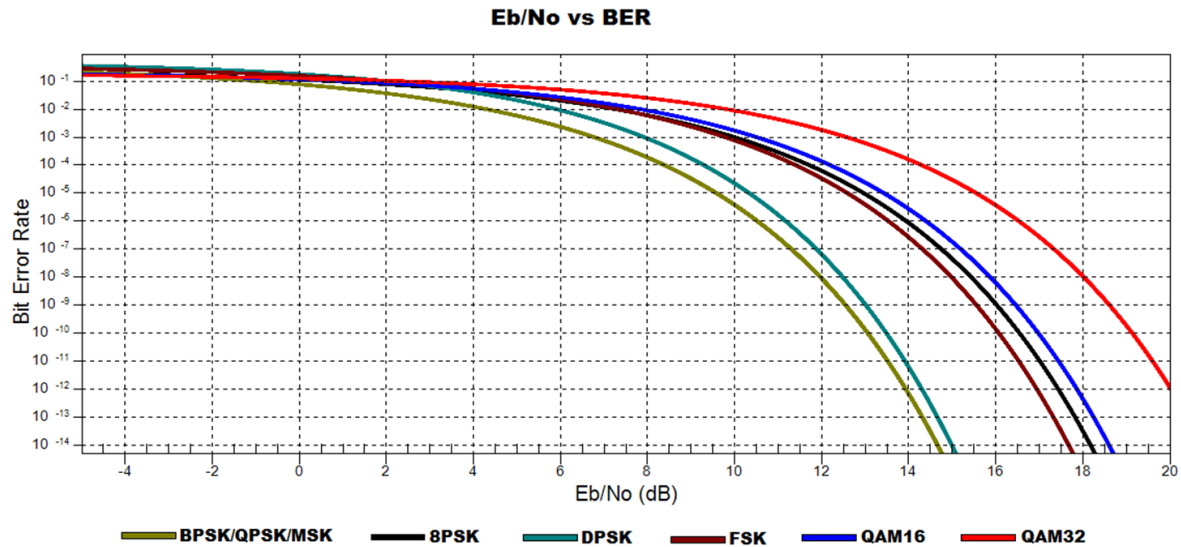


Figura 3.8. Estimación de BER para diferentes esquemas de modulación.

De las ecuaciones (3.28)-(3.34) se obtiene la figura 3.8, se puede observar el comportamiento del BER con respecto a la relación E_b/N_0 para los distintos esquemas de modulación digital anteriormente mencionados. Se observa un mejor desempeño por parte de la modulación PSK en referencia a eficiencia en energía, a diferencia de esquemas FSK o QAM. Sin embargo, como ya se mencionó en apartados anteriores la eficiencia espectral en modulaciones PSK es muy baja a diferencia de esquemas QAM los cuales requieren necesidades espectrales menores.

3.5 Resumen

En esta sección se describieron los conceptos necesarios para la caracterización de un enlace satelital, tales como: la distancia y los ángulos de vista de la estación terrena al satélite.

Parámetros que influyen en la calidad de un enlace satelital se mencionan en este capítulo, haciendo un especial énfasis en el enlace de bajada que es el que nos interesa. Se

establece de forma matemática las variables que participan en un cálculo de enlace. Estas comprenden las pérdidas y ganancias de las diferentes fuentes que están involucradas en un enlace de comunicación satelital.

También se definen los diferentes esquemas de modulación que se pueden utilizar en un sistema de comunicación digital. Se menciona la eficiencia que tienen estos métodos de modulación con respecto a los recursos que se tienen en un enlace; energía y ancho de banda. En el siguiente capítulo se presentan los conceptos y parámetros que definen el desempeño de una antena y que son necesarios para su diseño y caracterización

Capítulo 4

Fundamentos básicos de Antenas

La antena es un componente fundamental para llevar a cabo la comunicación entre el satélite y la estación terrestre, ya que permite la transmisión y recepción de señales de telemetría y control, así como la información recolectada por parte del satélite. Es importante contar con un diseño adecuado de la antena tomando en cuentas el contexto donde se utilizará. El éxito en la exploración del espacio exterior propició un adelanto en lo referente a teoría de antenas. Debido a la necesidad de comunicarse a largas distancias, se han diseñado formas sofisticadas de antenas para conseguir transmitir y recibir señales que viajan miles de kilómetros. En los siguientes apartados se presentan las características principales que deben tomarse en cuenta para el análisis, diseño y caracterización de una antena.

4.1 Antenas

Las antenas son los dispositivos de los sistemas de comunicación específicamente diseñadas para radiar o recibir ondas electromagnéticas [32]. Funcionan como interface en el canal de comunicación para el transmisor y receptor.

La antena convierte ondas guiadas de una estructura de transmisión a ondas radiadas al espacio libre y viceversa.

4.2 Tipos de antenas

Las antenas pueden clasificarse de acuerdo a su estructura y su modo de propagación en las siguientes categorías [32].

4.2.1 Antenas de hilo o alambre

Las antenas de hilo son antenas cuyos elementos radiantes son conductores de hilo que tienen una sección despreciable respecto a la longitud de onda de la señal. Existen varias formas de antenas de hilo como el dipolo, la antena lazo y la hélice. Este tipo de antenas pueden tomar distintas formas, como la de un rectángulo, un cuadrado, una elipse u otras configuraciones. Se pueden encontrar en muchas aplicaciones como para la transmisión/recepción de señales de audio en automóviles, en celulares, entre otros.

4.2.2 Antenas de apertura

Las antenas de apertura son aquellas que utilizan superficies o aperturas para direccionar el haz electromagnético de forma que concentran la emisión y recepción de su sistema radiante en una dirección. La más conocida y utilizada es la antena parabólica, tanto en enlaces de radio terrestres como de satélite. La ganancia de dichas antenas está relacionada con la superficie de la parábola, a mayor tamaño mayor colimación del haz tendremos y por lo tanto mayor directividad.

4.2.3 Antenas Microcinta

Las antenas de microcinta se volvieron populares a partir de los 70s. Una antena de microcinta consiste de una muy delgada cinta metálica (parche) situada en una pequeña fracción de una longitud de onda encima de un plano de tierra. El parche de la antena microcinta es diseñado para obtener un patrón de radiación máximo normal al parche

(broadside radiator). Esto se puede lograr a través de una apropiada selección del modo (configuración del campo) de excitación debajo del parche. La cinta (parche) y el plano a tierra son separados por una lámina de material dieléctrico (referido como un sustrato). Pueden tener distintas configuraciones, sin embargo los parches rectangulares y circulares son los más populares debido a la facilidad de análisis y fabricación, además de sus atractivas características de radiación.

Estas antenas se pueden montar en la superficie de aeronaves, naves espaciales, satélites, misiles, automóviles, computadoras, entre otros.

4.2.4 Arreglo de antenas

Los arreglos de antenas están formados por un conjunto de dos o más antenas distribuidas y ordenadas de tal forma que en su conjunto se comportan como una única antena con un diagrama de radiación propio. La característica principal de estos arreglos de antenas es que su patrón de radiación es modificable, y es posible adaptarlo a diferentes aplicaciones o necesidades. Lo anterior se consigue controlando de manera individual la amplitud y fase de la señal que alimenta a cada uno de los elementos del arreglo. La aplicación principal de este tipo de antenas es en la construcción de antenas inteligentes

4.2.5 Antenas reflectoras

Su funcionamiento se basa en la reflexión de las ondas electromagnéticas por la cual las ondas que inciden paralelamente al eje principal se reflejan y van a parar a un punto denominado foco, que está centrado en el paraboloide [32]. En el caso de una antena receptora, en cambio si se trata de una antena emisora, las ondas que emanan del foco (dispositivo de emisión) se ven reflejadas y abandonan el reflector en forma paralela al eje de la antena. Cuando se desea la máxima directividad de una antena, la forma del reflector generalmente es parabólica, con la fuente primaria localizada en el foco y dirigida hacia el reflector. Las antenas con reflector parabólico, o simplemente antenas parabólicas se utilizan extensamente en sistemas de comunicaciones en las bandas de UHF a partir de

unos 800 MHz y en las de SHF y EHF. Entre sus características principales se encuentran la sencillez de construcción y elevada direccionalidad.

4.3 Parámetros de una antena

Las antenas se caracterizan por una serie de parámetros, en las siguientes secciones se describen los más comunes.

4.3.1 Ancho de banda

El ancho de banda define el buen comportamiento de la antena en base a un parámetro determinado, dentro de un rango de frecuencia. Los parámetros pueden ser impedancia de la antena, relación de onda estacionaria (VSWR), patrón de radiación, directividad, entre otros.

4.3.2 Impedancia de entrada

La impedancia de entrada es el cociente entre el voltaje aplicado a las terminales de entrada de la antena y la corriente resultante. De forma general, la impedancia de entrada de la antena (Z_A) consiste de una parte real (R_A) y una parte imaginaria (X_A), las cuales dependen de la frecuencia (ver figura 4.1).

$$Z_A(\omega) = R_A(\omega) + j \cdot X_A(\omega) \quad (4.1)$$

La parte resistiva (R_A) consta de dos componentes: una resistencia de radiación (R_r) y una resistencia de pérdidas (R_Ω).

$$R_A(\omega) = R_r(\omega) + j \cdot R_\Omega(\omega) \quad (4.2)$$

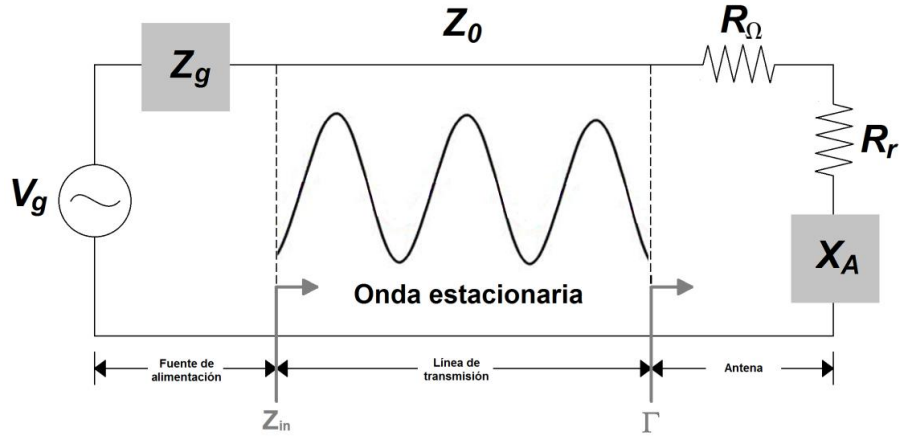


Figura 4.1. Circuito equivalente de Thevenin de una antena en modo de transmisión.

La resistencia de radiación es una equivalencia en forma óhmica a la potencia que radia la antena. La resistencia de pérdidas engloba la potencia que se pierden dentro de la misma antena. Por lo que la potencia radiada y la potencia disipada en calor, respectivamente, se obtienen:

$$P_r = \frac{1}{2} |I_0|^2 R_r \quad (4.3)$$

$$P_\Omega = \frac{1}{2} |I_0|^2 R_\Omega \quad (4.4)$$

El objetivo de una antena en transmisión es siempre radiar la mayor potencia posible, por lo que es importante llevar a cabo una correcta adaptación de la antena al componente que se encuentre conectado para lograr la máxima transferencia de potencia. Esto se logra cuando:

$$Z_g = Z_A^* \quad (4.5)$$

Existen varios parámetros para evaluar el nivel de acoplamiento de una antena.

- Coeficiente de reflexión (Γ). Esta variable ofrece una métrica de la transferencia de potencia a una antena. Se define como la relación entre la onda reflejada respecto a la onda incidente.

$$\Gamma = \frac{V_0^-}{V_0^+} = \frac{Z_L - Z_0}{Z_L + Z_0} \quad (4.6)$$

- Pérdidas por regreso (R_L). Es una medida logarítmica expresada en dB, que compara la potencia reflejada por la antena con la potencia con la cual se alimenta desde la línea de transmisión.

$$R_L = -20\log(|\Gamma|) \quad (4.7)$$

- Relación de Onda Estacionaria (Voltage Standing Wave Ratio, **VSWR**). El valor de VSWR trata la relación que existe entre la tensión mínima y máxima en la entrada de la antena. Este valor puede tomar valores entre 1 e infinito, esperando siempre que se encuentre lo más cercano a 1 para lograr una mejor adaptación.

$$VSWR = \frac{1 + |\Gamma|}{1 - |\Gamma|} \quad (4.8)$$

4.3.3 Diagrama o patrón de radiación

Una de las características fundamentales de la antena es la capacidad de radiar potencia en determinada dirección. El patrón de radiación de una antena es una función matemática o representación gráfica de las propiedades de dicha radiación; la mayoría de las veces se mide en la región de campo lejano. Se suele graficar en dos o tres dimensiones

(coordenadas polares o esféricas) en función del ángulo de orientación con respecto a la antena. Los parámetros más importantes del diagrama de radiación son: dirección de apuntamiento, densidad de potencia de radiación e intensidad de radiación.

Como se puede observar en la figura 4.2, de acuerdo a la forma que presenta el diagrama de radiación de una antena, esta se puede clasificar en tres tipos.

- Antena isotrópica. Un radiador isotrópico es una antena hipotética “sin pérdidas”, que realiza la radiación en todas direcciones y con la misma intensidad. Aunque este tipo de antenas suelen utilizarse como referencia para expresar las propiedades directivas de antenas actuales, no son físicamente realizables.
- Antena direccional. Es una antena capaz de concentrar la mayor parte de la energía radiada en una zona determinada, aumentando así la potencia emitida o recibida en esa dirección.
- Antena omnidireccional. Este tipo de antenas presentan un diagrama de radiación constante en un determinado plano, comúnmente el plano horizontal, y un patrón direccional en el plano ortogonal.

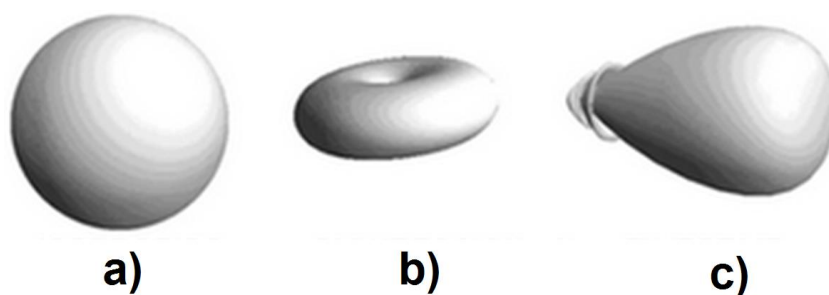


Figura 4.2. Patrón de radiación antenas: a) Isotrópica, b) Omnidireccional y c) Direccional.

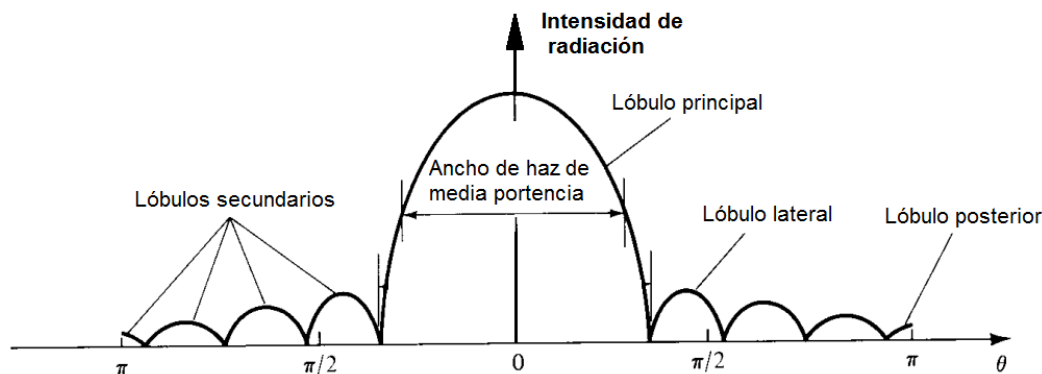


Figura 4.3. Características del patrón de radiación de una antena.

En referencia al análisis del diagrama de radiación de una antena, se le conoce como lóbulos a las porciones del patrón de radiación delimitadas por una intensidad de radiación. Se pueden clasificar en lóbulos mayores o principales, menores, laterales y traseros (ver figura 4.3).

- Lóbulo principal. Contiene la dirección de máxima radiación de la antena.
- Ancho de haz de media potencia. Es el espacio angular donde la intensidad de potencia de radiación disminuye a la mitad (-3 dB), se localiza en el lóbulo principal del patrón de radiación.
- Lóbulos secundarios. Se refiere a todos los lóbulos distintos al principal.
- Lóbulos laterales. Se encuentran adyacentes al lóbulo principal, generalmente son los de mayor potencia de todos los secundarios.
- Lóbulo posterior. Se localiza en dirección opuesta al lóbulo principal.

4.3.4 Regiones de campo

El espacio que rodea a una antena se subdivide en tres regiones o zonas (ver figura 4.4), la región de campos cercanos, región de Fresnel y la región de campos lejanos.

$$R_1 = 0.62\sqrt{D^3/\lambda} \quad (4.9)$$

$$R_2 = 2D^2 / \lambda \quad (4.10)$$

Donde:

R_1 = región de los campos cercanos (m),

R_2 = región de Fresnel (m),

D = dimensión de la longitud máxima de la antena (m),

λ = longitud de onda en el espacio (m).

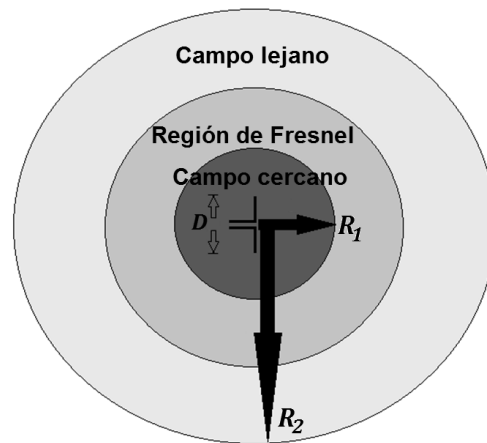


Figura 4.4. Diagrama de las regiones de campo de una antena.

- Región de campo cercano. Es la región más cercana a la antena, donde predomina energía reactiva. En esta zona los patrones de campo presentan cambios rápidos en su amplitud con la distancia.
- Región de Fresnel. Es la región que divide la región de campo cercano y la región del campo lejano.
- Región de campo lejano. En esta zona la distribución de campo angular es independiente de la distancia con respecto a la antena. En esta zona se evalúa el patrón de radiación de las antenas.

4.3.5 Densidad de potencia radiada

La densidad de potencia radiada ($P(\theta, \phi)$) se define como la potencia radiada por unidad de superficie en una dirección determinada. Se puede calcular a partir de los valores eficaces de los campos [32]:

$$P(\theta, \phi) = \text{Re}(\vec{E} \times \vec{H}) \quad [\text{W/m}^2] \quad (4.11)$$

En la región de campo lejano, la relación entre el campo eléctrico y el campo magnético es la impedancia característica del medio (η).

$$\left| \frac{\vec{E}}{\vec{H}} \right| = \eta \quad (4.12)$$

De las ecuaciones (4.11) y (4.12) se puede calcular la densidad de potencia de radiación, $P(\theta, \phi)$:

$$P(\theta, \phi) = \frac{|E_\theta|^2 + |E_\phi|^2}{\eta} \quad [\text{W/m}^2] \quad (4.13)$$

Integrando la densidad de potencia en una superficie esférica (S) que encierra a la antena se puede obtener la potencia total radiada por la antena, P_r :

$$P_r = \iint_S P(\theta, \phi) d\vec{S} \quad (4.14)$$

4.3.6 Intensidad de radiación

La intensidad de radiación ($U(\theta, \phi)$) es la potencia radiada por unidad de ángulo sólido en una determinada dirección. Su unidad es el Watt. Este parámetro es independiente a la distancia que se encuentre la antena, y se relaciona con la densidad de potencia radiada [32]:

$$U(\theta, \phi) = P(\theta, \phi) r^2 \quad [\text{W}] \quad (4.15)$$

4.3.7 Directividad

La directividad, $D(\theta, \phi)$, es la propiedad que tiene una antena de transmitir/recibir energía en una dirección en particular [32]. Se define como la relación entre la densidad de potencia radiada que tendría la antena real (4.13) y la densidad de potencia radiada que tiene una antena isotrópica (4.14), en una dirección dada y con una misma potencia total.

$$D(\theta, \phi) = \frac{P(\theta, \phi)}{P_r / (4\pi^2)} \quad (4.16)$$

4.3.8 Ganancia

La ganancia absoluta de una antena se encuentra definida por la relación de la intensidad, dada por la ecuación (4.15), en una dirección determinada, con respecto a la intensidad de radiación que se obtendría si la potencia de entrada de la antena fuera radiada

isotrópicamente. Esta última es igual a la potencia en la entrada de la antena dividida por 4π . La ecuación (4.17) representa la ganancia;

$$Ganancia = 4\pi \frac{\text{intensidad de radiación}}{\text{potencia en la entrada de la antena}} = 4\pi \frac{U(\theta, \phi)}{P_{in}} \quad (4.17)$$

La Ganancia se produce por el efecto de la directividad al concentrarse la potencia en las zonas indicadas en el patrón de radiación. En la mayoría de los casos se puede presentar el término “ganancia relativa”, esta es la relación de la ganancia de potencia en una dirección determinada con la ganancia de potencia de una antena referencia en la misma dirección. Donde la potencia de entrada en los dos casos debe ser la misma.

4.3.9 Eficiencia de radiación de la antena

La eficiencia de antena es la relación de la potencia radiada por una antena y la potencia entregada a la antena. La eficiencia de radiación (e_{cd}) se puede obtener de la siguiente forma:

$$e_{cd} = \left[\frac{R_r}{R_{\Omega} + R_r} \right] \quad (4.18)$$

Como ya se analizó anteriormente en el parámetro de impedancia de entrada de la antena (Figura 4.1); R_r corresponde a la resistencia de radiación, y R_{Ω} es la resistencia que representa las pérdidas en la antena (energía disipada). En la medida que la resistencia por pérdidas disminuya, la eficiencia de una antena será mayor.

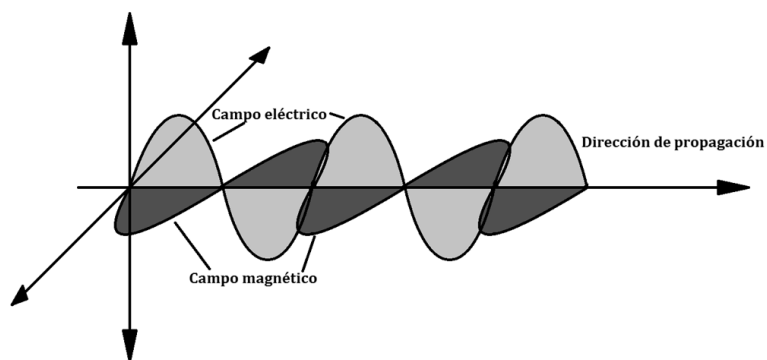


Figura 4.5. Rotación del plano electromagnético de una onda en función del tiempo.

4.3.10 Polarización de la antena

Las ondas que se radian están formadas por el campo magnético y el campo eléctrico. Estos campos varían en dirección y magnitud con respecto al tiempo, son ortogonales entre sí y perpendiculares a la dirección en que se propaga la señal, como se muestra en la figura 4.5.

La polarización de una onda radiada se define como la figura que forma en el extremo del vector de campo eléctrico que se mueve con respecto al tiempo en una ubicación fija en el espacio. La polarización de una antena se clasifica de forma general en tres tipos.

- **Polarización lineal.** Una onda se encuentra polarizada linealmente en un punto dado en el espacio, si el vector de campo eléctrico (o magnético) se encuentra orientado en la misma línea recta en cada instante de tiempo. Esto se logra si la diferencia de fase entre los dos componentes de campo es múltiplo de π .
- **Polarización circular.** Se da cuando el vector de campo eléctrico forma un círculo en función del tiempo. En la polarización circular las magnitudes de los componentes son iguales y la diferencia de fase entre ellas es múltiplo impar de $\pi/2$.

- Polarización elíptica. Como su nombre lo indica, una polarización elíptica genera un patrón de campo en forma elíptica en el espacio con respecto al tiempo. Se dice que si una antena no se encuentra polarizada linealmente ni de forma circular, esta tendrá una polarización elíptica.

4.4 Resumen

En este capítulo se describieron los fundamentos básicos que definen las características geométricas y electromagnéticas de las antenas.

También se detallan parámetros que sirven para caracterizar el desempeño de una antena, tales como; ancho de banda, patrón de radiación, directividad, polarización, entre otros.

En el capítulo 5 se describirá el proceso de caracterización de las antenas que se van a evaluar en un enlace satelital y cumplen con las limitaciones físicas de un nanosatélite. Se muestran parámetros como el ancho de banda con respecto a VSWR, pérdidas por regreso, patrón de radiación, entre otros.

Capítulo 5

Diseño y Simulación de Antenas para el Nanosatélite

Como se mencionó en capítulos anteriores, en este trabajo se propone evaluar tres tipos de antenas con base a las exigencias de un nanosatélite. En ese sentido las antenas consideradas son: la antena monopolo, hélice y parche. Cada una de estas antenas ya se han utilizado en varias misiones satelitales debido a su sencilla implementación y su reducido tamaño [5], [7], [14], [34].

En este capítulo se presentan las características físicas y electromagnéticas (ancho de banda, patrón de radiación y ganancia) de las antenas propuestas. Además se describen las cualidades de la antena utilizada en la estación terrena como referencia para evaluar el enlace de comunicación. Para lo anterior se utilizaron las herramientas de simulación 4NEC2 y Matlab.

5.1 Elección de las Antenas

Es importante mencionar que la evaluación de las antenas se realizará tomando en consideración únicamente el enlace de bajada (del satélite a la estación terrena) en la banda S a una frecuencia de operación de 2.2 GHz. El satélite cuenta con un sistema de control activo que permite que exista visión constante entre la antena del satélite y la estación terrena.

Debido a las características que existen en el espacio, a las vibraciones que se presentan al momento del lanzamiento del satélite al espacio, además de los requerimientos

y limitaciones de los nanosatélites [39], [40]; la implementación de la antena conlleva algunos desafíos tecnológicos como: el sistema de sujeción al satélite y el sistema de despliegue (en caso de ser necesario).

La estructura del CubeSat [3] se encuentra limitada en tamaño, peso y energía. La estructura del satélite puede tomar cuatro configuraciones posibles: 1U (10x10x10cm), 1.5U (10X10X15cm), 2U (10x10x20cm) y 3U (10x10x30 cm). Con respecto al sistema de energía del satélite, el tamaño del satélite juega un papel importante, ya que la cantidad de celdas solares que se pueden implementar en la superficie se encuentra reducida. Por lo que deben considerarse las dimensiones del sistema de antenas y su mecanismo de despliegue, ya que este sistema también se ubica en la superficie de la nave.

5.2 Antena Monopolo

El monopolo vertical o antena vertical es una antena constituida de un solo brazo rectilíneo irradiante en posición vertical. Sin embargo, para conocer sus propiedades es necesario describir las características de un dipolo. La antena dipolo es la antena más sencilla y popular. Consiste de dos líneas rectas de igual longitud, con una alimentación central, y con un radio mucho menor que el largo. La distribución de corriente, $I(z)$, en el dipolo de una longitud de $\lambda/2$ tiene una forma sinusoidal con un mínimo de corriente en los extremos, y un máximo en el punto de alimentación como se observa en la figura 5.1;

$$I(z) = I_m \sin \left[\beta \left(\frac{\lambda}{4} - |z| \right) \right] \quad (5.1)$$

donde I_m = valor constante de corriente eléctrica, $\beta \geq 2\pi / \lambda$, λ = la longitud de onda de operación.

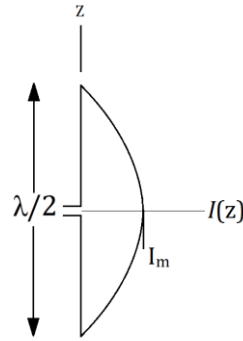


Figura 5.1. Distribución de corriente en un dipolo de $\lambda/2$.

En la figura 5.2, se presenta la estructura y el patrón de radiación de un dipolo de media onda. Se observa en el diagrama de radiación, que la antena posee un patrón de radiación omnidireccional. Esto es, directiva en el plano vertical y no lo es en el plano horizontal. Lo anterior se debe a su forma simétrica en su estructura.

Como se mencionó anteriormente, la antena monopolo es un derivado de la antena dipolo. Se forma al sustituir una mitad del dipolo, por un plano de tierra. Si el plano de tierra es lo suficientemente grande, el monopolo tendrá un comportamiento similar al del dipolo, ya que el plano funciona como un espejo. Sin embargo, en algunas aplicaciones el monopolo se implementa sin un plano de tierra, lo cual disminuye considerablemente el desempeño de la antena.

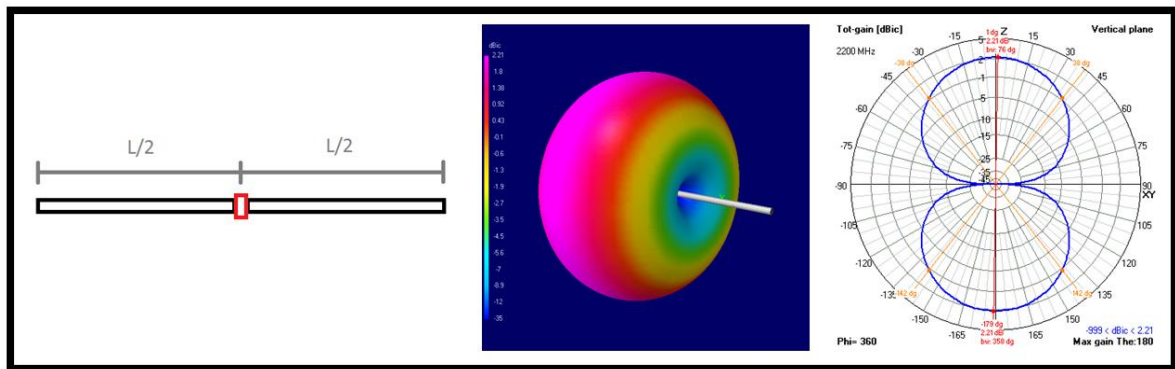


Figura 5.2. Estructura y patrón de radiación de una antena dipolo de $L=\lambda/2$.

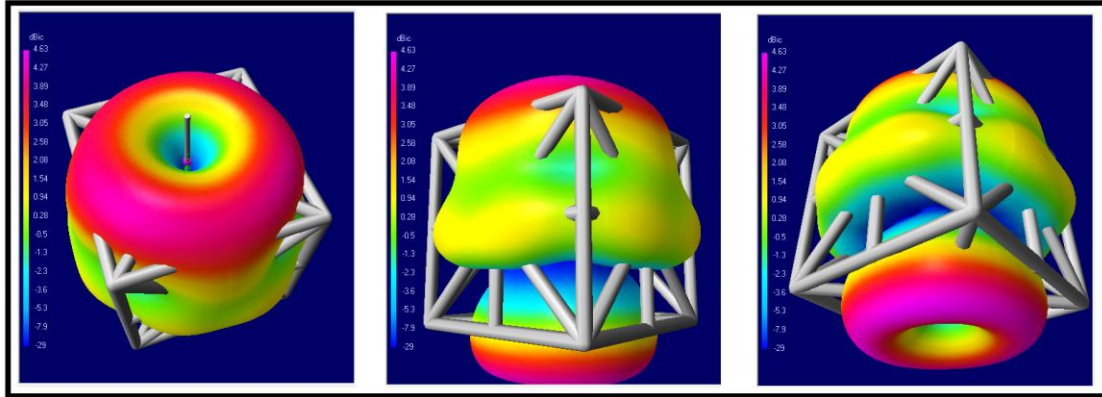


Figura 5.3. Patrón de radiación de la antena monopolo $1/4\lambda$ en el satélite.

Para nuestro caso, la antena empleada en el satélite es un radiador monopolo. Comúnmente utilizada en nanosatélites debido a su sencillez y facilidad de construcción [14]. Se maneja una longitud de $1/4 \lambda$, lo cual es conveniente debido a las restricciones en tamaño y peso, del estándar utilizado [2], [3]. El largo de la antena, tomando en cuenta una frecuencia de operación de 2.2 GHz, se puede calcular de la siguiente manera:

$$\lambda = \frac{c}{f} \left(\frac{1}{4} \right) = 3.4 \text{ cm} \quad (5.2)$$

donde c = velocidad de la luz = $3 \times 10^8 \text{ m/s}$, f = frecuencia de operación de la antena = 2.2 GHz, λ = longitud de onda.

Si no se utiliza un plano de tierra como tal, es posible ubicar la antena monopolo en el centro de una de las caras del satélite. En esta caso, la misma estructura del satélite infuye en las características de propagación de la antena. En la figura 5.3 se puede observar este efecto, el patrón de radiación que se produce presenta omnidireccionalidad y una ganancia máxima de 4.63 dB, por lo que se deduce que la misma estructura del satélite funciona como reflector.

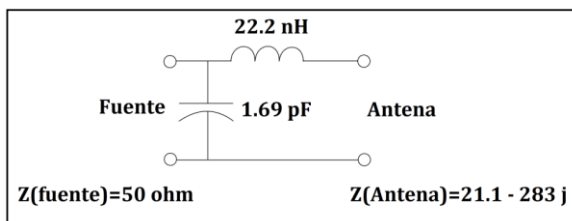


Figura 5.4. Circuito de acoplamiento de la antena monopolo $1/4\lambda$.

Para el análisis anterior, se utilizó una red para el acoplamiento de la antena, y una alimentación de la antena con un cable coaxial con una impedancia característica de 50Ω (Figura 5.4).

El comportamiento de VSWR y las pérdidas por regreso de la antena monopolo se presenta en la Figura 5.5. Considerando un $\text{VSWR} < 2$ y pérdidas por regreso menor a 10dB como nivel aceptable, el ancho de banda de la antena es de 190 MHz y se encuentra en el rango de 2.145 GHz a 2.335 GHz.

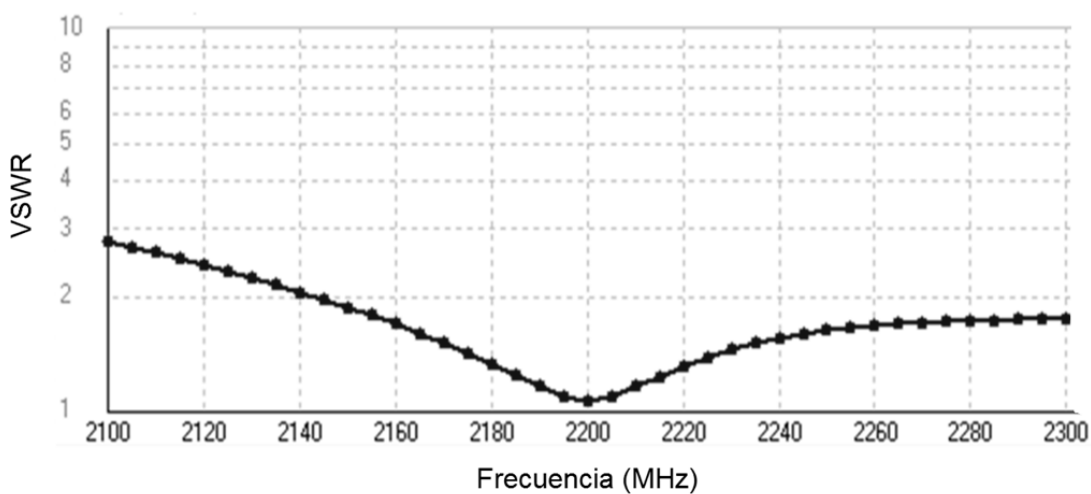


Figura 5.5 (a). VSWR en la entrada de la antena monopolo.

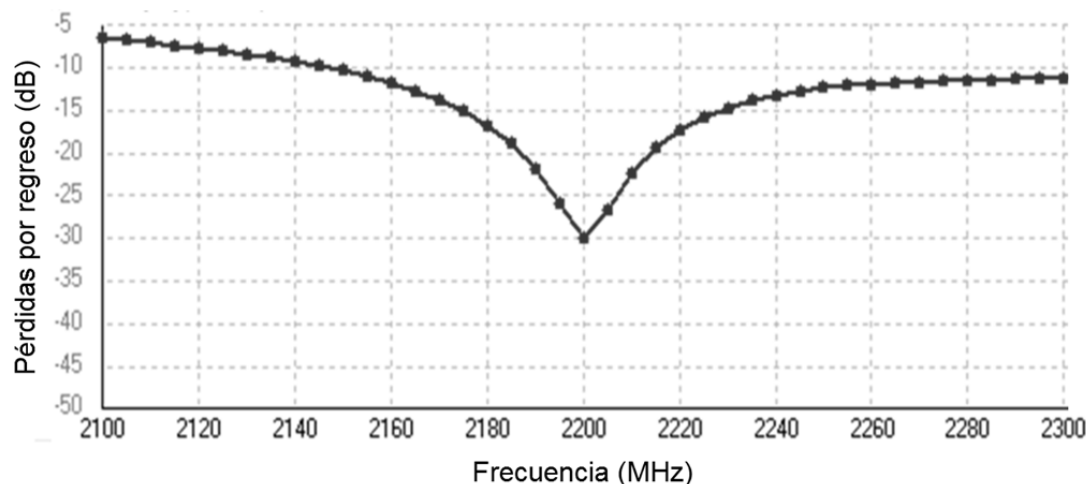


Figura 5.5 (b). Pérdidas por regreso de la antena monopolo.

La polarización del monopolo es lineal y es paralela a la estructura de la antena. Al estar sujeta al satélite, la polarización depende de la capacidad de estabilización del satélite. Sin embargo, al suponer una antena con polarización circular en la estación terrena, las pérdidas que se pudieran dar por el efecto de rotación de Faraday de la señal transmitida al cruzar la ionósfera, estarían limitadas a un máximo de 3 dB.

5.3 Antena Hélice

Utilizar polarización circular en un enlace de comunicación satelital, permite reducir las pérdidas por depolarización causadas por el efecto de Faraday. La antena helicoidal es una evolución del monopolo vertical, solo que se modifica para tomar la forma de un solenoide. La forma helicoidal resulta de embobinar un hilo conductor sobre una estructura cilíndrica, es necesario considerar la separación entre vueltas y un diámetro constante.

La geometría de una antena hélice (Figura 5.6), se describe empleando los siguientes parámetros:

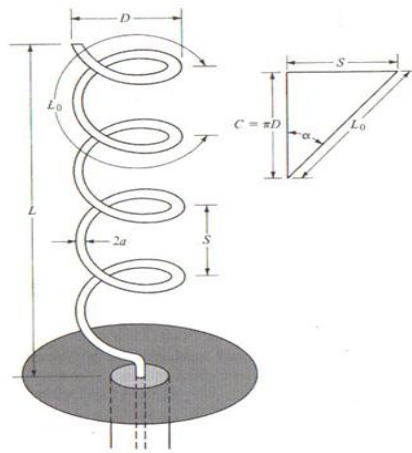


Figura 5.6. Geometría de la antena hélice.

- D = diámetro de la hélice.
- C = circunferencia de la hélice = πD .
- S = Separación entre vueltas.
- α = ángulo de inclinación de las vueltas = $\tan^{-1}\left(\frac{S}{C}\right)$
- L_0 = longitud de una vuelta = $\sqrt{C^2 + S^2}$.
- n = número de vueltas.
- L = longitud axial = nS .
- a = radio del hilo conductor de la hélice.
- Además de las dimensiones del plano reflector.

En función de las dimensiones de diseño de la hélice, la antena se puede comportar generalmente de dos modos básicos; modo axial y modo normal (ver figura 5.7). En el modo normal el patrón de radiación de la hélice se asemeja al de un monopolo con una dirección de máxima potencia hacia la normal del eje de la antena. Esta configuración se logra cuando la longitud de la hélice es menor a la longitud de onda de operación [32].

Sin embargo, el modo axial es el que más se utiliza en aplicaciones satelitales, debido a que proporciona alta directividad, una polarización circular, amplio ancho de banda y dimensiones pequeñas. Para lograr el modo axial es necesario que las dimensiones de la antena cumplan con la siguiente desigualdad:

$$\frac{3}{4} < \frac{C}{\lambda} < \frac{4}{3} \quad (5.3)$$

Para obtener polarización circular se tiene que cumplir la siguiente igualdad:

$$\frac{2\lambda S}{(\pi D)^2} = 1 \quad (5.4)$$

En este trabajo la antena hélice caracterizada tiene las siguientes dimensiones:

- $D = 3.5$ cm.
- $\alpha = 9^\circ$.
- $S = 1.74$ cm.
- $L_0 = 11.13$ cm.
- $n = 4$.
- $L = 6.97$ cm.
- $a = 0.15$ cm.

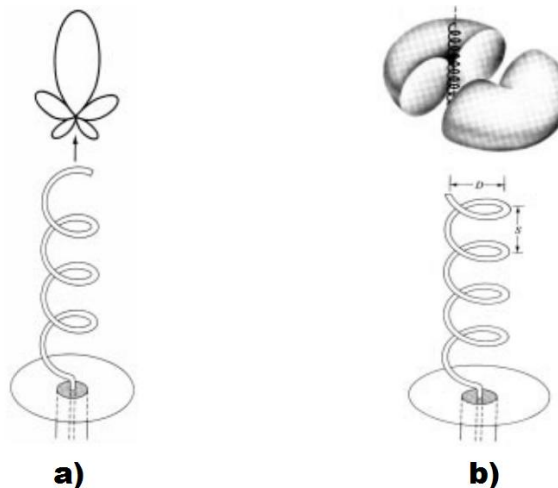


Figura 5.7. Patrón de radiación de una antena hélice; a) modo axial y b) modo normal.

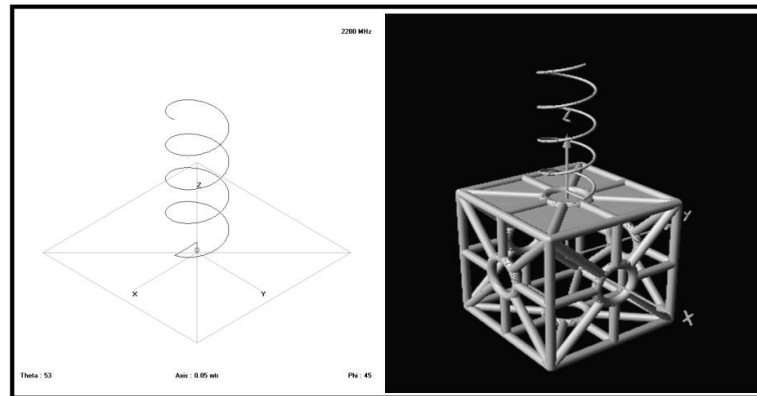


Figura 5.8. Estructura de la antena hélice sobre el satélite.

En la figura 5.8, se muestra el diseño de una antena hélice sobre la estructura del nanosatélite SENSAT. La longitud axial de la antena no rebasa los 8 cm, por lo que no es crítico el tamaño de la hélice. Sin embargo, al ser una estructura rígida es necesario considerar el dispositivo que desplegará la antena en el satélite en órbita.

Para la evaluación de la antena se tomó en cuenta un plano de tierra de la hélice con características perfectas.

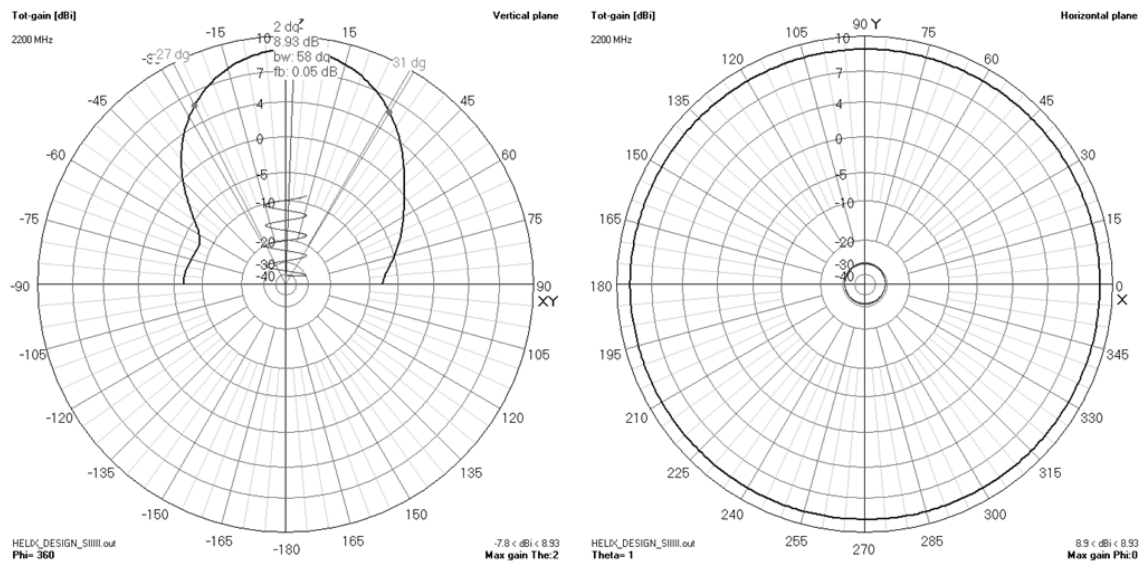


Figura 5.9. Diagrama de radiación de la antena hélice en el plano vertical y horizontal.

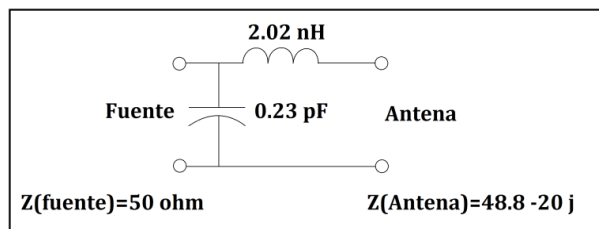


Figura 5.10. Circuito de acoplamiento para la antena hélice.

El diagrama de radiación de la antena hélice se presenta en la figura 5.9. Se puede observar que la antena es altamente directiva con una ganancia máxima de 8.93 dB en dirección al eje de la hélice y un ancho de haz de 58° .

Para obtener la máxima transferencia de energía, se consideró un circuito de acoplamiento a la entrada de la antena (ver figura 5.10). De los resultados obtenidos, se puede observar en la figura 5.11(a) que la antena hélice ofrece un ancho de banda de aproximadamente 285 MHz para valores de $\text{VSWR} < 2$. Comparado con los resultados obtenidos con la antena monopolo (figura 5.5), la antena helice permite contar con 68 Mhz más de ancho de banda de operación.

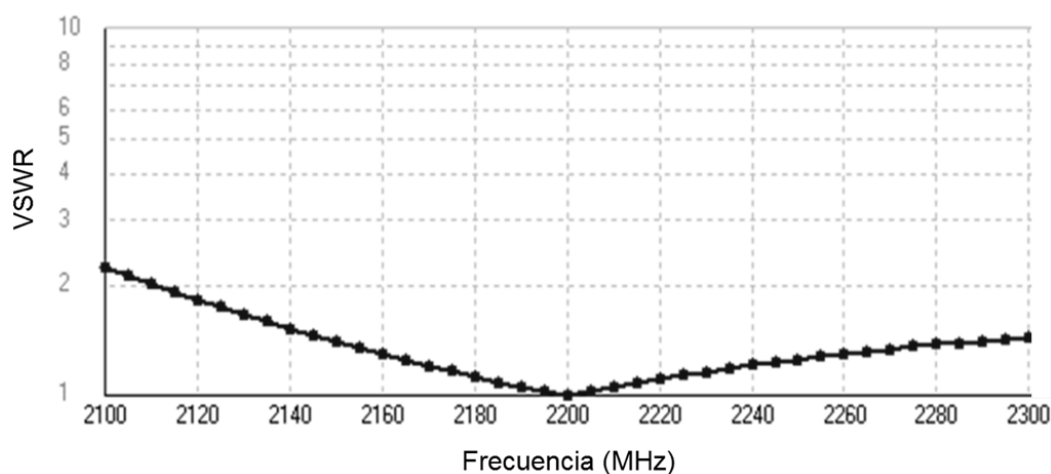


Figura 5.11 (a). Comportamiento de VSWR en la entrada de la antena hélice.

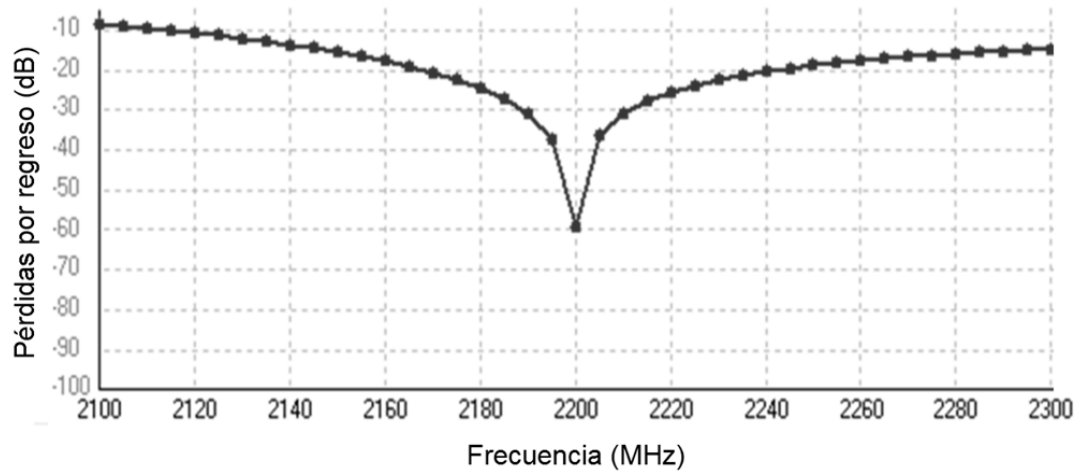


Figura 5.11 (b). Pérdidas por regreso de la antena hélice.

Considerando las pérdidas por regreso, el ancho de banda es todo el rango de frecuencias que se consideran en el cálculo (2.1 GHz – 2.4 GHz), 300 MHz, para pérdidas por regreso de menores a -10 dB, alcanzando -60 dB en 2.2 GHz (ver figura 5.11 (b)).

5.4 Antena Parche

La antena parche es un tipo de antena microcinta. Las cuales se han vuelto populares debido a su tamaño pequeño y a que su estructura permite adaptarse a diferentes geometrías. Particularmente en aplicaciones espaciales, donde el tamaño, peso, costo, desempeño y facilidad de instalación es una limitante. En [14], se describen algunas misiones satelitales donde se han utilizado antenas parche.

Otra de las cualidades que ofrece la antena parche, es que trabajan con polarización circular. En diversos trabajos [41], [42], [43], [35] se proponen diferentes técnicas para lograr polarización circular. Como se mencionó anteriormente, esto permite mayor libertad en el diseño y operación del sistema de comunicación, ya que no es necesario que las antenas tengan una misma orientación para llevar a cabo el enlace.

La antena parche en su configuración más básica consiste en un parche conductor ubicado sobre un sustrato dieléctrico, y en la parte posterior se localiza un plano de tierra. La forma del parche puede ser de cualquier forma, sin embargo los más utilizados son los parches rectangulares, cuadrados y circulares. La elección de alguno en particular dependerá de las necesidades de la aplicación en términos de frecuencia de resonancia, polarización, patrón de radiación e impedancia.

Una desventaja que presenta esta antena es su ancho de banda relativamente angosto con respecto a las antenas de hélice y monopolo. Sin embargo, existen métodos que permiten incrementar sus capacidades de radiación [43]. Una de las alternativas es utilizar un sustrato dieléctrico lo más grueso posible, y con una constante dieléctrica baja. Esto genera una mejor eficiencia en radiación y un ancho de banda mayor.

Para nuestra evaluación en el enlace satelital, se simuló una antena de microcinta con parche circular con dos cortes, como se muestra en la figura 5.12. Los cortes se realizaron para lograr polarización circular utilizando solo una fuente de alimentación en la antena. Los parámetros de simulación se describen a continuación:

- Frecuencia de operación 2.2 GHz.
- Constante dieléctrica del sustrato (sustrato teflón de bajas pérdidas) $\epsilon_r = 2.2$.
- Altura del sustrato, $h = 2.5$ mm.
- $a = 20.25$ mm.
- $b = 25.15$ mm.
- $c = 11$ mm.
- $P = 18$ mm.
- $L = W = 55$ mm.

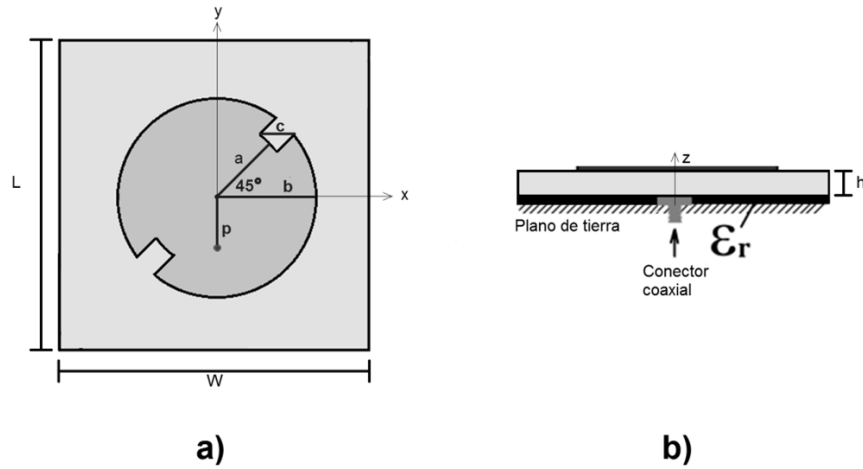


Figura 5.12. Características de la antena parche; a) vista frontal y b) vista lateral.

El diagrama de radiación de la antena parche se muestra en la figura 5.13. La antena presenta un ancho de haz de media potencia de 92° aproximadamente y una ganancia máxima de 6.23 dB. Se observa que el patrón de radiación de la antena parche es menos directiva en comparación a la antena hélice.

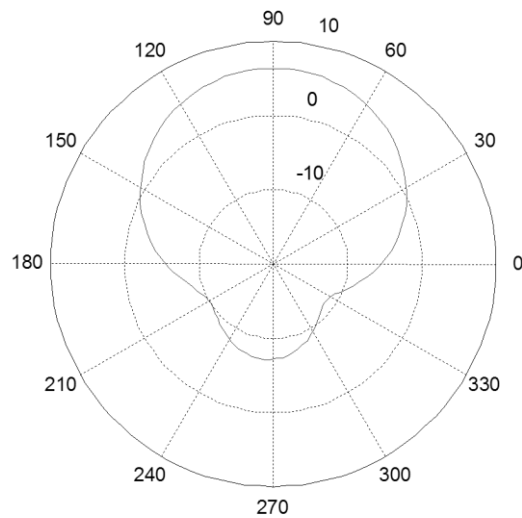


Figura 5.13. Diagrama de radiación de la antena hélice en el plano vertical.

En lo que respecta el análisis en ancho de banda en una frecuencia central de 2.2 GHz, para un $VSWR < 2$, el ancho de la banda es de 67.5 MHz aproximadamente (ver figura 5.14(a)). En la figura 5.14 (b), se observa el comportamiento de las pérdidas por regreso en la entrada de la antena parche. Para pérdidas menores a -10 dB, la banda de frecuencias es de 2.1775 MHz a 2.240 MHz, es decir 62.5 MHz de ancho de banda aproximadamente.

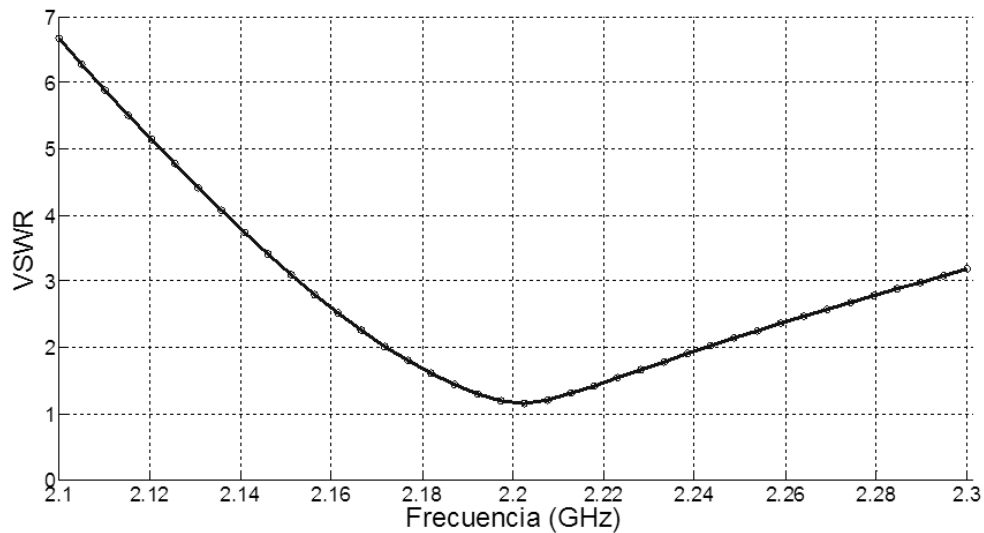


Figura 5.14 (a). Comportamiento VSWR en la entrada de la antena parche.

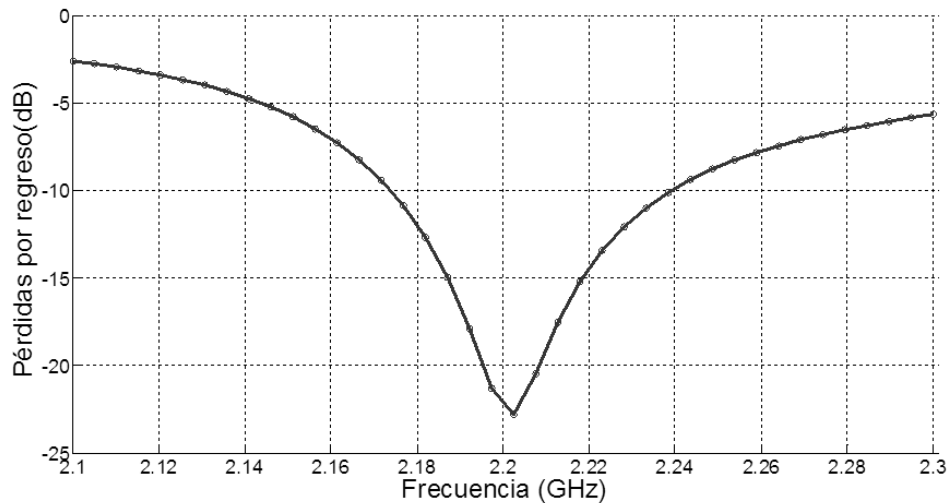


Figura 5.14 (b). Pérdidas por regreso en la entrada de la antena hélice.

5.5 Antena parabólica

La antena parabólica es muy empleada en enlaces satelitales, tanto en estaciones terrenas como en satélites. En estos últimos se implementan en naves con dimensiones grandes, donde es posible montar el reflector. Sin embargo, en misiones espaciales donde el tamaño de la nave se encuentra reducido, no es viable su utilización. No obstante, la antena reflectora sigue siendo muy utilizada en instalaciones en Tierra.

Las antenas parabólicas consisten básicamente de una superficie metálica que funciona como reflector y un elemento radiante situado en el foco de la superficie. Esto provoca una mayor directividad de la antena.

Se encuentran diferentes configuraciones de antenas reflectoras de acuerdo a su tipo de alimentación, su diseño físico y al tamaño de sus componentes [32]. Para el desarrollo de este trabajo se utilizó una superficie reflectora curva, con un punto de alimentación en el centro de la parábola (Figura 5.15).

Para el cálculo del patrón de radiación de la antena se emplea un modelo analítico [32], donde los parámetros de diseño que se consideran son: el diámetro de la antena parabólica (d), la longitud de onda de la señal (λ) y la eficiencia de la antena que comúnmente se considera del 55% para antenas parabólicas.

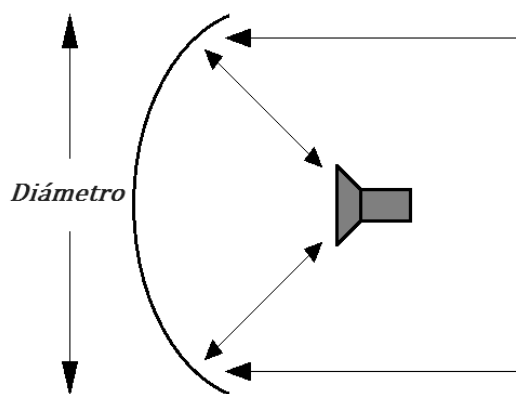


Figura 5.15. Configuración geométrica de una antena parabólica.

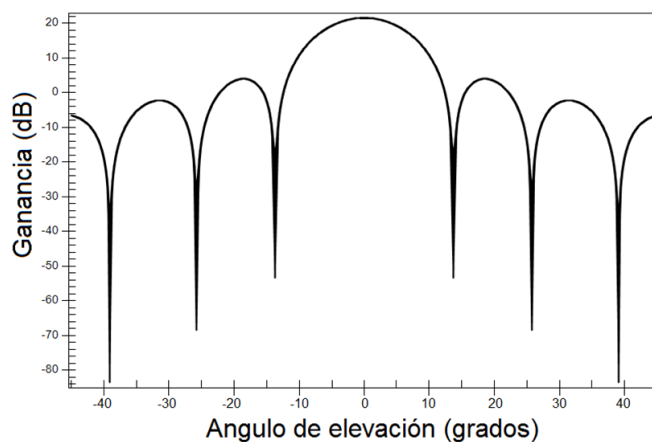


Figura 5.16. Patrón de radiación de una antena parabólica con una superficie de 0.7 m (diámetro).

En la Figura 5.16, se puede observar el diagrama de radiación de una antena parabólica con un diámetro de 0.7 m; una ganancia máxima de 21.5 dB y un ancho de haz de 11.5° . El incremento en las dimensiones de la superficie parabólica genera una mayor directividad de radiación de la antena. Alcanzando ganancias de hasta 39 dB, cuando se utilizan discos reflectores de 5 m (Figura 5.17).

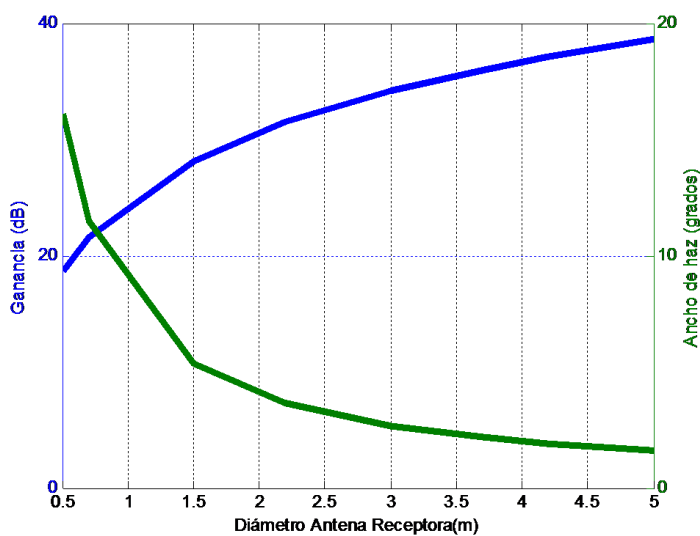


Figura 5.17. Ganancia y ancho de haz de la antena parabólica según el diámetro del disco reflector.

Para obtener polarización circular en estas antenas, es necesario que el elemento radiante ubicado en el foco se encuentre polarizado de forma circular.

5.6 Resumen

Debido a las limitaciones y requerimientos físicos de los nanosatélites, las opciones para la implementación del sistema de antenas en la nave están muy reducidas. Sin embargo, hay tecnologías que se logran adaptar a estas limitantes. En este capítulo se presentaron tres tipos de tecnologías de antenas que se han utilizado anteriormente en diferentes proyectos en nanosatélites; la antena monopolo, antena hélice y antena parche. Se llevó a cabo una caracterización a nivel de simulación de sus propiedades electromagnéticas: patrón de radiación, ancho de banda con respecto a VSWR y pérdidas por regreso.

- Antena Monopolo: ganancia 4.63 dB, ancho de banda (VSWR 2:1) 190 MHz.
- Antena Hélice: ganancia 8.93 dB, ancho de haz 58°, ancho de banda (VSWR 2:1) 285 MHz.
- Antena Parche: ganancia 6.23 dB, ancho de haz 92°, ancho de banda (VSWR 2:1) 67.5 MHz.

Además se incluye un análisis en las características físicas y electromagnéticas de la antena parabólica utilizada como antena receptora en la estación terrestre. En el capítulo 6 se define el modelo de propagación, se describen las características y parámetros utilizados en este análisis para evaluar las prestaciones de las distintas tecnologías de antenas.

Capítulo 6

Parámetros de Evaluación

La principal aportación de este trabajo de tesis es analizar el desempeño del enlace descendente de comunicación entre un satélite de órbita baja y una estación terrena. En ese sentido, es necesario definir las características y parámetros principales que se deben considerar en los escenarios de evaluación. Por ejemplo; ubicación de la estación terrena, características electromagnéticas de los dispositivos y señales involucrados en la transmisión, características de los amplificadores, modelos de propagación, factores atmosféricos considerados en el enlace, segmento espacial, cualidades del transmisor en el satélite, entre otros.

En este capítulo se abordan las características de la estación terrena, segmento espacial, escenarios de evaluación, así como también los fenómenos atmosféricos (pérdidas por absorción atmosférica, efecto de rotación de Faraday, centelleo troposférico e ionosféricos y atenuación por lluvia) que afectan la señal de transmisión y que se consideran en el modelo de propagación para el cálculo de enlace.

6.1 Estación terrena

Las características físicas y de localización de la estación terrena utilizadas en este trabajo se incluyen en la Tabla 6.1.

Tabla 6.1. Características de la Estación Terrena

Característica	Descripción
Ciudad	Ensenada, Baja California
Ubicación	Lat. 31.8667° Long. -116.617°
Antena Receptora	Antena parabólica con capacidad de seguimiento y rastreo del satélite
Dimensiones	0.7 – 5 m

Se considera que la estación terrena se instalará en la ciudad de Ensenada, Baja California, México, debido a que ahí es donde se propone concentrar el centro de operaciones del proyecto SENSAT. Se supone además, que la antena en Tierra tendrá capacidad de seguir, rastrear y apuntar en dirección al satélite en cuanto tenga la oportunidad de tenerlo en línea de vista.

Las características electromagnéticas del enlace y de los componentes de la estación terrena que se utilizan para la evaluación del enlace satelital se muestran en la Figura 6.1. Se considera un margen de 3 dB de pérdidas en la señal debido a los dispositivos que se encuentran en la estación terrena. El amplificador de bajo ruido (LNA) presenta una ganancia de 20 dB y una figura de ruido de 1.2 dB. Comúnmente la ganancia de los LNA que se encuentran en el mercado es de 20 a 30 dB para la banda de los 2.2 GHz, por lo que en este caso se está considerando el peor de los casos.

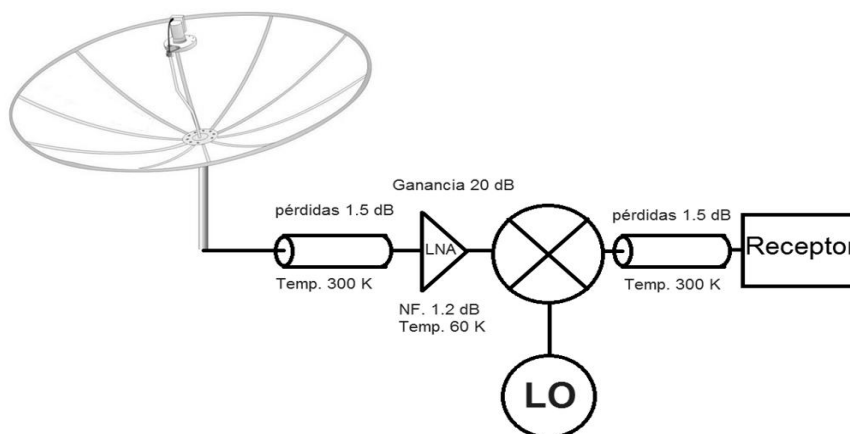
**Figura 6.1.** Elementos considerados para la estación terrena en la simulación del enlace.

Tabla 6.2. Parámetros para la evaluación del enlace

Parámetros	Descripción
Potencia de transmisión	0.1 W-3 W
Altitud del satélite	650 km – 1050 km
Control del satélite	Sistema de control Activo en los 3 ejes
Frecuencia	Banda S (2.2 GHz)
Tasa de transmisión	9.6 kbps – 10 Mbps
Esquema de modulación	QPSK

6.2 Segmento espacial

En la Tabla 6.2 se definen los parámetros considerados para el segmento espacial. Es importante mencionar que la banda utilizada para el canal de comunicación opera a una frecuencia de 2.2 GHz. La potencia de transmisión del satélite se considera dentro del rango de 0.1W – 3W [14]; limitado por la capacidad del satélite de generar energía. La altitud de la órbita donde se ubicará el nanosatélite no se ha especificado aún en el proyecto SENSAT. Sin embargo, para el cálculo de enlace se consideran valores nominales de altitud de 650 a 1050 Km. Además, se supone un control activo en los tres ejes del satélite, lo que permite asumir en la evaluación que el cuerpo del satélite permanece fijo en relación a la superficie de la Tierra, y por lo tanto siempre se tiene visión directa entre la antena del satélite y la antena de la estación terrena durante el tiempo de observación.

6.3 Modelo de Propagación

En cualquier enlace de comunicación satelital, las ondas electromagnéticas tienen que viajar distancias muy grandes de transmisor a receptor, lo que ocasiona una disminución en la potencia de la señal transmitida. Para el cálculo de enlace es necesario considerar en la evaluación, los efectos producidos por la propagación de ondas electromagnéticas causados por las condiciones naturales de la capa atmosférica. La absorción atmosférica, atenuación por gases, centelleo en la ionósfera y tropósfera, precipitación de lluvia, incluso las mismas nubes, son algunos fenómenos que afectan el comportamiento de la señal electromagnética.

El nivel en que se ve deteriorada la señal depende de las condiciones del enlace satelital, particularmente de la frecuencia de operación y el ángulo de elevación. Es importante llevar a cabo un modelado de estos fenómenos con el fin de caracterizar el comportamiento de los valores de SNR que se puede presentar en el enlace.

6.3.1 Pérdidas por absorción atmosférica

Las ondas electromagnéticas se absorben en la atmosfera principalmente por dos de sus componentes: oxígeno y agua. Esto se produce al interactuar con las moléculas de los gases en las capas atmosféricas provocando una disminución de la potencia de la señal; convirtiendo parte de la energía en calor y otra parte se dispersa debido a la interacción molecular.

En la figura 6.2 se muestran las perdidas por absorción atmosféricas. En este caso se consideró que la estación terrena se ubica en la ciudad de Ensenada, Baja California; a la altura del nivel del mar a una temperatura de 20°, presión de una atmósfera (1013 hPa) y una densidad de vapor de agua de 7.5 g/m³. Para obtener los resultados se utilizó el modelo de predicción ITU R.618-9 (Apéndice A).

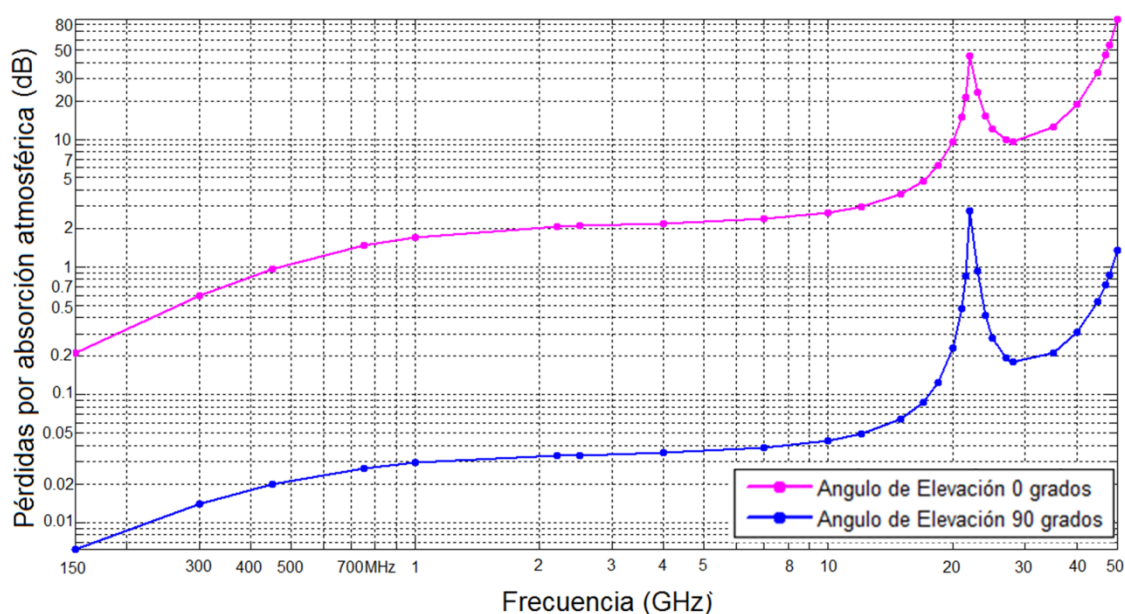


Figura 6.2. Pérdidas por absorción atmosférica a distintas frecuencias.

Se puede observar en la figura que en el peor de los casos, cuando el satélite se encuentra en el horizonte a un ángulo de 0° de elevación, las pérdidas alcanzan un máximo de 2 dB aproximadamente. Sin embargo, cuando el satélite se encuentra lo más cercano posible a la estación terrena (ángulo de elevación de 90°) la atenuación es de tan solo 0.035 dB considerándose despreciable.

6.3.2 Efecto de rotación de Faraday

Este efecto de rotación de Faraday que sufren las señales radioeléctricas se debe al nivel de ionización (la ionosfera está cargada eléctricamente por la radiación solar) que encuentra la señal en su camino a través de las distintas capas de la atmósfera en su recorrido a la estación terrena.

El ángulo de rotación depende de la longitud del trayecto (d), la frecuencia y la orientación con respecto al campo magnético de la Tierra [46]. La rotación de Faraday, β , (ver figura 6.3) puede calcularse utilizando la siguiente ecuación:

$$\beta = 2.36 \times 10^2 \frac{B_{av} N_T}{f^2} \quad (6.1)$$

donde B_{av} = campo magnético, en $W \cdot m^{-2}$ (Teslas), N_T = concentración electrónica total (TEC), en (*electrons*), f = frecuencia, en GHz.

Este efecto provoca pérdidas en la señal recibida en la estación terrena, por lo que es necesario orientar la antena receptora tomando en cuenta la orientación con la que se transmitió la señal en el satélite y la rotación de la onda al atravesar el campo atmosférico. Sin embargo, al evaluar enlaces satelitales en órbitas bajas dificulta la capacidad de la estación terrena de situar correctamente a la antena en cada momento, provocado por el hecho de que la nave no mantiene una posición fija en el cielo.

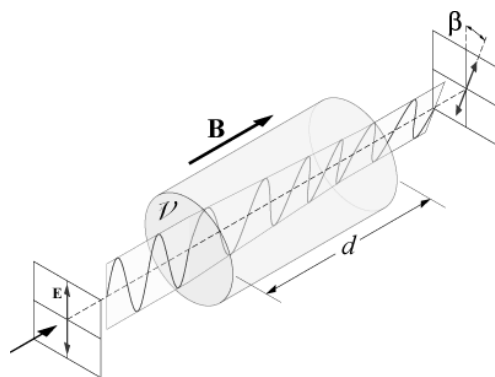


Figura 6.3. Diagrama del efecto de rotación de Faraday.

Una forma de contrarrestar este efecto es utilizar una polarización circular en el enlace de comunicación, ya sea en la antena montada en el satélite o en la estación terrena. En la evaluación del enlace en este trabajo se utiliza una alimentación por hélice de la antena parabólica en la estación terrena.

6.3.3 Centelleo y absorción Ionosférica

El centelleo ionosférico son las variaciones rápidas en la densidad electrónica en la ionósfera, lo que ocasiona un desvanecimiento en la señal. Estas variaciones se deben al hecho de que la ionosfera presenta regiones ionizadas no homogéneas lo que ocasiona que la onda electromagnética fluctúe en amplitud y fase.

Aunque el desvanecimiento puede ser grande, se presenta solo en periodos concretos del año, equinoccios y momentos del día muy específicos. Por lo que, en esta ocasión, no se tomará en cuenta para el cálculo de enlace.

6.3.4 Centelleo troposférico

El centelleo que ocurre en la tropósfera ocasiona rápidas fluctuaciones de la señal en el sistema de comunicación satelital, esto se debe a las variaciones extremas en temperatura, presión y humedad lo que resulta en pequeños cambios en el índice de

refracción. La atenuación causada solo es significativa para ángulos menores a 5° y es independiente de la frecuencia para el rango de 1 – 100 GHz.

6.3.5 Atenuación por nubes y lluvia

Las señales que se propagan a través de una región lluviosa se atenúan debido a la absorción de energía de la señal por las gotas de lluvia. Nubes cargadas de agua o partículas de hielo también ocasionan atenuación de la señal. La atenuación por lluvia depende de la ubicación de la estación terrena, el ángulo de elevación del trayecto, la frecuencia de operación, además de la intensidad de la lluvia en la locación donde se encuentra la estación terrena.

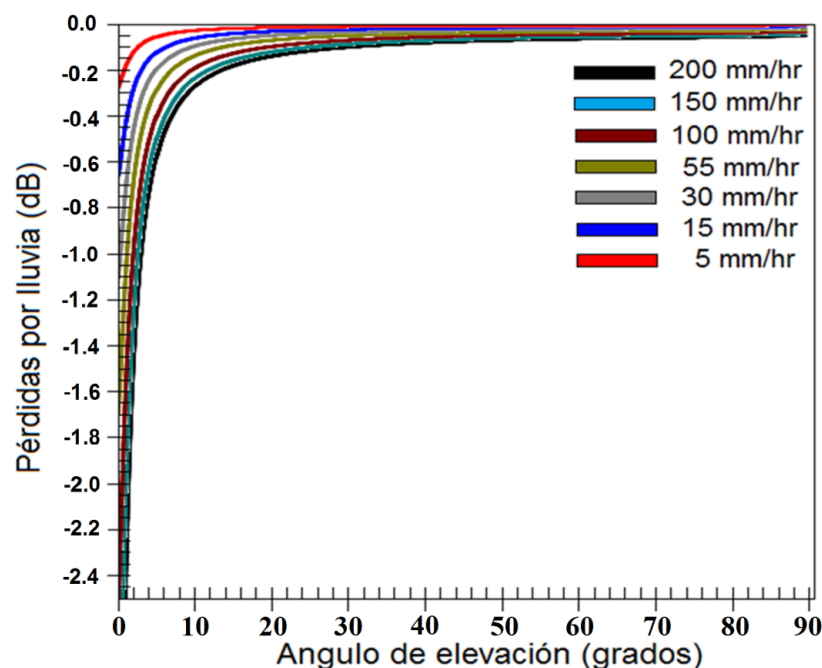


Figura 6.4. Atenuación por lluvia en la ciudad de Ensenada para diferentes tasas de precipitación fluvial.

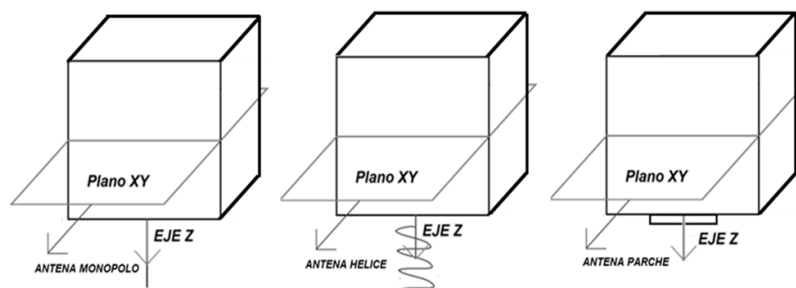


Figura 6.5. Posición de las antenas sobre la estructura del satélite.

Para la evaluación de pérdidas por lluvia, se consideró la recomendación ITU R.618.9 (Apéndice B). Se puede observar en la figura 6.4, que para el caso particular de la ciudad de Ensenada, la atenuación por lluvia es despreciable para un enlace de comunicación @ 2.2 GHz.

6.4 Posicionamiento de las Antenas

Los resultados obtenidos durante la evaluación y que se presentan en el capítulo 7 de este documento, se obtuvieron y analizaron con respecto a la estación terrena, se consideró un ángulo de elevación mínimo de 20° , ya que a partir de ese ángulo la estación terrena tiene línea de vista directa al satélite. Para la transmisión de la información se consideró un esquema de modulación QPSK (Quadrature Phase Shift Keying) y un umbral de calidad, E_b/N_o de 10 dB correspondiente a un BER (tasa de error en el bit) aproximado de 10^{-6} .

Para la implementación del modelo de simulación, se considera que la estación terrena cuenta con la infraestructura necesaria para seguir, rastrear y apuntar la antena hacia el satélite de tal forma que se obtenga la máxima ganancia. También se supone que el satélite cuenta con un sistema de control que permite orientar la nave cuando sea necesario. Para lo anterior, se consideraron dos configuraciones tomando en cuenta la orientación de la antena en el satélite como se muestra en la figura 6.5.

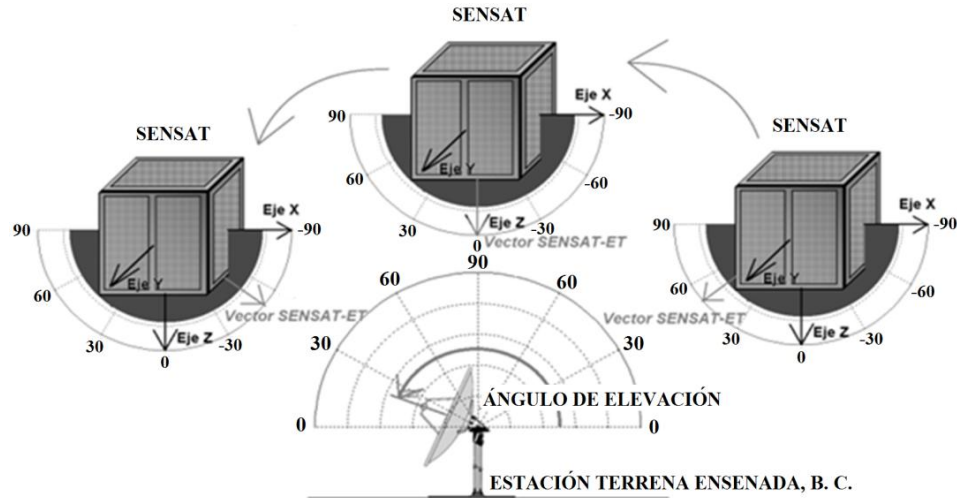


Figura 6.6. Esquema de Escenario A de evaluación.

En la primera de ellas (figura 6.6) se puede observar que entre el satélite y la estación terrena se establece un enlace de comunicación en el cual el eje Z del satélite apunta constantemente al centro de la Tierra. En este sentido, se considera que la carga útil del satélite consiste de una cámara que captura imágenes de la superficie de la Tierra.

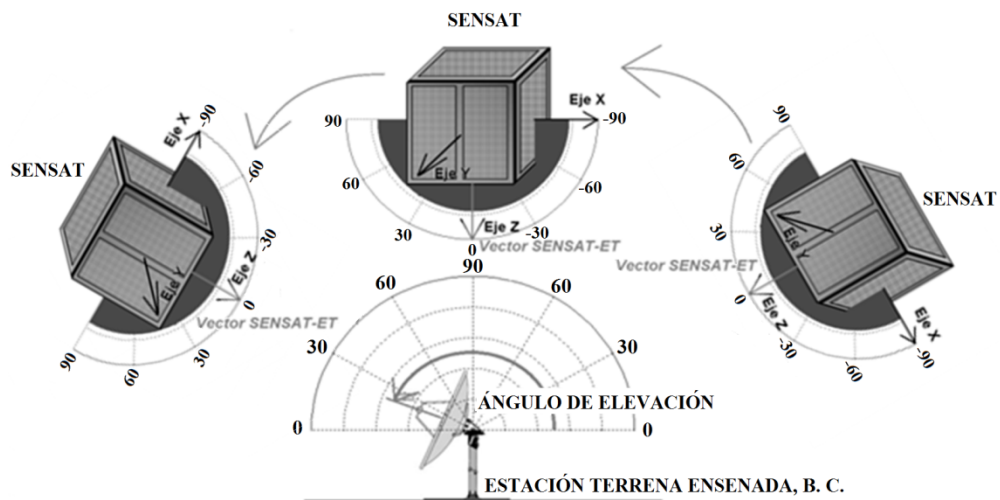


Figura 6.7. Diagrama para el Escenario B, considerando solo antena parche y hélice.

La segunda configuración se muestra en la figura 6.7, aquí se supone que el satélite cuenta con un sistema de control que permite contar con una máxima directividad de su antena con la antena receptora en todo momento mientras dure la línea de vista. En la figura 6.7 solo se presenta la orientación que presentarían las antenas hélice y parche debido a que su directividad es máxima en dirección al eje Z. Con respecto a la antena monopolo, la orientación del satélite sera distinta obligada principalmente porque su patrón de radiación no presenta la directividad de las antenas anteriores. Es decir, la ganancia mayor se puede encontrar en distintas direcciones y no en su centro.

6.5 Resumen

En este capítulo se definieron las características de los elementos que participan en el enlace descendente de comunicación. Se define la ubicación de la estación terrena, además de los elementos y componentes que comprenden a la estación en Tierra; y con respecto a los cuales se van a evaluar las antenas en el nanosatélite. Se determinan los parámetros que se utilizan para caracterizar la calidad de los enlaces: potencia de transmisión, órbita del satélite, tasa de transmisión y el tamaño de la antena parabólica que se implementará en la ciudad de Ensenada, Baja California.

Además se incluye una breve descripción del modelo de propagación utilizado en la evaluación. Tomando en cuenta atenuaciones y pérdidas causadas por los distintos fenómenos atmosféricos: absorción atmosférica, nubes, lluvia, entre otros.

En la última sección de este capítulo se puntualiza dos escenarios generales que se emplean en el análisis y que se relacionan con la capacidad del sistema de control y orientación del satélite. En el capítulo 7 se realiza un análisis de los resultados obtenidos en la simulación.

Capítulo 7

Análisis de Resultados

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos de la evaluación del enlace descendente entre el satélite y la estación terrena. La evaluación se realiza con base a la caracterización de distintos parámetros, tales como: la potencia de transmisión desde el satélite, tipo de órbita del satélite, variabilidad en la tasa de transmisión y tamaño de la antena receptora.

7.1 Análisis orbital para satélites de órbita baja (LEO)

Como se mencionó en el capítulo 1, un satélite es cualquier objeto que orbita alrededor de otro. Una órbita es la trayectoria que describe ese objeto que se encuentra bajo la influencia de una fuerza central, como la fuerza gravitatoria. Los satélites ubicados en órbitas bajas (alturas menores a los 1600 Km con respecto a la Tierra), prometen transmitir datos que requieren ancho de banda grande y latencia reducida (valores casi despreciables; de unas pocas centésimas de segundo). Sin embargo, presentan un período de rotación inferior al de la Tierra, por lo que su posición relativa en el cielo y la distancia entre el trayecto de Tierra a nave presenten cambios constantemente, una consecuencia de esto es que durante el día la estación terrena observe distintas líneas de vista.

Debido a que la movilidad del satélite LEO es mayor cuanto menor es la altura de su órbita, un problema que se presenta es que la antena en Tierra logre seguir su pista y establecer un enlace de comunicación, ya que el satélite será visible durante 15-20 minutos

aproximadamente, dependiendo de la órbita dónde éste se ubique, antes de que desaparezca en el horizonte.

Lo anterior complica en gran medida el posicionamiento de la antena y el trabajo para mantener activo el enlace. Por lo que es importante identificar la órbita en la que se ubicará el satélite con el fin de conocer la geometría que tendrá el enlace y, con esto estimar la distancia de propagación de la señal, y los ángulos y tiempos de visión entre el satélite y la estación terrena.

7.1.1 Visibilidad de Satélites desde Tierra

La altitud y el ángulo de inclinación son parámetros que definen las características orbitales del satélite. La inclinación de la órbita del satélite es el ángulo entre el plano orbital y el plano ecuatorial. De acuerdo a la figura 7.1, el plano de la órbita es aquel que contiene los puntos de la trayectoria de la nave y el centro de la Tierra (blanco), mientras que el plano ecuatorial (rojo) es el que corta al planeta en dos justo en el ecuador terrestre. En la figura 7.1, se muestra como ejemplo un satélite con una órbita (círculo azul) que presenta una inclinación de 45° .

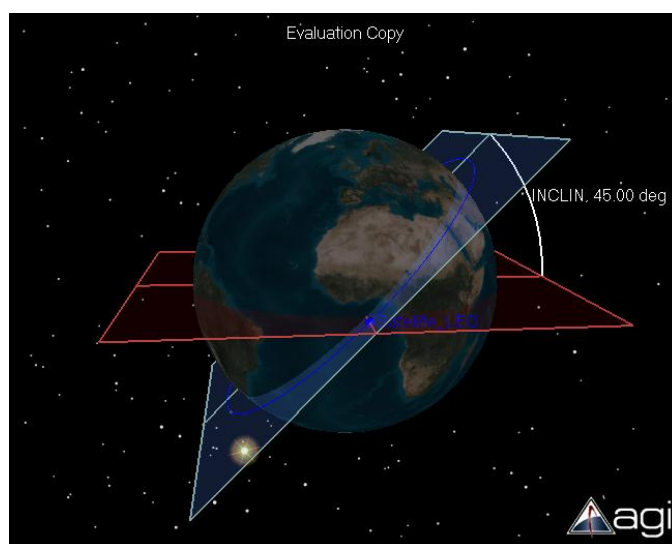


Figura 7.1. Inclinación de una órbita.

La inclinación y altitud de una órbita determinan las zonas por donde viaja el satélite y la huella que este tendrá sobre la Tierra, es decir, define las regiones que será capaz de observar el satélite. De igual forma, precisan el periodo orbital de los satélites, esto es, el tiempo que tarda la nave en darle un giro completo al planeta; lo que influye en la necesidad de emplear o no, sistemas de seguimiento y rastreo del satélite por parte de las antenas en la estación terrestre.

Las características orbitales de un satélite se definen de acuerdo a la misión que debe cumplir la nave. Los satélites geoestacionarios, se utilizan principalmente para servicios de comunicación entre diferentes puntos del planeta, tales como; la retransmisión de señales de televisión, telefonía, video e información.

Estos satélites se suelen ubicar aproximadamente a 36000 km de altitud y sobre el plano ecuatorial. Esto provoca que su región de visibilidad de la huella del satélite sea muy grande, de casi la mitad de la superficie completa del planeta. No obstante no alcanza a cubrir las zonas polares, como se muestra en la figura 7.2. Además tienen un periodo orbital que coincide con el periodo de rotación de la Tierra. Esto provoca una aparente nulo movimiento del satélite con respecto a la estación terrena.

Este tipo de órbitas ofrece la ventaja de que no es necesario utilizar sistemas complejos de ubicación y rastreo de la nave, en la estación terrena. Sin embargo, la larga trayectoria que debe recorrer las señales transmitidas provoca una gran disminución en la calidad de la misma, y una latencia que para determinados servicios no es aceptable.

Otros servicio muy popular de sistemas satelitales es el Sistema de Posicionamiento Global (GPS). Este sistema emplea una serie de satélites en orbitas MEO con altitud de aproximadamente 20,000 km. Como se observa en la figura 7.2, este tipo de órbitas presentan huellas de menor tamaño en comparación a la órbita GEO. Sin embargo, su latencia y pérdidas por trayectoria son menores. Una desventaja es la necesidad de sistemas en Tierra capaces de seguir a estos satélites, debido a que su periodo orbital es menor con respecto a los saelites geoestacionarios (ver figura 7.4).

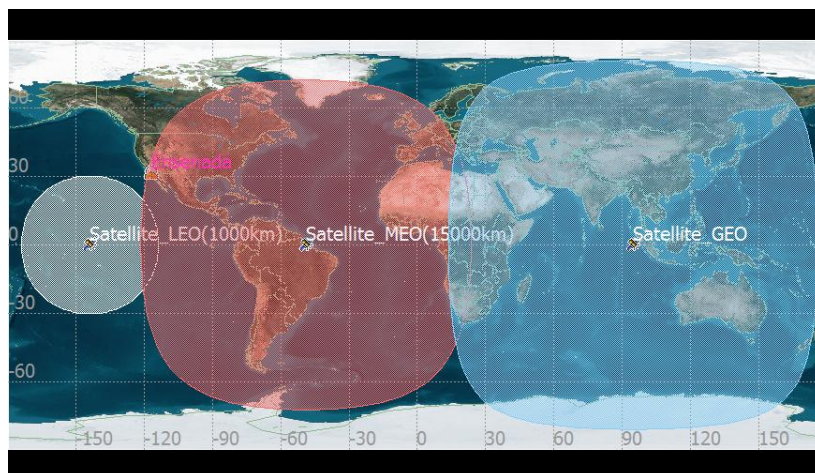


Figura 7.2. Huella de Satélites a 1,000 km (LEO), 15,000 km (MEO) y 36,000 km (GEO) de altitud sobre la Tierra.

Otra alternativa es el uso de órbitas LEO, las cuales evidentemente tienen una región de huella mucho menor que las orbitas anteriores (ver figura 7.2). Sin embargo, una ventaja es la mínima latencia y reducidas pérdidas por trayectoria que puede experimentar una señal en la comunicación con Tierra.

Es evidente que a medida que la altitud de la órbita es mayor, la huella que el satélite registra en la Tierra es mayor, como se muestra en la figura 7.3.

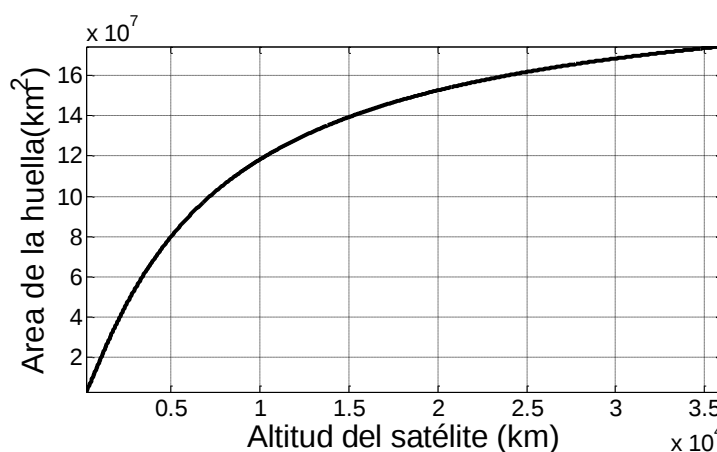


Figura 7.3. Gráfica del área de la huella de un satélite con respecto a la altitud de la órbita.

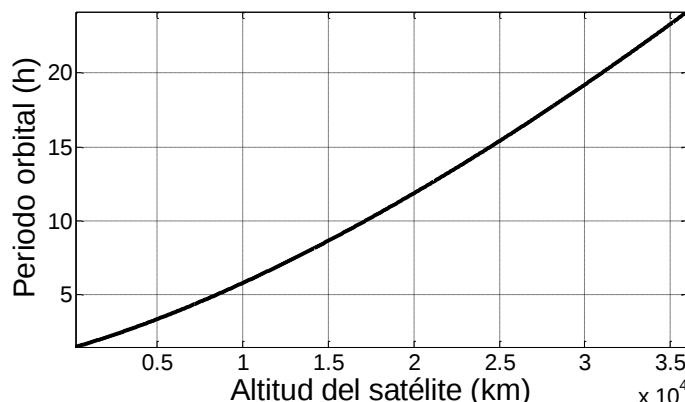


Figura 7.4. Periodo orbital de un satélite con respecto a la altitud de la nave.

Como se mencionó anteriormente, la altitud de la nave satelital influye de igual forma en su periodo de rotación a la Tierra, es decir, su periodo orbital. Se observa en la figura 7.4, que los satélites geoestacionarios (altitud de 36,000km) tienen un periodo orbital similar al periodo de rotación de la Tierra (24 horas). Sin embargo, a medida que la altitud de la órbita es menor la duración de la rotación del satélite es menor por lo que el satélite puede llegar a pasar varias veces sobre la estación terrena en un solo día.

Otro parámetro importante es la inclinación de la órbita del satélite. En algunas misiones satelitales, la carga útil de la nave tiene como objetivo medir, evaluar o analizar ciertos fenómenos en determinadas zonas en el espacio, llevar a cabo una captura de imágenes de determinadas regiones de la Tierra, o comunicarse con estaciones terrenas ubicadas en áreas polares. Esto solo puede ser posible con orbitas no geoestacionarios (LEO ó MEO).

En la Figura 7.5, se muestran ejemplos de las regiones en donde el satélite puede ser visto desde Tierra para diferentes inclinaciones orbitales. Como podemos observar, la inclinación de la órbita es fundamental en la posibilidad de cubrir o no determinada superficie de la Tierra o ciertas zonas del planeta, además de influir en la visibilidad de la estación terrena al satélite.

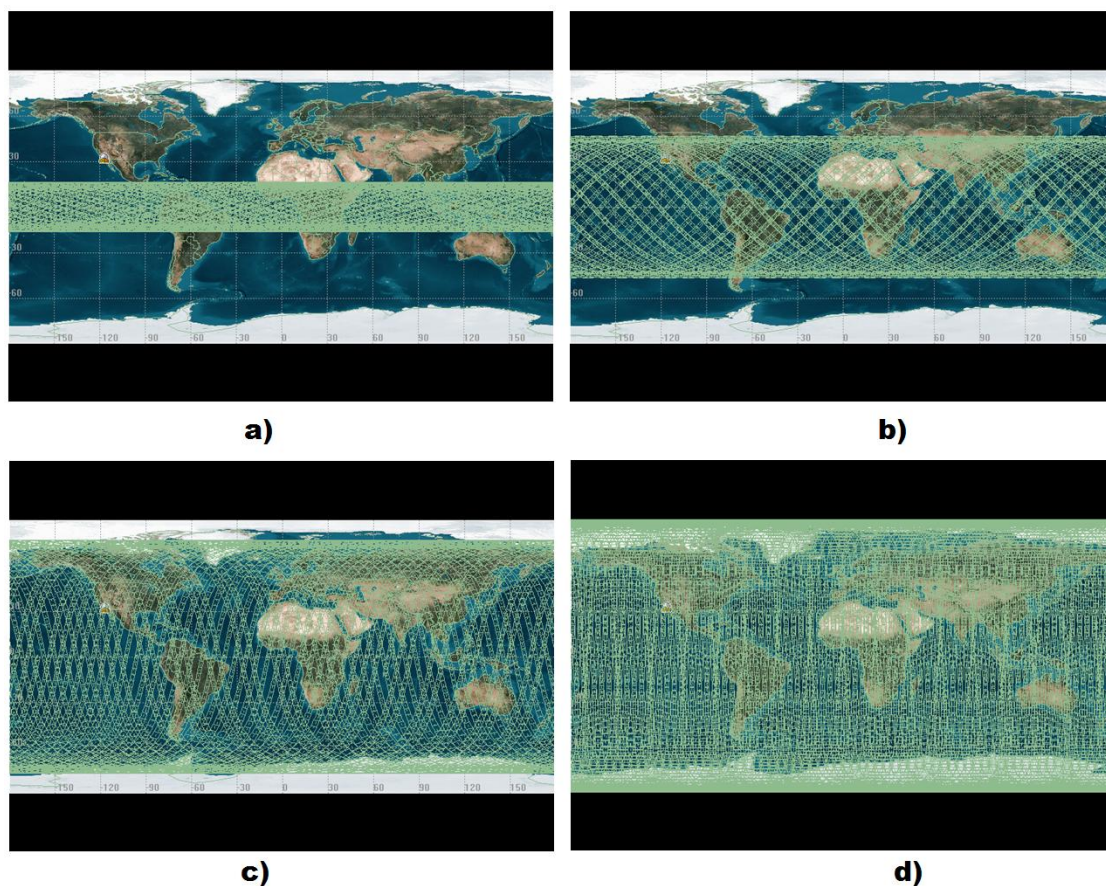


Figura 7.5. Visibilidad desde Tierra para satélites con inclinación sobre el plano ecuatorial de: a) 15°, b) 45°, c) 70° y d) 90°.

En esta investigación, para que una estación terrena ubicada en Ensenada, Baja California tenga visibilidad de un satélite de órbita baja, éste debe tener una inclinación mayor a 35°. Para inclinación de plano orbital menor a 20°, se requiere que la estación terrena se ubique sobre la zona del plano ecuatorial para tener acceso al satélite.

A medida que la inclinación de la órbita se incremente, el satélite tendrá mayor visibilidad desde la Tierra. Donde en órbitas polares (inclinación cercana a 90°), el satélite llega a tener visión del 100% de la Tierra, lo que posibilita enlaces con estaciones terrenas ubicadas en zonas muy remotas de la Tierra (zonas polares), en determinado momento. Este tipo de órbitas resultan apropiadas para misiones satelitales como captura de imágenes.

7.1.2 Línea de vista

Utilizar órbitas geoestacionarias que coinciden exactamente con el periodo de rotación de la Tierra, permite que las antenas terrestres tengan una referencia fija del satélite en el espacio y puedan conservar un enlace de comunicación constante entre ellos. El periodo orbital de los satélites de órbita baja se encuentra entre 3 y 9 horas dependiendo de la altitud de la órbita (figura 7.4). Lo anterior indica que; el satélite dará varias vueltas al planeta durante el día, la estación terrena tendrá la oportunidad de observar la nave más de una vez y, el tiempo en que el satélite es visto por la antena en Tierra, antes de perderse en el horizonte, es muy reducido. En consecuencia, la estación terrena debe contar con sistemas de rastreo y seguimiento de satélites muy complejo y costoso.

La órbita en donde se ubica el satélite influye en el rendimiento y capacidad de comunicación del enlace de un satélite a una estación terrena. El momento más oportuno para llevar a cabo el enlace de comunicación es cuando el satélite se ubica justo por encima de la estación terrena; en el que la distancia que tiene que recorrer la señal es menor. En este caso el satélite se encuentra a un ángulo de elevación de 90° con respecto a la estación terrena. No obstante, para el caso de satélites no geoestacionarios la nave rara vez va encontrarse en esa posición, ya que viaja a altas velocidades en el espacio. Por lo que en muchos casos cuando la estación terrena tenga línea de vista con el satélite, la nave no llegará siempre a ubicarse precisamente sobre la normal de la estación terrena. Es claro que el peor de los escenarios para un enlace de comunicación satélite – Tierra se produce cuando la nave se sitúa sobre el horizonte, es decir, en ángulos de elevación de la estación terrena cercanos a cero grados; en el que la distancia que recorre la señal de comunicación es mayor y por tanto el efecto de atenuación por trayectoria disminuye su calidad.

En el proyecto SENSAT se está considerando ubicar el nanosatélite en una órbita polar, con un ángulo de inclinación de 97° , lo que permitirá que, eventualmente el satélite viaje sobre toda la superficie terrestre (ver figura 7.5). A continuación, se muestra el comportamiento de accesos al satélite durante un mes, en relación al ángulo de elevación de la estación terrena, ubicada en Ensenada, Baja California, que existe durante la línea de

vista. Se definen tres satélites polares ubicados a diferentes altitudes, 650 Km, 850 Km y 1050 km.

En la figura 7.6, se muestra el caso de un satélite ubicado a 650 km de altura. Se observa que el satélite solamente en una sola ocasión pasa por encima de la estación terrena (es decir elevación cercana a los 90°). Se presentan entre 5 y 6 líneas de vista diarias, no obstante en la mayoría de las veces el satélite solo se acerca hasta los $60^\circ - 80^\circ$. En el cuadro pequeño de la figura 7.6 se realiza un acercamiento, en este se puede ver que cuando el satélite llega a pasar cerca de los 80 grados la duración de línea de vista es de aproximadamente 15 minutos. Sin embargo, en líneas de vista donde el nanosatélite llega a ser visto por la estación terrena solo hasta un ángulo de elevación de 10° aproximadamente, para después perderse en el horizonte, la duración es de siete minutos.

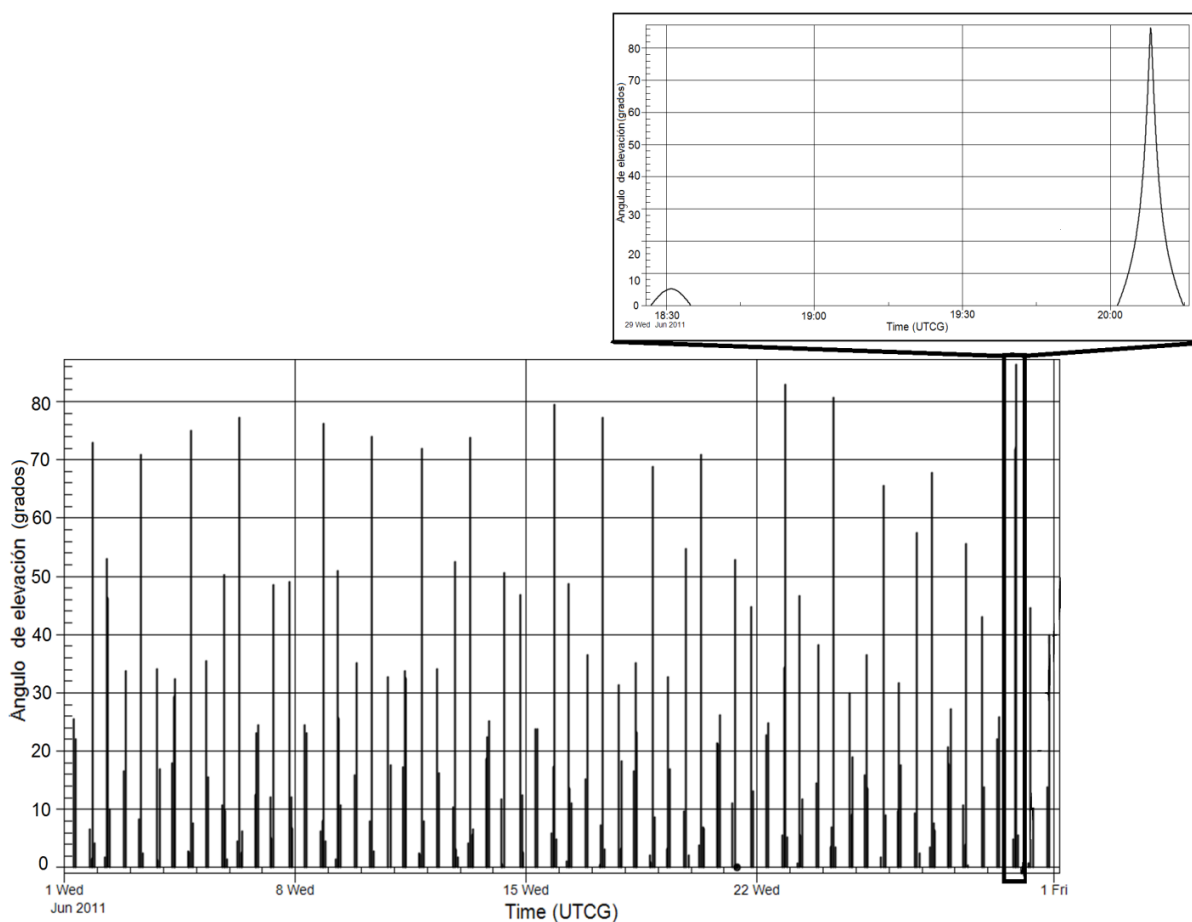


Figura 7.6. Líneas de vista de un satélite en órbita polar a una altitud de 650km, con respecto al ángulo de elevación de la antena en Tierra durante un mes.

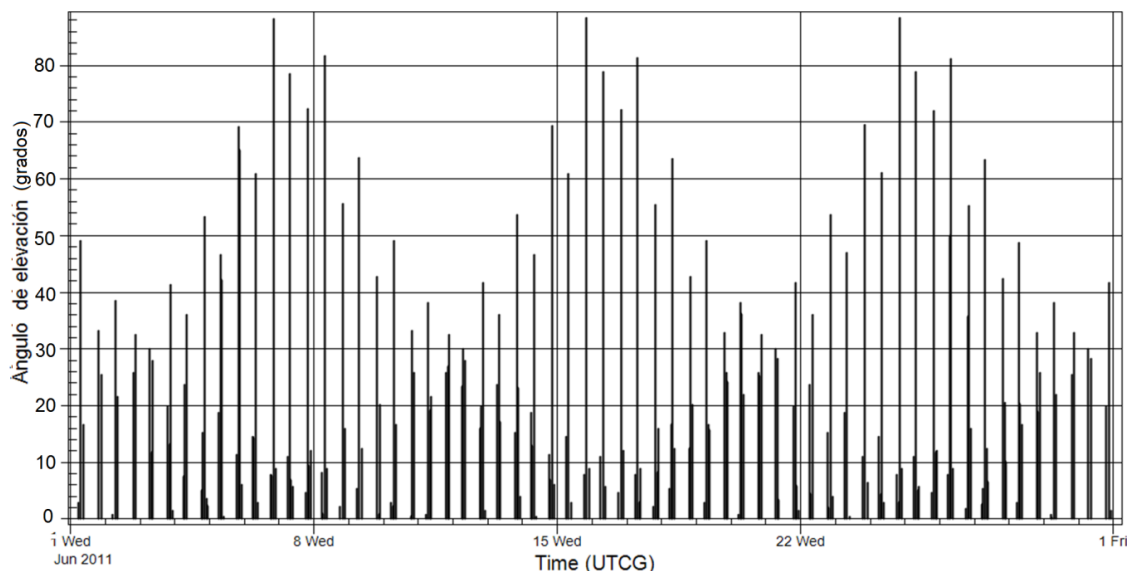


Figura 7.7. Líneas de vista de un satélite en órbita polar a una altitud de 850km, con respecto al ángulo de elevación de la antena en Tierra durante un mes.

En el caso donde los satélites se ubican a 850 km de altitud se observa que es posible contar con 5 líneas de vista diarias, como se muestra en la figura 7.7. A esta altura el satélite llega ubicarse cerca de los 90 grados de elevación, sin embargo esto ocurre raramente (solo en tres ocasiones en un mes). También se observa, que existen días en que la estación terrena tiene línea de vista en que el satélite pasa muy distante, donde incluso la nave no rebasa los 40° de ángulo de elevación con respecto a la estación en Tierra.

A orbitas ubicadas a 1050 km de altura, el satélite logra transitar sobre la estación terrena (ángulos de elevación cercanos a 90°) hasta en cinco oportunidades por día (ver figura 7.8). Esto favorece en gran manera a la calidad de transmisión del enlace, además permite un enlace de mayor duración durante esas líneas de vista. La cantidad de líneas que excede los 65° es superior en comparación a las demás altitudes; esto indica que el satélite pasa muy próximo a la estación terrena una mayor cantidad de veces, a diferencia de las órbitas anteriores.

El número de líneas de vista y el ángulo de elevación de estos mismos, se relacionan a la duración en que el satélite se encontrará en línea de vista con la estación terrena. Esto permite hacer una aproximación de la cantidad de información que puede enviarse en un enlace de comunicación, considerando una tasa de transmisión determinada.

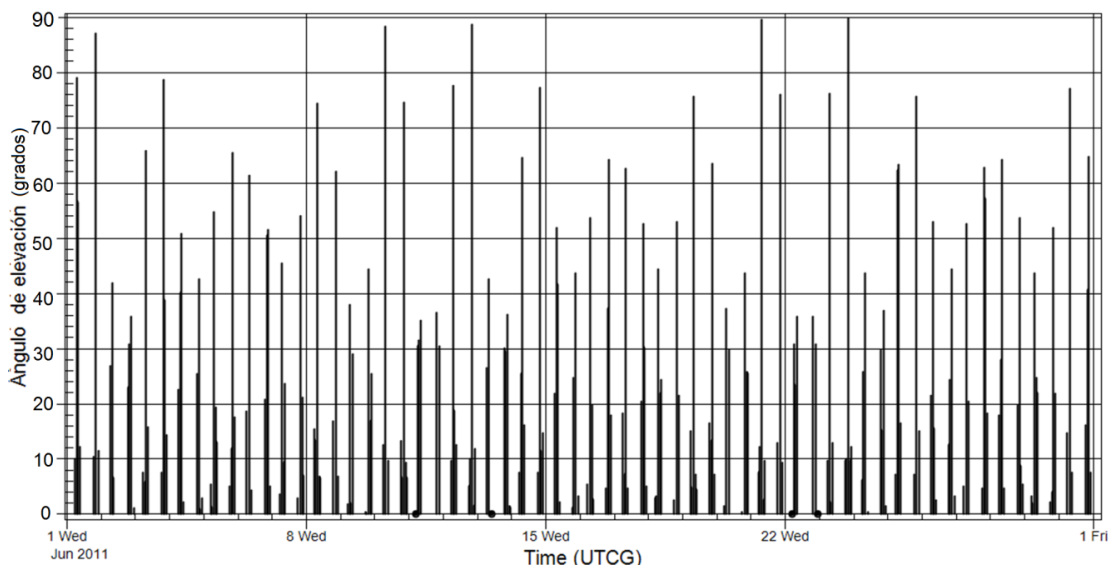


Figura 7.8. Líneas de vista de un satélite en órbita polar a una altitud de 1050 km, con respecto al ángulo de elevación de la antena en Tierra durante un mes .

La órbita de menor altitud es la que presenta la mayor cantidad de veces que el satélite es visto por la estación terrena con respecto a las demás, estos accesos se ubica entre los 50 – 70 grados. En orbitas de mayor altura se tiene menor cantidad de accesos al satélite, esto se debe a que al satélite le toma más tiempo darle la vuelta al planeta que a un satélite ubicado a menor altura.

Este análisis nos indica que la evaluación de un enlace satelital de orbita baja depende de gran manera de las características orbitales que se le va a asignar al satélite, puesto que define las características geométricas de los enlaces con respecto a la duración de la misión satelital. Además de la duración y cantidad de ventanas de comunicación entre el satélite y la estación terrena.

7.2 Análisis del Cálculo de Enlace

Establecer línea de vista entre la estación terrena y el satélite no garantiza que en un enlace de comunicación, la señal transmitida arribe correctamente al receptor, es decir, que la información llegue sin errores. La calidad del enlace va a depender de la relación señal a ruido que presente el sistema de comunicación.

En esta sección se presentan los resultados del desempeño de un enlace de bajada para un sistema satelital de órbita baja. Se analiza su impacto con respecto a las antenas hélice, parche y monopolo. Las variables consideradas en el análisis son: la potencia de transmisión, la tasa de velocidad de información, la altitud del satélite y las dimensiones de la antena receptora. En las siguientes subsecciones se analizan los resultados de la evaluación considerando los dos casos descritos en la sección 6.4 del capítulo anterior:

i).- entre el satélite y la estación terrena se establece un enlace de comunicación en el cual el eje Z del satélite apunta constantemente al centro de la Tierra.

ii).- entre el satélite y la estación terrena existe, en todo momento, un enlace de comunicación con máxima directividad de la antena en el nanosatélite.

7.2.1 Análisis de resultados considerando la estructura del satélite apuntando a la Tierra

En esta primera parte de los resultados, se considera que la orientación de la estructura del satélite se mantiene durante todo el enlace, con la cara de la nave donde se ubica la antena, apuntando hacia el centro de la Tierra.

La evaluación del enlace de comunicación se mide con base al E_b/N_o y considerando diferentes tasas de velocidad. Se supone una potencia de transmisión de 1.2 W, altitud del satélite de 850 km, un esquema de modulación QPSK y una antena en Tierra de 0.7 m de diámetro. Las tasas de transmisión utilizadas por las aplicaciones para nanosatélites, son 9.6 kbps, 512 kbps y 10 Mbps [14].

En la figura 7.9 se pueden observar los resultados de la evaluación. Todas las antenas presentan un incremento en sus valores de E_b/N_o directamente proporcional con el incremento del ángulo de elevación. Sin embargo, el desempeño de la antena monopolo disminuye a partir de ángulos de elevación mayores a 45° . La velocidad de transmisión de los datos también afecta el desempeño del enlace en cualquiera de los casos, por ejemplo, para el caso de la antena monopolo, se observa una pérdida del E_b/N_o desde 15 dB para una tasa de 9.6 Kbps, hasta valores de -15 dB para velocidades de transmisión de 10 Mbps. Lo

que implica que si se requiere transmitir mayores cantidades de datos será necesario incrementar la potencia de la señal para cumplir con los umbrales de calidad de servicio. Tomando en cuenta que se está considerando como umbral de Calidad del enlace un $BER=10^{-6}$, que corresponde a un $E_b/N_o=10$ dB para modulación QPSK, es importante observar que es posible contar con una transmisión exitosa para una velocidad de datos igual a los 9.6 Kbps, sin embargo, para tasas de 512 kbps; solo las antenas directivas alcanzan un buen desempeño cuando el satélite pasa por ángulos de elevación mayores a 60° . Al evaluar con una tasa de 10 Mbps ninguna de las antenas presenta un desempeño favorable.

La antena monopolo presenta mejores condiciones de calidad cuando se tienen ángulos de elevación menores a 45 grados, a diferencia de las antenas parche y hélice que lo presentan a 90 grados, debido a que es en este punto en el que existe menor distancia entre el satélite y la estación terrena y por tanto existen menores pérdidas por propagación. Existen algunas estrategias que permiten aumentar la relación E_b/N_o del sistema, por ejemplo, reduciendo el trayecto que viaja la señal (pérdidas de la onda), aumentando la potencia de la cual dispone el satélite ó incrementando la directividad de la antena receptora.

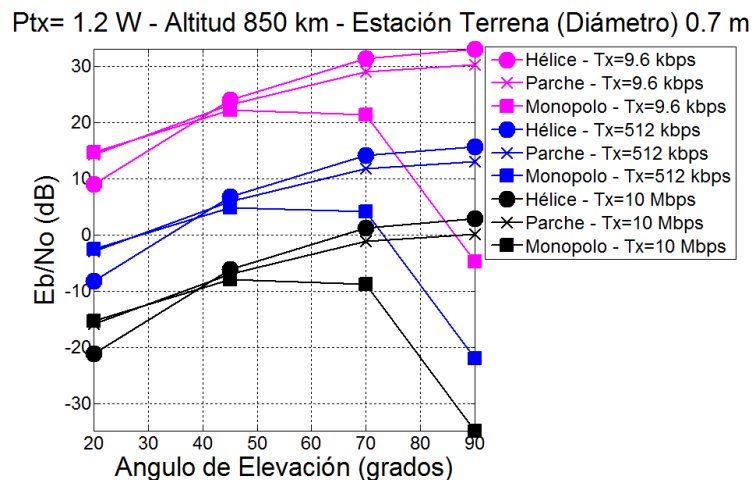


Figura 7.9. Evaluación del E_b/N_o considerando la velocidad de transmisión.

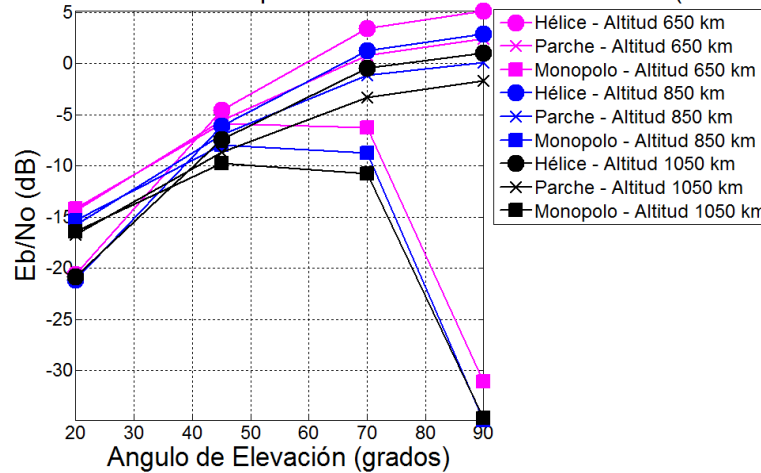
Tasa de transmisión 10 Mbps - $P_{tx} = 1.2 \text{ W}$ - Estación Terrena (Diámetro) 0.7 m

Figura 7.10. Evaluación del enlace de comunicación a 10 Mbps considerando la altitud de la órbita.

Como se mencionó en las secciones anteriores, la altitud de la órbita juega un papel importante en el desempeño del enlace. En la Figura 7.10, se muestra la evaluación del enlace de comunicación considerando distintas altitudes de ubicación del satélite. En este caso y, con base a las propuestas para ubicar este tipo de satélites, [33] se consideraron alturas de órbita a 650 km, 850 km y 1050 km.

Para la evaluación se consideró una velocidad de transmisión de 10 Mbps, una potencia de 1.2W y una antena parabólica en Tierra de 0.7 m de diámetro. Se puede observar que la altura de la órbita no afecta significativamente el desempeño del enlace, se tienen pérdidas máximas de aproximadamente 4 dB cuando se considera la menor altitud con respecto a la máxima altitud.

En relación a la calidad del enlace, en ninguno de los casos evaluados en la figura 7.10, se obtiene un valor E_b/N_o suficiente para lograr una correcta transmisión. Disminuir la tasa de velocidad reduce las exigencias en la relación señal a ruido del enlace en el receptor, lo que representa un mejor escenario para el enlace de comunicación.

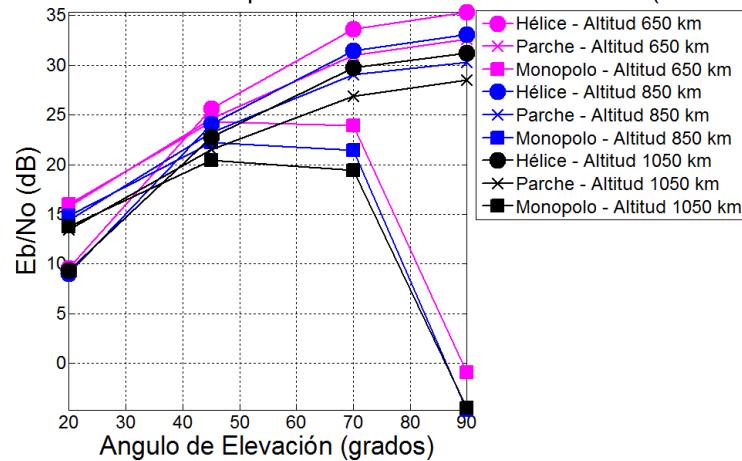
Tasa de transmisión 9.6 kbps - $P_{tx} = 1.2 \text{ W}$ - Estación Terrena (Diámetro) 0.7 m

Figura 7.11. Evaluación del enlace de comunicación a 9.6 kbps considerando la altitud de la órbita.

En la figura 7.11, se calcula la relación E_b/N_o para una tasa de 9.6 kbps a distintas alturas del satélite. Se consideran los mismos parámetros que en la evaluación anterior: potencia de 1.2 W y una antena parabólica en Tierra de 0.7 m de diámetro. Se observa a primera vista una mejoría importante en cuanto a la calidad del enlace. En este caso el umbral de $E_b/N_o = 10 \text{ dB}$, se rebasa por las antenas parche y hélice en todo momento en que existe línea de vista (ángulo de elevación mayor a 20°), y en las distintas alturas del satélite que se consideran. A diferencia de la antena monopolo, que presenta una calidad de enlace pobre a medida que el satélite se encuentra más cercano a la estación terrena.

La potencia de transmisión en un nanosatélite es un recurso limitado debido al poco espacio que tiene disponible para instalar un equipo de comunicaciones complejo. Sin embargo, es importante identificar los niveles de potencia de transmisión que se requieren para lograr una transmisión libre de errores. Al igual que en el caso anterior se consideró tasa de transmisión de 9.6 kbps, altitud del satélite de 850 km y una antena receptora con un disco de 0.7 m de diámetro. Para las antenas directivas (parche y hélice) la potencia dedicada al sistema de comunicación puede sacrificarse y lograr una calidad de enlace aceptable. Como se muestra en la figura 7.12 solo la antena monopolo es la que presenta problemas cuando el satélite se acerca a la estación terrena; en consecuencia se debe utilizar una mayor potencia que en antenas parche y hélice

Tasa de transmisión 9.6 kbps - Altitud 850 km - Estación terrena (diámetro) 0.7 m

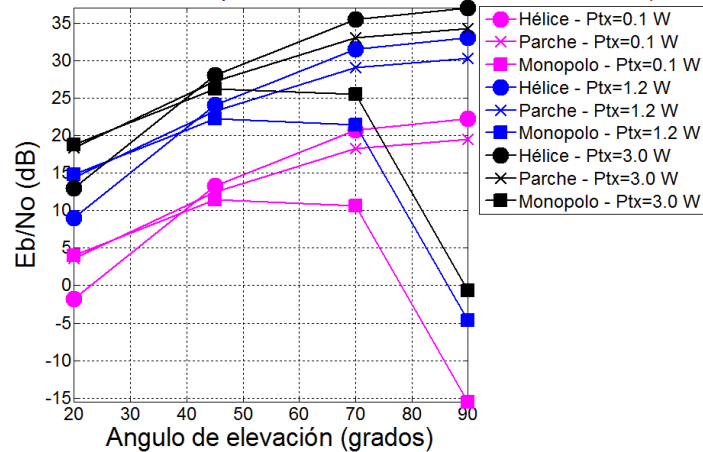


Figura 7.12. Evaluación del enlace con base a la potencia de transmisión con una tasa de 9.6 kbps.

La figura 7.13 muestra los resultados obtenidos de evaluar el enlace a una tasa mayor, considerando los parámetros utilizados en la evaluación anterior; potencia de transmisión de 1.2 W, altitud de 850 km y antena receptora de 0.7 m (diámetro). Se observa que bajo condiciones tan demandantes de 10 Mbps, no es posible lograr transmisiones exitosas, es decir que cumplan con un $\text{BER}=10^{-6}$, a pesar de considerar potencias de transmisión desde 1.2 a 3 Watts.

Tasa de transmisión 10 Mbps - Altitud 850 km - Estación terrena (diámetro) 0.7 m

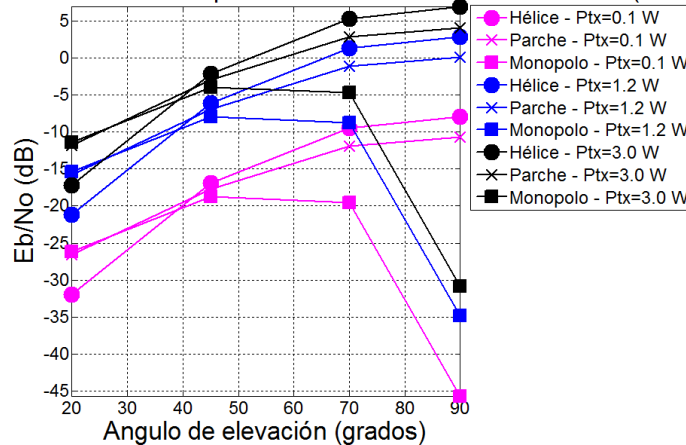


Figura 7.13. Evaluación del enlace con base a la potencia de transmisión a una tasa de 10 Mbps.

Los resultados anteriores establecen que el cambio en la altitud del satélite no afecta de manera significativa la calidad del enlace (ver figuras 7.10 y 7.11). Entonces, una alternativa que se debe considerar para incrementar la eficiencia del sistema de comunicación es mejorar las capacidades de la estación en Tierra, por ejemplo incrementar el diámetro de su antena receptora. Utilizar antenas receptoras de mayor dimensión, incrementa la complejidad de su operación, ya que se requieren motores de mayor potencia y precisión para mover la antena durante el rastreo del satélite, tomando en cuenta que éste presenta periodos orbitales de aproximadamente 90 minutos, dependiendo de su órbita, la movilidad del satélite es más rápida cuanto menor es su órbita.

Sin embargo, por la limitación que existe para modificar algunos parámetros de operación claves en el satélite es importante evaluar el desempeño del enlace cuando se incrementa o disminuye el diámetro de la antena receptora en Tierra. Para lo anterior se conservaron las mismas características de operación en el escenario, tasa de 10 Mbps, altitud del satélite de 850 km y una potencia de transmisión de 1.2 Watts. Las dimensiones propuestas para la antena receptora son de 0.7 m, 3 m y 5 m.

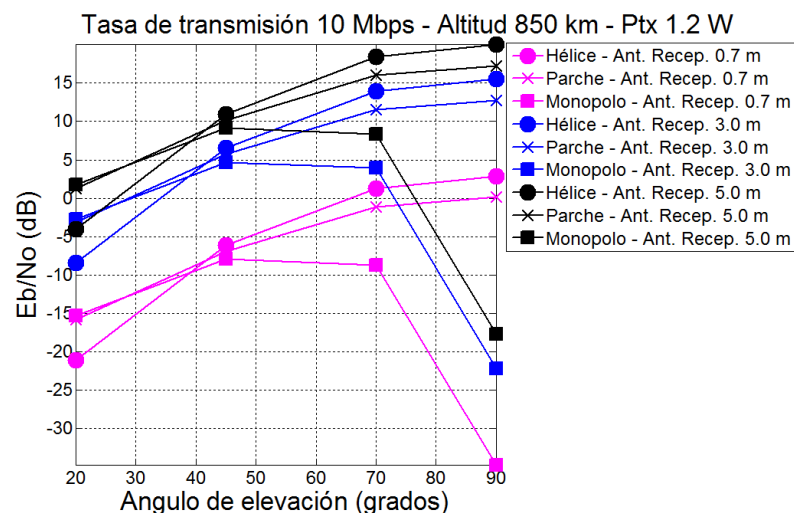


Figura 7.14. Evaluación del enlace con base al diámetro de la antena receptora, a una tasa de 10 Mbps.

En la figura 7.14. se puede observar que cuando se utiliza una antena de 0.7 m, ninguna de las antenas consideradas en el satélite ofrecen una calidad satisfactoria (por encima de los 10 dB) en el enlace. Al aumentar el diámetro de la antena, por ejemplo a 3 m únicamente las antenas hélice y parche proporcionan enlaces con un E_b/N_o mayor a los 10 dB a partir de los 60 grados de ángulo de elevación. Por el contrario y debido a su poca directividad, la antena monopolo no proporciona un buen desempeño.

Considerando un mejor escenario; la evaluación del enlace para una tasa de 9.6 kbps, con los mismos parámetros que en el caso anterior, se muestra en la figura 7.15. La lectura E_b/N_o de 10 dB del enlace se supera por las tres antenas desde el momento en que se establece una línea de visión de la estación terrestre y el satélite, en cada uno de los casos. Es evidente que utilizar antenas receptoras con diámetro más grande arrojará una mejor lectura E_b/N_o . Sin embargo, antenas de mayores dimensiones requieren costos de mantenimiento mayores, como se mencionó anteriormente. Por lo que es importante establecer e identificar compromisos para lograr un enlace de calidad aceptable utilizando el mínimo de recursos económicos posibles.

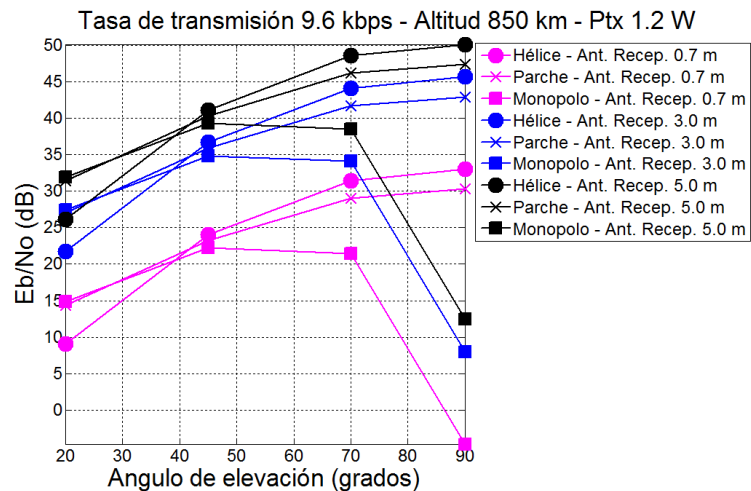


Figura 7.15. Evaluación del enlace con base al diámetro de la antena receptora a tasa de 9.6 kbps.

En la Figura 7.16, se presentan resultados que describen la relación E_b/N_o del enlace para diferentes tasas de transmisión y considerando el grado de elevación de la estación terrena en el momento que existe línea de vista con el satélite. Este análisis puede utilizarse para sistemas con tasa de transmisión variable.

Bajo estas condiciones, para un ángulo de elevación de 20° y antena en estación terrena de diámetro de 0.7m, la antena parche y monopolo alcanzan un $E_b / N_o \geq 10$ dB para una tasa de transmisión máxima de 37.5 kbps. Suponiendo una antena receptora de 3 m de diámetro, la antena parche y monopolo logran tasas máximas de transferencia de datos de hasta 600 kbps y para el caso de la antena hélice la tasa máxima es de 100 kbps. Al suponer una disco de la antena parabólica de 5 m es de esperar que la relación E_b / N_o aumente; sin embargo se obtiene una tasa máxima de 1 Mbps utilizando una antena monopolo y parche, con la antena hélice solo se logran transferencias de hasta 500 kbps.

Analizando la calidad de enlace para un ángulo de elevación de la antena parabólica en Tierra de 45° , se observa que no existen diferencias significativas en el desempeño del enlace al utilizar cualquiera de las antenas consideradas. Evaluando con respecto a una antena receptora de 0.7 m, la tasa máxima de transmisión por parte de las tres antenas es de aproximadamente 110 kbps. Una tasa de 4 Mbps se logra al emplear una antena receptora de 3 m de diámetro. Cuando se considera un diámetro de 5 m se logran transmisiones de hasta 8.5 Mbps.

Para ángulos de elevación mayores; es decir cuando el satélite se encuentra a menor distancia de la estación terrena, es posible lograr tasas de transmisión de hasta 10 Mbps con una calidad de E_b/N_o mayores a los 10 dB utilizando antenas tipo parche y hélice. Lo anterior se logra a ángulos de elevación mayores a los 70 grados y con un diámetro de la antena en Tierra de 3m. Para antenas de 5m de diámetro es posible alcanzar velocidades de transmisión de hasta 20 Mbps, cuando se consideran antenas parche o hélice en el satélite.

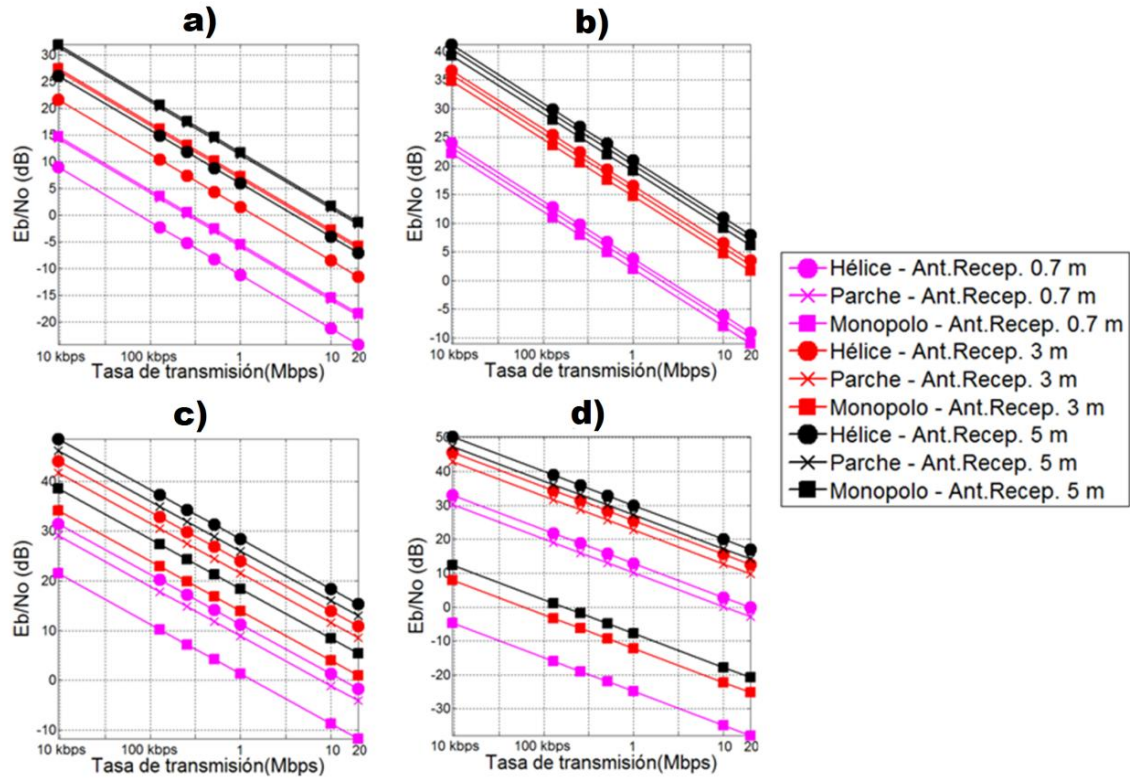


Figura 7.16. Evaluación del enlace de comunicación considerando diferentes tasas de transmisión, diámetro de la antena receptora, y ángulo de elevación de la antena en Tierra de: a) 20°, b) 45°, c) 70° y d) 90°.

7.2.2 Análisis de resultados considerando siempre línea de vista entre la antena del satélite y la estación en Tierra

En este escenario, la máxima potencia radiada de las antenas en el satélite se encuentre en dirección a la estación en Tierra. Es decir, se asume que el satélite tiene capacidad de rastreo y seguimiento de la estación terrena; modificando la orientación de la estructura satelital de forma que en todo momento la mayor directividad de las antenas estén apuntando a la estación terrena. Esto supondría el mejor y deseable de los casos ya que se lograría obtener la máxima ganancia del enlace debido a la directividad de las antenas en el satélite ya que se encuentran alineadas con la estación terrena en todo momento en que se tenga línea de vista.

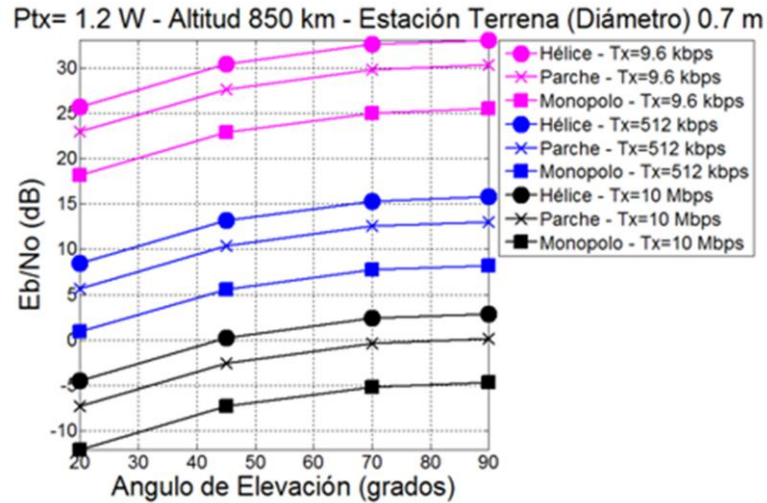


Figura 7.17. Evaluación del enlace para distintas tasas de transmisión.

Es evidente, que los resultados obtenidos en este caso serán mejores que los obtenidos en la sub-sección anterior, como se puede comparar en las figuras 7.9 y 7.17. Considerar que el satélite tiene la capacidad de orientarse de tal forma que la máxima ganancia de la antena se encuentre en dirección a la estación terrena, permite que las antenas sean directivas en todo momento durante todo el enlace.

En la figura 7.17 se observa que cualquiera de las antenas consideradas para el satélite ofrece una calidad del enlace mayor a los 10 dB para tasas de transmisión de 9.6 kbps y ángulos de elevación a partir de los 20 grados. Sin embargo, cuando la tasa de transmisión deseada se incrementa, la calidad del enlace se ve afectada obteniendo valores de E_b/N_o por debajo de los 0 dB. Para una tasa 512 kbps, solamente las antenas parche y hélice consiguen un desempeño aceptable, sobrepasando el umbral de 10 dB en ángulos de elevación mayores a 50° y 35°, respectivamente. Sin embargo, al utilizar una tasa de 10 Mbps ninguna de las antenas ofrece un buen rendimiento.

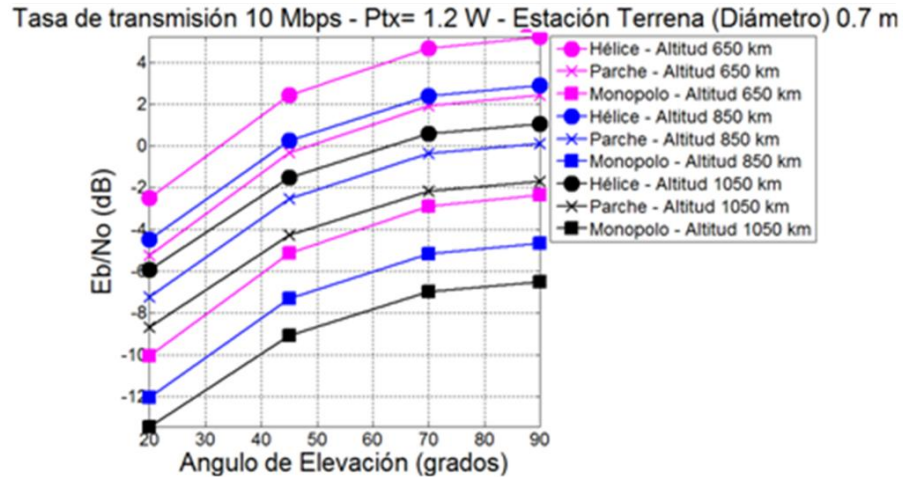


Figura 7.18. Evaluación del enlace considerando diferentes altitudes de órbita.

Teniendo en cuenta una tasa de 10 Mbps, que es la que se propone utilizar en el proyecto SENSAT, y una potencia de transmisión limitada a 1.2 W. En la evaluación del escenario de la figura 7.18, se calcula la relación E_b / N_0 para la tres antenas considerando tres alturas de órbita distintas. Sin embargo, el enlace nunca llega a ser exitoso para ninguna de las antenas. Por lo que es necesario aumentar la potencia de la señal.

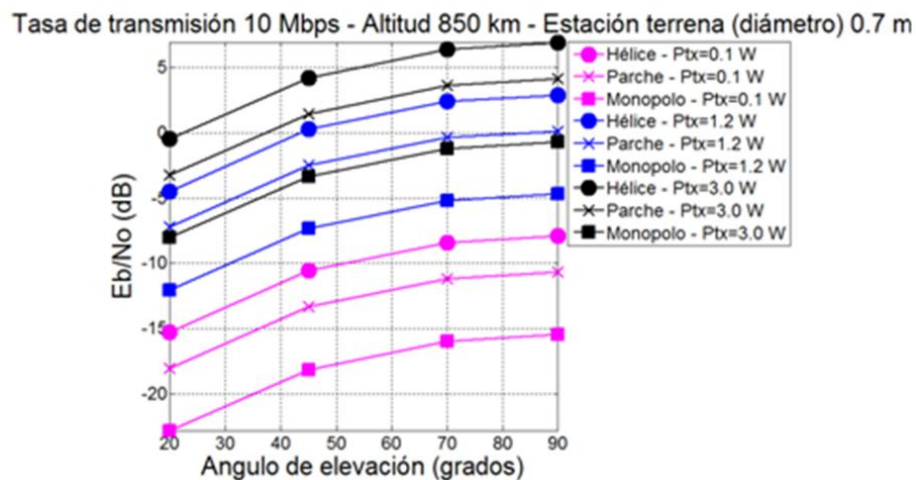


Figura 7.19. Evaluación del enlace para potencias de transmisión.

En la figura 7.19, se muestran los resultados obtenidos para el caso en el que se incrementa la potencia de transmisión hasta 3 Watts. Evidentemente, no es posible lograr valores de E_b/N_o mayores a los 10 dB aún con potencias de transmisión mayores.

Como se analizó en la sección anterior una opción que mejora la calidad de enlace para tasas de transmisión de 10 Mbps, es incrementar la directividad de la antenna receptora. En la Figura 7.20 se muestran los resultados obtenidos de la evaluación del enlace de comunicación para distintos valores de diámetro de la antenna en la estación terrena. Utilizar una antenna receptora de 0.7 m de diámetro no es suficiente para lograr un enlace exitoso. Sin embargo, utilizar una antenna de 3 m de diámetro permite que la antenna hélice y parche aprovechen su característica de directividad para conseguir una relación E_b/N_o por encima de los 10 dB, para ángulos de elevación mayores a los 30 grados.

Aprovechando la directividad que ofrece una antenna más grande, por ejemplo de 5 m de diametro, permite que las antenas hélice y parche mantengan un E_b/N_o mayor a 10 dB en todo el rango de elevación en que hay línea de vista al satélite. Logrando lecturas E_b/N_o de hasta 20 dB para la hélice y 16 dB para la antenna parche. En el caso de la antenna monopolo, este sobrepasa el umbral mínimo solo a partir de los 50 grados de elevación de la estación terrena, y registra una lectura E_b/N_o máxima de 13 dB.

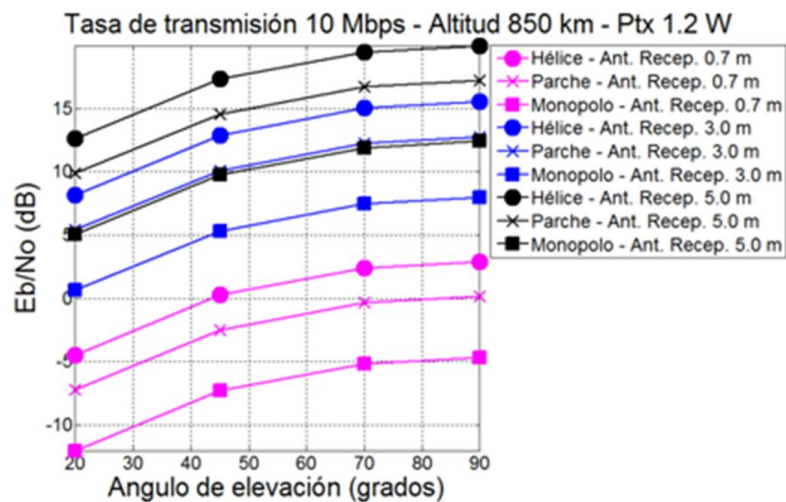


Figura 7.20. Evaluación del enlace para distintos diámetros de antenna receptora en Tierra.

En la Figura 7.21, se puede observar que conforme se incrementa la demanda de transmisión de datos es necesario mejorar las características de transmisión-recepción de la señal para lograr la calidad del enlace de comunicación deseada. Lo anterior, se logra incrementando la potencia de transmisión, el diámetro de la antena receptora, o disminuyendo el ruido generado por los equipos o el medio de comunicación. Utilizar una antena receptora de 0.7 m de diámetro a un ángulo de elevación de 20 grados, permite obtener una tasa máxima de 500 kbps siempre y cuando se utilice una antena tipo hélice, 200 kbps con una antena tipo parche y 70 kbps, para el caso de la antena monopolo. Con un ángulo de elevación de 45° y con una antena hélice es posible obtener tasas transmisión de hasta 1 Mbps, de 650 kbps con una antena parche y de hasta 175 kbps con una monopolo. Cuando el satélite se encuentra justo por encima de la antena receptora (ángulos de elevación de 90 grados), es posible alcanzar tasas de transmisión cercanas a los 2 Mbps cuando se utiliza una antena tipo hélice, de 900 kbps con antenas tipo parche y de 450 kbps para una antena monopolo.

El análisis anterior demuestra que el ángulo de elevación de la antena receptora tiene un efecto significativo en las tasas de transmisión que se pueden lograr durante la comunicación. Una posible solución que permita aprovechar esta condición, es utilizar un esquema de modulación adaptivo y consciente del ángulo de elevación de la estación terrena, de tal forma que se aprovechen las máximas tasas de transmisión en función del ángulo de elevación. Lo anterior tendría como resultado un sistema complejo y costoso. En ese sentido, se debe definir las aplicación para la que se está diseñando el sistema con el fin de que se aprovechen las condiciones de operación del enlace satelital.

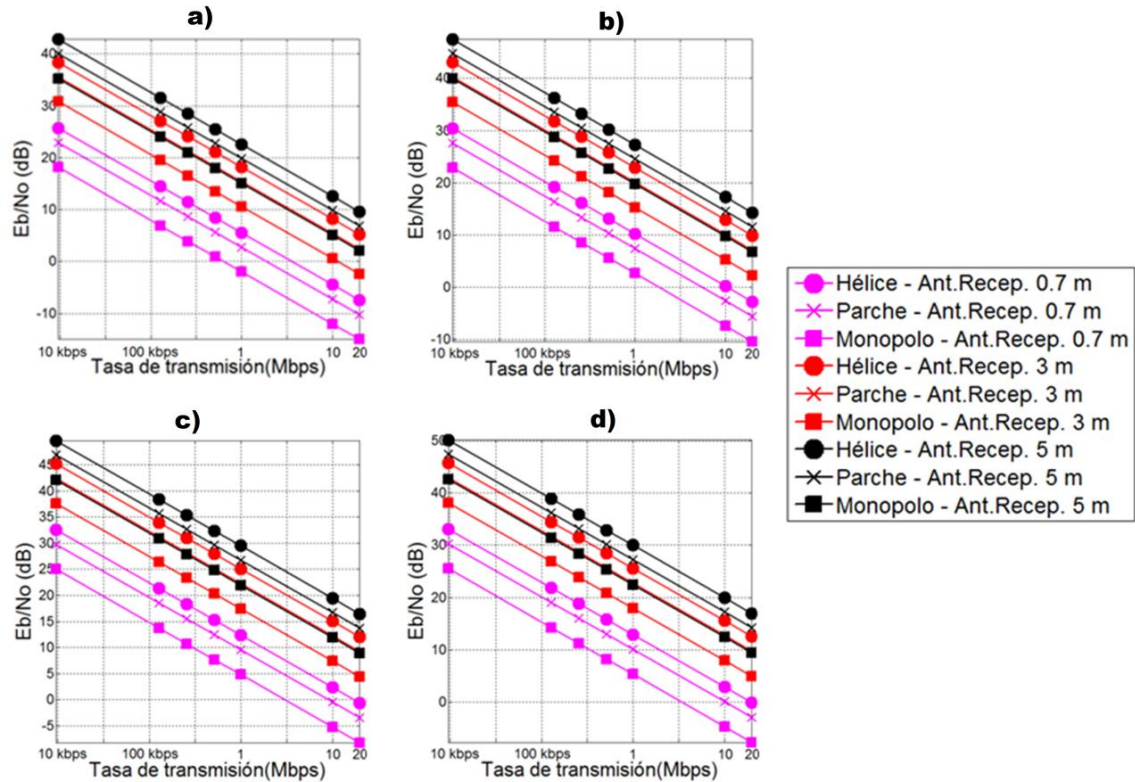


Figura 7.21. Evaluación del enlace para diferentes tasas de transmisión, considerando distintas antenas receptoras, y ángulo de elevación de la antena en Tierra de: a) 20°, b) 45°, c) 70° y d) 90°.

7.3 Resumen

En este capítulo se analizó el desempeño del enlace descendente de un satélite de órbita baja. El análisis se realizó en función de su órbita, altitud e inclinación. Se observó que factores como la altitud y la inclinación de la órbita para el caso particular de órbitas LEO, afectan significativamente la huella que registra el satélite, las regiones por las que se desplaza la nave y las líneas de vista que tendrá con la estación terrena.

En la segunda sección se presenta el análisis del cálculo de enlace bajo distintos escenarios, que se definieron en el capítulo 6. Variando parámetros como la potencia de transmisión desde el satélite, la altitud de la órbita de la nave, la tasa de transmisión utilizada en el enlace, y las dimensiones de la antena parabólica en Tierra. En el siguiente

capítulo, se comentan las conclusiones derivadas de esta evaluación. Se incluye un resumen general de lo que se aborda en esta investigación. Se discuten las ventajas y desventajas que presentan cada una de las antenas evaluadas.

Capítulo 8

Conclusiones y Trabajo futuro

En este trabajo de tesis se propuso identificar las características de mayor influencia sobre un enlace descendente de un sistema de comunicación satelital de órbita baja. Se tomó como base para el análisis el proyecto SENSAT y las características físicas y electromagnéticas de tres tipos de antenas: monopolo, parche y hélice. Los resultados evalúan la calidad del enlace tomando en cuenta las características y exigencias de operación de un nanosatélite. En este capítulo final se presenta un resumen de esta investigación y se describen algunas posibles futuras líneas de investigación.

8.1 Conclusión

Un nanosatélite es un pequeño artefacto cuya dimensión no es mayor de 10 cm por lado, pesa un par de kilos máximo, toda la electrónica está integrada en una sola tarjeta electrónica y sin embargo es capaz de realizar misiones en órbita de comunicaciones, observación de la Tierra o experimentación científica. Hoy en día el uso de nanosatélites para la investigación espacial es una realidad. Su bajo costo y poco tiempo de construcción hacen de ellos una opción viable para explorar y conocer el espacio.

A la fecha, se han desarrollado una gran cantidad de satélites pequeños con misiones y aplicaciones limitadas; condicionadas principalmente por sus características físicas y bajo consumo de potencia. Sin embargo, el desarrollo de técnicas para controlar múltiples satélites, llamados constelaciones, se presenta como una oportunidad de utilizar a

estos nanosatélites como plataforma para realizar misiones más complejas que incluso podrían superar las funciones que ofrecen satélites de mayor tamaño.

Lo anterior propone la necesidad de desarrollar métodos de control de actitud más precisos para los nanosatélite, que permitan obtener tasas de velocidad mayores para la transmisión y recepción a Tierra de mayores cantidades de información en menor tiempo y con mayor calidad.

Una opción reiterada que se presenta en la literatura es emplear antenas directivas, sin embargo, el tamaño reducido de los satélites, además de las restricciones propias en el diseño y lanzamiento de la nave, limitan la cantidad de antenas que se pueden utilizar en los satélites. Para solucionar esto, se han propuesto tres tipos de antenas que ya han tenido éxito en otros desarrollos satelitales, estas propuestas no ofrecen las mismas ventajas que un arreglo de antenas, pero si las suficientes para cumplir con las exigencias de una misión nanosatelital.

Las antenas que se consideraron para esta evaluación fueron la antena monopolo, la antena hélice y la antena parche. Se caracterizaron las antenas propuestas considerando la estructura del satélite. En el caso de la antena monopolo se aprovecha el efecto de reflexión en la estructura del satélite para incrementar su ganancia. Para el caso de la antena parche y hélice, este efecto es despreciable.

Se muestran las propiedades de las antenas, tanto físicas como electromagnéticas. La directividad, el ancho de banda, el patrón de radiación y la polarización, entre otras, se obtiene de cada prototipo utilizado en la evaluación del enlace. Para esto, se utilizó como herramienta de simulación los programas 4NEC2 y Matlab.

Durante la evaluación se consideró que la estación en Tierra se encuentra ubicada en la ciudad de Ensenada, Baja California y que cuenta con la capacidad de seguimiento y rastreo del satélite. El modelo de propagación utilizado considera las pérdidas por el espacio libre, por lluvia, absorción atmosférica y centelleo atmosférico. Los resultados se analizaron en función a tasas de transmisión de hasta 10 Mbps, ya que es la velocidad que requiere la misión en el proyecto SENSAT, altitud de la órbita satelital y de distintos ángulos de elevación y diámetro de la estación terrena.

Para la evaluación del enlace de comunicación se utilizó el programa Satellite Tool Kit. Se consideraron dos escenarios para el análisis del cálculo de enlace. En el primero el satélite no cuenta con un sistema de control que le permita obtener la máxima directividad de la antena con la estación terrena, mientras que en el segundo escenario se supone que sí cuenta con él, por lo que en este caso la antena del satélite siempre apunta hacia la antena ubicada en Tierra. Los resultados muestran evidencia de que en el segundo caso, con cualquiera de las antenas es posible superar el umbral de calidad del enlace, sin embargo para lograr esto en la práctica, será obligatorio implementar un control de actitud preciso y complejo en el satélite lo que incrementaría el costo del sistema. Las tres antenas del satélite consideradas en este trabajo, monopolo, parche y hélice, ofrecen un buen desempeño cuando se demandan tasas bajas (9.6 kbps) de transferencia de datos. Para tasas mayores, por encima de los 512 Kbps, únicamente las antenas tipo parche y hélice ofrecen enlaces de comunicación que sobrepasan el umbral de calidad establecido (alrededor de los 10 dB), siempre y cuando el satélite se encuentre en línea de vista con la estación terrena a ángulos de elevación mayores a los 60 grados. En el caso de requerir tasas de 10 Mbps, los valores obtenidos de E_b/N_0 siempre se encuentran por debajo del umbral, por lo que es necesario modificar el esquema de modulación a uno de mayor nivel 8PSK, 8QAM, o 16 PSK, o en caso de ser posible incrementar la potencia de transmisión, reducir la altura de la órbita o incrementar el diámetro de la antena en la estación terrena.

Incrementar el diámetro en la estación terrena es una opción viable que mejora la calidad del enlace de comunicación. Los resultados muestran que si se consideran antenas en la estación terrena de diámetros de al menos 3 metros es posible alcanzar tasas de transmisión de hasta 10 Mbps con una calidad de BER de 10^{-6} , esto independientemente de la antena que se utilice en el satélite.

A pesar de que la antena tipo hélice es la que mejores resultados ofrece en comparación con los otros tipos de antenas, es importante mencionar que desde el punto de vista de construcción e implementación en el satélite existen diferencias entre ellas que deben tomarse en cuenta durante su diseño. Por ejemplo, la antena monopolo es la antena más utilizada en la mayoría de los proyectos de nanosatélites, lo anterior se debe a que su estructura no representa una limitante para la implementación de celdas solares en la

superficie del satélite, además de que existen diversos mecanismos para su despliegue en el espacio. A diferencia de la antena monopolo, la antena tipo hélice requiere de un mecanismo complejo de despliegue ya que no debe superar la dimensión del PPOD. La antena tipo parche no necesita un mecanismo de despliegue, ya que gracias a su característica plana permite montarla sobre una de las caras de la nave, sin embargo esto reduce espacio en la superficie del satélite para montar los paneles solares.

En resumen, los nanosatélites aislados pueden realizar funciones de comunicaciones en diferido, con velocidades bajas de información, hacer funciones de observación a media y gran escala, sobre todo con fines meteorológicos, y hacer misiones científicas con algún tipo de sensor por ejemplo de radiación o de campo magnético. Estas funciones ya han sido demostradas en órbita en varias misiones en los últimos años pero es en constelaciones, enjambres o vuelos en formación, donde desarrollarán toda su potencialidad. Las constelaciones de satélites pequeños tienen aplicación en misiones científicas como sensores distribuidos para medida simultánea de algún parámetro a escala global. También en comunicaciones y observación, una constelación de nanosatélites puede constituir una enorme apertura (antena) de elementos discretos y conseguir resoluciones sin precedentes en radar. Además se reduce la vulnerabilidad del sistema porque sería tolerante al fallo de uno o varios satélites del sistema.

Desarrollar satélites de la escala del SENSAT abre camino a las diversas posibilidades de acceso al espacio con menores costos y tiempos de desarrollo. Por esta razón, diversas universidades, compañías y organizaciones gubernamentales en el mundo demuestran su interés en desarrollar pequeños satélites que permitan llevar a cabo experimentos y misiones científicas que no son fácilmente accesibles desde satélites convencionales. Por mencionar un ejemplo, para el año 2012 está programado el lanzamiento del primer satélite diminuto cuya misión será buscar planetas con condiciones similares a las de la Tierra, esto es que puedan albergar vida. Draper Laboratory y el MIT (Instituto Tecnológico de Massachusetts) desarrollaron este satélite del tamaño de una hogaza de pan [44]. El nanosatélite tiene un volumen de tres litros; tiene 10 centímetros de alto, 10 centímetros de ancho y 30 centímetros de largo. Cada nanosatélite costará alrededor de 600,000 dólares una vez que entre en producción—todo el proyecto conocido

como ExoPlanetSat cuesta aproximadamente 5 millones—y su vida orbital estimada es de uno a dos años.

Los beneficios educacionales y tecnológicos de SENSAT se pueden enfatizar en el entrenamiento en campo de ingenieros y científicos, y en un futuro cercano la maduración de esta tecnología unida a la implementación de una red de este tipo de satélites permitirá que se generen nuevas aplicaciones de bajo costo en el campo de las telecomunicaciones, observación terrestre y la exploración de recursos naturales, tan importantes para el desarrollo de nuestro país.

8.2 Contribuciones académicas

1.- J. J. Amador W., A. G. Andrade R., “Evaluación de Antenas para Satélites Pequeños”, 1er Congreso Nacional de Ciencia y Tecnología Aeroespacial, SOMECYTA, Julio 2011.

8.3 Trabajo Futuro

El desarrollo de nanosatélites tiene un espectro de oportunidades de investigación bastante amplio y obviamente no se consideraron todos los aspectos relevantes durante el desarrollo de este trabajo de investigación, a continuación se discutirán algunos problemas abiertos que garantizan líneas de investigación futura.

- En este trabajo se analizó el comportamiento y desempeño, mediante simulación, de tres tipos de antenas. Sin embargo es recomendable construir y caracterizar las antenas bajo condiciones similares a las que se expondrán en el espacio.
- Emplear otros modelos de actitud tales como de 2 ejes, 3 ejes, pasivo o activos, con el fin de mejorar las condiciones de transmisión entre antenas y con ello lograr tasas de transmisión mayores con el mínimo error.
- Evaluar la calidad del enlace descendente de comunicación utilizando métricas tales como; paquetes perdidos o probabilidad de interrupción. Además de considerar otras

condiciones que pudieran afectar la comunicación, tal es el caso de la interferencia ocasionada por otras tecnologías inalámbricas.

- Evaluar la viabilidad de utilizar otro tipo de antena en la estación terrena para la evaluación del enlace satelital. Por ejemplo; Antena Yagi, arreglos de antenas helicoidales, entre otras, serían algunas opciones.

Bibliografia

- [1] Kolawole, M. O. Satellite Communication Engineering. Marcel Dekker, New York, pp. 269. 2002.
- [2] S. H. Heidt, J. Puig-Suari, A.S. Moose. CubeSat: A new Generation of Picosatellite for Education and Industry Low- Cost Space Experimentation. In Proceedings of the 14th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellite, SSC00-V-5. Logan, UT. Aug. 2000.
- [3] CubeSat Page. [http:// cubesat.calpoly.edu/](http://cubesat.calpoly.edu/)
- [4] K. Woellert et al. CubeSats: cost-effective science and technology platforms for emerging and developing nations. Advances in Space Research, 47. p. 663-684. Oct. 2011.
- [5] G. Hunyadi, D. M. Klumpar, S. Jepsen, B. Larsen, M. Obland. A commercial Off the Shelf (COTS) Packet Communications Subsystem for the Montana EaRth-Orbiting Pico-Explorer (MEROPE) Cubesat. Proceedings of the 2002 IEEE Aerospace Conference. 1:473-478. March 2002.
- [6] A. Scholz, J. J. Miao, J. C. Juang. PACE NANOSATELLITE PREPARING FOR LAUNCH. 61st International Astronautical Congress, Prague, Cz, Copyright 2010 by the International Astronautical Federation. IAC-10-B4.6. Pag. 1-3.
- [7] L. Reyneri, C. Sansoe, D. Del Corso, C. Passerone, S. Speretta. PicPOt: a small satellite with educational goals. 18th EAEEIE Annual Conference on innovation in Education for Electrical and Information Engineering (EIE). Praha, 2007.
- [8] J. H. Oehring, J. W. Schea, A. C. Bennet, N. Schutt. TU Sat 1- An Innovative Low-Cost Communications Satellite. 15th Annual/USU Conference on Small Satellites. Logan, UT. Aug. 2001.
- [9] D. Rankin. THE CANX-2 NANOSATELLITE: EXPANDING THE SCIENCE ABILITIES OF NANOSATELLITES. Proceedings of the IAC/IAA 55th. International Astronautical Congress. Vancouver, Canada. Aug. 2004.
- [10] Stras, L.N., Kekez, D.D., Wells, G.J., Jeans, T., Zee, R.E., Pranajaya, F.M., Foisy. D.G. The Design and Operation of The Canadian Advanced Nanospace eXperiment (CanX-1). In Proc. AMSAT-NA 21st Space Symp. Toronto, Canada. 2003. pp. 150-160.
- [11] A. Lin, C. L. Chang, S. Tsai, C. J. Fong, C. P. Chang, R. Lin. YamSat: the First Picosatellite being Developed in Taiwan. Proc. 15th AIAA/USU Conference on Small Satellites, 13-16, 2001.
- [12] S. Waydo, D. Henry, M. Cambell, G. Hall. CubeSat Design for LEO-Based Earth Science Missions. in IEEE Aerospace Conf, March 2002.

- [13] O. Koudelka, G. Egger, B. Josseck, N. Deschamp, R. Zee, W. Weiss, A. Scholtz, W. Keim. TUGSAT-1/BRITE-AUSTRIA-THE FIRST AUSTRIAN NANOSATELLITE. IAC-06-b5.2.6 pp. 8, 2006.
- [14] B. Klofas, J. Anderson, K. Leveque. A survey of CubeSat Communication Systems. The AMSAT Journal. November/December 2009.
- [15] Libertad 1 page. [http:// usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/libertadi.html](http://usergioarboleda.edu.co/proyecto_espacial/libertadi.html)
- [16] Chasqui 1 page. <http://www.chasqui.uni.edu.pe/>
- [17] Agencia Espacial Civil Ecuatorianahttp, <http://exa.ec/>
- [18] SENSAT page. [http:// mysensat.org/](http://mysensat.org/)
- [19] F. J. Mendieta, E. Pacheco, A. Serrano, J. Sanchez, C. Martinez, M.Turrubiartes, K. C. Murrieta. SENSAT: nanosatellites with advanced payloads to promote human resources preparation in aerospace technologies in Mexico. UN/Austria/ESA Symposium on Small Satellite Programmes for Sustainable Development. Graz, Austria. September 2010.
- [20] Q. Marji, R. Tsoi, M. E. Cannon, R.F. Zee. Software Simulation Test and Results for Nanosatellite Formation Flying. ION NTM 2007. San Diego CA, 22-24 January 2007.
- [21] E. Gill, P. Sundaramoorthy, J. Bouwmeester, B. Sanders. Formation Flying to Enhance the QB50 Space Network. The 4S Symposium. Funchal, Madeira. 2010.
- [22] M. Swartwout. Bandit: A Platform for Responsive Educational and Research Activities". Responsive Space Conference, AIAA-RS4-2006-3004, Los Angeles, CA, April 2006.
- [23] T. Sorensen, G. Prescott, M. Villa, D. Brown, J. Hicks, A. Edwards, J. Lyke, T. George, S. Mobasser. KUTESAT-2, A Student Nanosatellite Mission for Testing Rapid-Response Small Satellite Technologies in Low Earth Orbit. AIAA-3rd Responsive Space Conference 2005. Los Angeles, CA. April 25-28, 2005.
- [24] N. Orr, J. Eyer, B. Larouche, R. Zee. PRECISION FORMATION FLIGHT: THE CANX-4 AND CANX-5 DUAL NANOSATELLITE MISSION. Poc. 21st Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, Utah. August 2007.
- [25] Ippolito L. J. Satellite Communications Systems Engineering. John Wiley & Sons First edition. Washington. pp .376. 2008.
- [26] R. E. Sheriff, Y. F. Hu. Mobile Satellite Communication Networks. John Wiley & Sons. First edition. England. pp. 368. 2001.
- [27] D. Roddy. Satellite Communication. McGraw- Hill Third edition.. New York. pp. 565. 2001.

- [28] B. R. Elbert. The Satellite Communication Applications Handbook. Artech House, Inc. Second edition. Massachusetts. pp. 532. 2004.
- [29] Tuli T. S., Orr Nathan G., Dr. Robert E. Zee. Low Cost Ground Station Design for Nanosatellite Missions. In Proceedings of AMSAT North American Space Symposium. 2006.
- [30] M. Rodriguez-Osorio, R. Díaz, M. Coca. Educational Ground Station Based on Software Defined Radio. 58th IAC (International Astronautical Congress). Glasgow, UK. 28th Sept. - 2nd October, 2008.
- [31] G. J. Wells, M. A. Sdao, Dr. R. E. Zee. Low-Cost Ground Station Antenna Arrays for Microspacecraft Mission Support. Proceedings of the 19th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. August 9-12. Logan, Utah. 2004.
- [32] C. A. Balanis. Antenna Theory: Analysis and Design. John Wiley & Sons. Second edition. New York. pp. 941. 1997.
- [33] J. Bouwmeester, J. Guo. Survey of Worldwide Pico- and Nanosatellite Missions, Distributions and Subsystem Technology. Acta Astronautica Vol. 67. Netherlands. 2010.
- [34] M. Long, A. Lorenz, G. Rodgers, E. Tapio, G. Tran, K. Jackson, and R. Twigg, "A CubeSat Derived Design for a Unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection," 16th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Utah, USA, 2002.
- [35] Senatore, Patrick, A. Klesh, T. H. Zurbuchen, D. McKague, and J Cutler, "Concept, design, and prototyping of XSAS: A high power extendable solar array for CubeSat applications," Proc. 40th Aerosp. Mechanisms Symp., NASA Kennedy Space Center, May 7-9, 2009.
- [36] W. J. Ubbels, C. J. M Verhoeven, R. J. Hamann, E. K. A. Gill, J. Bouwmeester; First Flight Results of the Delfi-C³ Satellite Mission, Proceedings of the 22nd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Logan, UT, USA, August.
- [37] J. Mueller, J. Ziemer, R. Hofer, R. Wirz, T. O Donnell. A Survey of Micro-Thrust Propulsion Options for Microspacecraft and Formation Flying Mission. 5th Annual CubeSat Developers Workshop San Luis Obispo, CA, April 2008.
- [38] B. Sklar. Digital Communications, Fundamentals and Applications. Prentice Hall PTR. Second edition., New Jersey. pp .1078. 2008.
- [39] C. Passerone, M. Tranchero, S. Speretta, L. Reyneri, C. Sansoe. Design Solutions for a University Nano-satellite. Aerospace Conference, IEE. 1-8 March 2008.2008, SSC08-X-7.
- [40] S. Gao, M. Brenchley, M. Unwin. Antennas for Small Satellites. 2008 Loughborough Antennas & Propagation Conference, p. 66 – 69, 17-18 March 2008, Loughborough, UK.

- [41] H. Memarzadeh and M. Azarmanesh. Theoretical and experimental analysis of dualband circularly polarized microstrip patch antenna. *Antennas and Propagation Society Symp. IEEE*. vol.: 1. pp. 20-25. June 2004.
- [42] Leung, K. W. and H. K. Ng. The slot-coupled Hemispherical dielectric resonator antenna with a parasitic patch: Applications to the circularly polarised antenna and wide-band antenna. *IEEE Antennas and Propagation Magazine*. Vol. 53, No. 5. pp. 1762–1769. 2005.
- [43] A. A. Abdelaziz. Bandwidth Enhancement of Microstrip Antenna. *Progress In Electromagnetics Research, PIER* Vol. 69. pp. 311 – 317. 2006.
- [44] Draper Laboratory page. <http://www.draper.com/>

APÉNDICE A. MODELO DE ATENUACIÓN POR GASES ATMOSFÉRICOS

El modelo utilizado para esta investigación es la Recomendación ITU-R 676-5. Este método de aproximación proporciona predicciones para el rango de frecuencias de 1 – 350 GHz, y para estaciones terrenas hasta alturas sobre el nivel del mar de 10 km. El modelo calcula atenuaciones para ángulos de elevación de $5^\circ \leq \theta \leq 90^\circ$.

Los parámetros necesarios para el cálculo, son:

- f =frecuencia (GHz).
- P =presión (hPa).
- T =Temperatura del aire ($^\circ C$).
- ρ =Densidad de vapor de agua (g/m^3).

Para ángulos de elevación, φ , de $5^\circ - 90^\circ$ la atenuación por absorción de gas atmosférica (A_{gas}) para el trayecto satélite-estación terrena se determina de la siguiente forma:

$$A_{gas} = \frac{\gamma_0 h_0 + \gamma_w h_w}{\sin \varphi} dB \quad (A.1)$$

donde γ_0 = atenuación específica por aire seco, h_0 =altura equivalente para el aire seco, γ_w = atenuación específica por el vapor de agua, h_w =altura equivalente para el vapor de agua.

La obtención de cada una de las variables se describe a continuación;

- La Atenuación específica por el aire seco, para $f \leq 54 \text{GHz}$;

$$\gamma_0 = \left[\frac{7.2 r_t^{2.8}}{f^2 + 0.34 r_p^2 r_t^{1.6}} + \frac{0.62 \xi_3}{(54-f)^{1.16 \xi_1} + 0.83 \xi_2} \right] f^2 r_p^2 \times 10^{-3} \quad (A.2)$$

Donde:

$$r_p \equiv \frac{P}{1013}$$

$$r_t \equiv \frac{288}{(273 + T)}$$

$$\xi_1 = \varphi(r_p, r_t, 0.0717, -1.8132, 0.0156, -1.6515)$$

$$\xi_2 = \varphi(r_p, r_t, 0.5146, -4.6368, -0.1921, -5.7416)$$

$$\xi_3 = \varphi(r_p, r_t, 0.3414, -6.5851, 0.2130, -8.5854)$$

$$\varphi(r_p, r_t, a, b, c, d) \equiv r_p^a r_t^b \exp[c(1-r_p) + d(1-r_t)]$$

- La altura equivalente para el aire seco se obtiene con la siguiente fórmula,

$$h_0 = \frac{6.1}{1 + 0.17r_p^{-1.1}} (1 + t_1 + t_2 + t_3) \quad (\text{A. 3})$$

$$t_1 = \frac{4.64}{1 + 0.066r_p^{-2.3}} \exp \left[- \left(\frac{f - 59.7}{2.87 + 12.4 \exp(-7.9r_p)} \right)^2 \right]$$

$$t_2 = \frac{0.14 \exp(2.12r_p)}{(f - 118.75)^2 + 0.031 \exp(2.2r_p)}$$

$$t_3 = \frac{0.0114}{1 + 0.14r_p^{-2.6}} f \frac{-0.0247 + 0.0001f + 1.61 \times 10^{-6} f^2}{1 - 0.0169f + 4.1 \times 10^{-5} f^2 + 3.2 \times 10^{-7} f^3}$$

- La atenuación específica para el vapor de agua,

$$\begin{aligned} \gamma_w = & \left\{ \frac{3.98\eta_1 \exp[2.23(1-r_t)]}{(f - 22235)^2 + 9.42\eta_1^2} g(f, 22) + \frac{11.96\eta_1 \exp[0.7(1-r_t)]}{(f - 18331)^2 + 11.14\eta_1^2} \right. \\ & + \frac{0.08\eta_1 \exp[6.44(1-r_t)]}{(f - 321226)^2 + 6.29\eta_1^2} + \frac{3.66\eta_1 \exp[1.6(1-r_t)]}{(f - 325153)^2 + 9.22\eta_1^2} \\ & + \frac{25.37\eta_1 \exp[1.09(1-r_t)]}{(f - 380)^2} + \frac{17.4\eta_1 \exp[1.46(1-r_t)]}{(f - 448)^2} \\ & + \frac{8446\eta_1 \exp[0.17(1-r_t)]}{(f - 557)^2} g(f, 557) + \frac{290\eta_1 \exp[0.41(1-r_t)]}{(f - 752)^2} g(f, 752) \\ & \left. + \frac{8.3328 \times 10^4 \eta_2 \exp[0.99(1-r_t)]}{(f - 1780)^2} g(f, 1780) \right\} f^2 r_t^{2.5} \rho \times 10^{-4} \quad (\text{A. 4}) \end{aligned}$$

Donde:

$$\eta_1 = 0.955r_p r_t^{0.68} + 0.006\rho$$

$$\eta_2 = 0.735r_p r_t^{0.5} + 0.0353r_t^4 \rho$$

$$g(f, f_i) = 1 + \left(\frac{f - f_i}{f + f_i} \right)^2$$

- Altura equivalente del vapor de agua,

$$h_w = 1.66 \left(1 + \frac{1.39\sigma_w}{(f - 22.235)^2 + 2.56\sigma_w} + \frac{3.37\sigma_w}{(f - 183.31)^2 + 4.69\sigma_w} + \frac{1.58\sigma_w}{(f - 325.1)^2 + 2.89\sigma_w} \right)$$

(A.5)

$$\text{Donde: } \sigma_w = \frac{1.013}{1 + \exp[-8.6(r_p - 0.57)]}$$

APÉNDICE B. MODELO DE ATENUACIÓN POR LLUVIA

La recomendación ITU-R 618-9 es el modelo utilizado para simular la atenuación por lluvia en la investigación. Los parámetros necesarios para llevar a cabo el cálculo de la atenuación por lluvia en un sistema de comunicación con características específicas son los siguientes:

- $R_{0.01}$ = Tasa de lluvia para determinada ubicación para un porcentaje de interrupción de 0.01 % de un año promedio (mm/hr).
- h_s = Altura de la estación terrena (km) sobre el nivel del mar.
- θ = ángulo de elevación (grados).
- φ = latitud de la estación terrena (grados).
- f = frecuencia (GHz).
- R_e = radio efectivo de la Tierra (8500 km).
- h_R = altura de la lluvia. (km)

A continuación se describe, cómo es que el modelo lleva a cabo los cálculos para obtener la atenuación ocasionada por la lluvia en un enlace satelital.

- Se determina la altura de la lluvia, h_R , que se establece en la recomendación ITU-R P.839 (ver figura B.1).

$$h_R = h_0 + 0.36 \quad [\text{km}] \quad (\text{B.1})$$

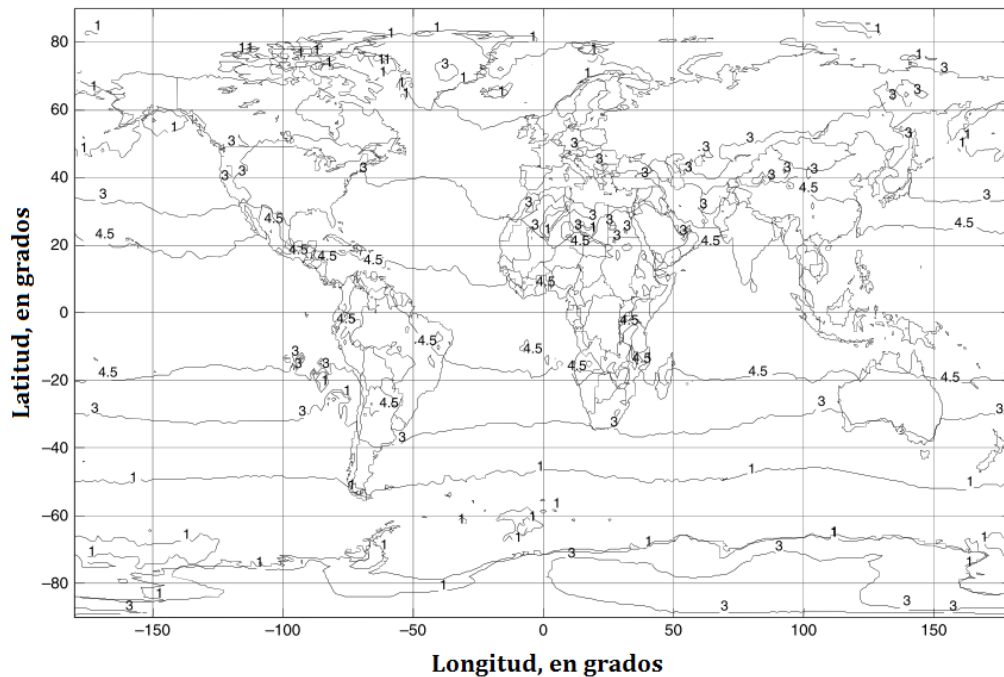


Figura B. 1. Altura promedio anual de isoterma de 0 °C (h_0) por encima del nivel del mar (km).

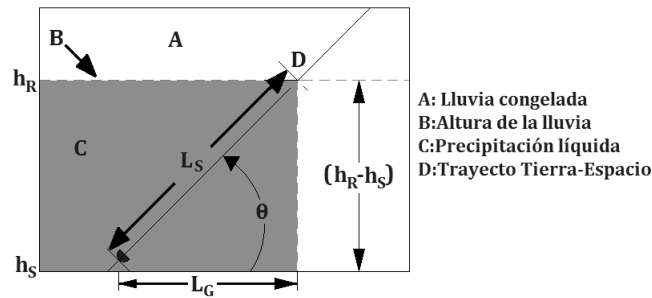


Figura B.2. Geometría del trayecto de propagación por una región con lluvia.

- Cálculo de la longitud del trayecto por la región con lluvia (L_S) y su proyección horizontal (L_G) (ver figura B. 2):

$$L_S(\theta) = \begin{cases} \frac{(h_R - h_S)}{\sin \theta} & \text{para } \theta \geq 5^\circ \\ \frac{2(h_R - h_S)}{\left[\sin^2 \theta + \frac{2(h_R - h_S)}{R_e} \right]^{1/2} + \sin \theta} & \text{para } \theta < 5^\circ \end{cases} \quad [\text{km}] \quad (\text{B.2})$$

donde h_R =altura de la lluvia, h_S =altura de la antena en la estación terrena desde el nivel del mar, θ = ángulo de elevación, R_e =8500 km (radio efectivo de la Tierra).

$$L_G = L_S \cos \theta \quad [\text{km}] \quad (\text{B.3})$$

- Se calcula la atenuación específica, γ_R , utilizando los coeficientes (k, α) de la recomendación ITU-R P.838-3. $R_{0.01}$ =tasa de lluvia excedida el 0.01 % de un año promedio (ver figura B. 3).

$$\gamma_R = k(R_{0.01})^\alpha \quad [\text{dB/km}] \quad (\text{B.4})$$

- Se obtiene el factor de reducción horizontal ($r_{0.01}$) y el factor de ajuste vertical ($v_{0.01}$), para el 0.01 % del tiempo.

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + 0.78 \sqrt{\frac{L_G \gamma_R}{f}} - 0.38(1 - 2^{-2L_G})} \quad (\text{B.5})$$

donde L_G =proyección horizontal.

$$v_{0.01} = \frac{1}{1 + \sqrt{\sin \theta} \left[31 \left(1 - e^{-\left(\frac{\theta}{1+x} \right)} \right) \frac{\sqrt{L_R \gamma_R}}{f^2} - 0.45 \right]} \quad (\text{B.6})$$

Donde:

$$L_R = \begin{cases} \frac{L_G r_{0.01}}{\cos \theta} & \text{km para } \zeta > \theta \\ \frac{(h_R - h_S)}{\sin \theta} & \text{km para } \zeta \leq \theta \end{cases} \quad (\text{B.7})$$

y

$$\zeta = \tan^{-1} \left(\frac{h_R - h_S}{L_G r_{0.01}} \right) \text{ (grados)} \quad (\text{B.8})$$

$$\begin{aligned} x &= 36 - |\varphi| \text{ (grados)} & \text{para } |\varphi| < 36 \\ x &= 0 & \text{para } |\varphi| \geq 36 \end{aligned} \quad (\text{B.9})$$

Recordando que φ = latitud de la ubicación de la estación terrena.

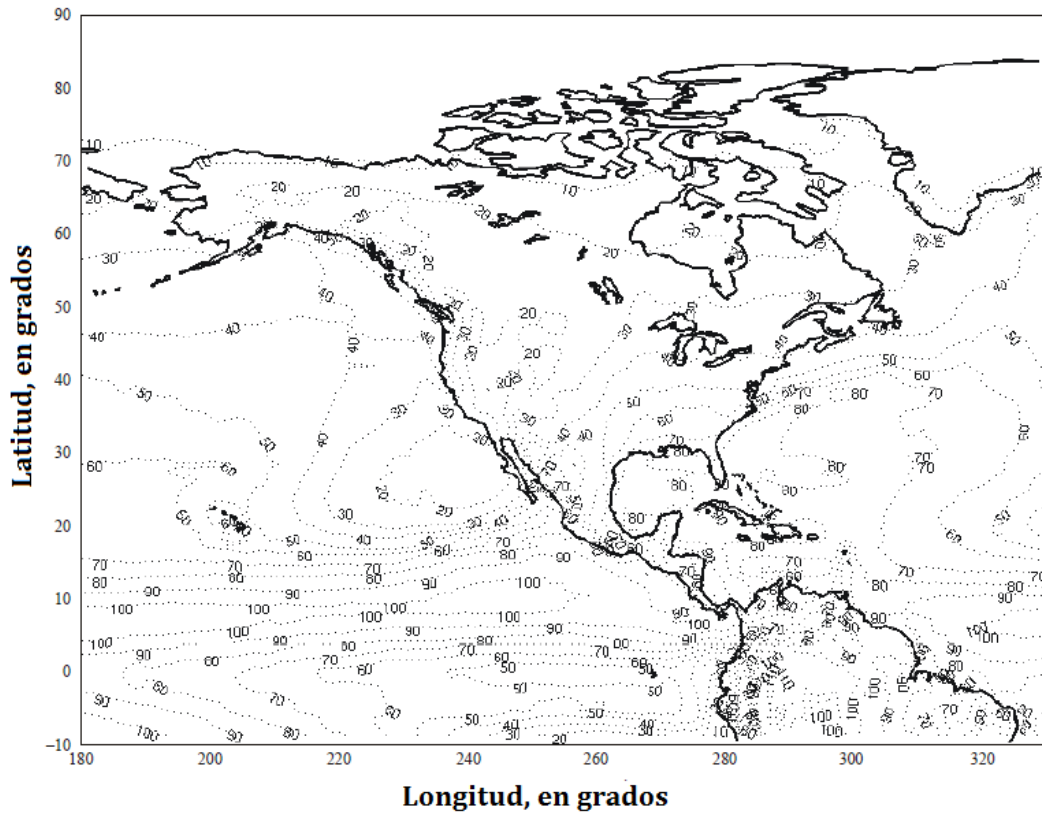


Figura B.3. Tasa de lluvia (mm/h) excedida para el 0.01 % de un año promedio.

- Cálculo de la atenuación excedida por el 0.01 % de un año promedio, se obtiene:

$$A_{0.01} = \gamma_R L_E \quad [\text{dB}] \quad (\text{B.10})$$

donde $A_{0.01}$ = atenuación por lluvia que excede el 0.01 % de un año promedio,
 γ_R = atenuación específica, y

$$L_E = L_R v_{0.01} \quad [\text{km}] \quad (\text{B.11})$$

APÉNDICE C. MODELO DE ATENUACIÓN POR CENTELLEO TROPOSFÉRICO

Se utiliza la recomendación por parte de la Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU) ITU-R 618-8. Este método proporciona una estimación estadística efectiva de la afectación a la señal del centelleo troposférico. Sin embargo, este método se limita a trayectorias con ángulos de elevación $\geq 4^\circ$, ya que para ángulos menores los efectos troposféricos son muy complejos de modelar y el centelleo es muy variable.

Los parámetros de entrada para el cálculo de pérdidas por centelleo son los siguientes:

- T =temperatura de la superficie promedio ($^\circ\text{C}$) en el lugar para un periodo mínimo de un mes.
- H =Humedad relativa de la superficie promedio (%) en el lugar para un tiempo mínimo de un mes.
- f =frecuencia de operación (GHz), donde $4\text{GHz} \leq f \leq 20\text{ GHz}$.
- θ =ángulo de elevación del trayecto, donde $\theta \geq 4^\circ$.
- D =diámetro físico (m) de la antena en la estación terrena.
- η =eficiencia de la antena; si se desconoce, $\eta=0.5$

A continuación, se describen los pasos para llevar a cabo el cálculo de la atenuación por centelleo troposférico.

Paso 1: Cálculo de la presión de vapor de agua de saturación, e_s , para el valor de T , donde:

$$e_s = 6.1121 \exp\left(\frac{17.502 \cdot T}{T + 240.97}\right) \quad [\text{kPa}] \quad (\text{C.1})$$

Paso 2: Cálculo del término húmedo de la refractividad de radio, N_{wet} , correspondiente a e_s, T, H , donde:

$$N_{\text{wet}} = \frac{3732 H e_s}{(273 + T)^2} \quad (\text{C.2})$$

Paso 3: Cálculo de la desviación estándar de la amplitud de la señal.

Determinar la desviación estándar de la amplitud de la señal, σ_{red} , utilizado como referencia, donde

$$\sigma_{ref} = 3.6 \times 10^{-3} + N_{wet} \times 10^{-4} \quad [\text{dB}] \quad (\text{C.3})$$

Paso 4: Cálculo la longitud de trayecto efectivo L .

$$L = \frac{2h_L}{\sqrt{\sin^2 \theta + 2.35 \times 10^{-4} + \sin \theta}} \quad [\text{m}] \quad (\text{C.4})$$

donde h_L es la altura de la capa de turbulencia. El valor utilizado es $h_L = 1000$ m.

Paso 5: Cálculo el diámetro de antena efectiva.

Determinar el diámetro de antena efectiva, D_{eff} , donde el diámetro geométrico D , y la eficiencia de antena η

$$D_{eff} = \sqrt{\eta} D \quad [\text{m}] \quad (\text{C.5})$$

Paso 6: Cálculo de factor promedio de la antena.

$$g(x) = \sqrt{3.86(x^2 + 1)^{11/12} \cdot \sin \left[\frac{11}{6} \arctan \left(\frac{1}{x} \right) \right] - 7.08x^{5/6}} \quad (\text{C.6})$$

donde

$$x = 1.22 \frac{D_{eff}^2 f}{L} \quad (\text{C.7})$$

Paso 7: Cálculo la desviación estándar de la señal para el periodo y trayecto de propagación.

$$\sigma = \sigma_{ref} f^{7/12} \frac{g(x)}{(\sin \theta)^{1.2}} \quad (\text{C.8})$$

Paso 8: Cálculo el factor de porcentaje de tiempo.

Determinar el factor de porcentaje de tiempo $a(p)$ para el porcentaje de tiempo, p , en %, de interés en el rango de $0.01 < p \leq 50$:

$$a(p) = -0.061(\log_{10} p)^3 + 0.072(\log_{10} p)^2 - 1.71 \log_{10} p + 3.0 \quad (\text{C.9})$$

donde p es el porcentaje de corte.

Paso 9: Cálculo de la intensidad de desvanecimiento por centelleo

La intensidad del desvanecimiento por centelleo para el porcentaje de tiempo p , $A_s(p)$, se determina:

$$A_s(p) = a(p) \cdot \sigma \quad [\text{dB}] \quad (\text{C.10})$$