



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO**

---

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**Estación terrena en banda S y X para telemetría, rastreo y  
comando de satélites LEO desde la UAT FI UNAM**

**TESIS**

Que para obtener el título de  
**Ingeniero en Telecomunicaciones**

**P R E S E N T A**

Mario Alberto Estrada Arellano

**DIRECTOR DE TESIS**

Dr. José Alberto Ramírez Aguilar



**Ciudad Universitaria, Cd. Mx., 2017**



Universidad Nacional  
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

**Biblioteca Central**



**UNAM – Dirección General de Bibliotecas**  
**Tesis Digitales**  
**Restricciones de uso**

**DERECHOS RESERVADOS ©**  
**PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL**

Todo el material contenido en esta tesis esta protegido por la Ley Federal del Derecho de Autor (LFDA) de los Estados Unidos Mexicanos (México).

El uso de imágenes, fragmentos de videos, y demás material que sea objeto de protección de los derechos de autor, será exclusivamente para fines educativos e informativos y deberá citar la fuente donde la obtuvo mencionando el autor o autores. Cualquier uso distinto como el lucro, reproducción, edición o modificación, será perseguido y sancionado por el respectivo titular de los Derechos de Autor.



## Agradecimientos

Al finalizar mi tesis, quiero agradecer a muchas personas, las cuales sin su ayuda, este trabajo no podría haber finalizado. Me llena de mucha satisfacción concluir esta etapa de mi vida profesional con este trabajo. Y agradecer a todas las personas que estuvieron conmigo en todo momento.

A Dios por darme el don de la vida y la oportunidad de ser una persona privilegiada y terminar mi educación superior.

A mis padres, Genaro Estrada Reyes y María del Pilar Arellano Domínguez, que han estado conmigo en todo momento y han sido un apoyo fundamental en cada etapa de mi vida académica. Son la mejor motivación que he tenido para concluir esta etapa de mi vida. Quiero agradecerles todo el esfuerzo que realizaron para ayudarme a seguir estudiando, sobre todo el apoyo económico, emocional y los sacrificios que han hecho por educarme y mostrarme los mejores ejemplos de vida. Se lo debo mucho a ustedes, este trabajo es para ustedes. Los amo.

A la UNAM y la Facultad de Ingeniería, por darme el privilegio de ser un estudiante de la máxima casa de estudios de México. Agradecido por todas las instalaciones que existen en Ciudad Universitaria, todos los servicios y apoyos económicos.

Al Dr. José Alberto Ramírez Aguilar, por confiar en mí y por trabajar juntos este maravilloso proyecto. Muchas gracias por la oportunidad de realizar esta tesis con usted. Gracias por las experiencias vividas en Querétaro y por todo su apoyo para concluir esta tesis.

A mis profesores por el conocimiento que adquirí durante mi estancia como alumno de la Facultad de Ingeniería. Muchas gracias por compartir su conocimiento.

A toda mi familia que me apoyo de distintas maneras y que siempre estuvieron conmigo, de igual manera a todos mis amigos que conocí en esta gran etapa de mi vida.

A la licencia del software STK, el cual me permitió realizar las simulaciones presentadas en esta tesis.



## **OBJETIVO:**

Llevar a cabo la implementación de una estación terrena con las características técnicas necesarias para telemetría, rastreo y comando de satélites en órbita baja que operen en las bandas de frecuencias “S” y “X”. Esta propuesta técnica será sustentada mediante los cálculos necesarios y simulaciones con ayuda de software especializado.

Así mismo, realizar las cotizaciones pertinentes de pedestal, plato parabólico, convertidores de subida y bajada, entre otros dispositivos que conformarán la estación terrena, para posteriormente establecer una correcta selección del equipo a instalar en base en el presupuesto existente.

La estación terrena se encontrará en las instalaciones de la Unidad de Alta Tecnología (UAT) de la Facultad de Ingeniería ubicada en Juriquilla, Querétaro y formará parte de la infraestructura del Laboratorio Nacional de Ingeniería Espacial y Automotriz - CONACYT.

## **DEFINICIÓN DEL PROBLEMA**

Con la actual colaboración internacional de México con otros países entre ellos Rusia y EE.UU para el desarrollo de satélites, tales como QUETZAL y CONDOR, nuestro país demanda infraestructura la mínima necesaria para la recepción de telemetría, rastreo y envío de comando a satélites de investigación desarrollados en la Facultad de Ingeniería o en la colaboración internacional. Esto representará un paso importante en el camino hacia la independencia tecnológica y soberanía nacional.

Ante este panorama, el grupo de trabajo del departamento de Aeroespacial de la UAT de la Facultad de Ingeniería toma el reto tecnológico de llevar a cabo un proyecto de estación terrena, capaz de cumplir con los requerimientos arriba mencionados. Así, México contará con la infraestructura no sólo para recibir información de éstos satélites, sino de cualquier otro con características similares que se encuentre en línea de vista sobre territorio nacional. Otro aspecto importante que se desprende de esta propuesta es que México tendrá más elementos técnicos para integrarse de manera decidida al desarrollo en el ámbito de tecnología espacial involucrando a su vez a una de las partes más



importantes que son los alumnos porque pueden desarrollar mejores conocimientos, propuestas y proyectos en este ámbito.

## **MÉTODO**

El primer paso es identificar las necesidades de la estación terrena para obtener la mayor cantidad de datos científicos en la configuración de un sistema de comunicaciones por satélite. Lo segundo es tomar en cuenta todos los parámetros involucrados en un enlace satelital, por ejemplo ganancias de algunos dispositivos, pérdidas por espacio libre, temperatura equivalente de ruido, potencia de transmisión, potencia de recepción, tasa de transmisión, tipo de modulación, por mencionar algunos.

Posteriormente llevar a cabo los cálculos necesarios para obtener valores en los cuales nos basaremos, éstos valores los comprobaremos mediante software y simulaciones con STK. Así finalmente cotizar el equipo que cuente con los parámetros establecidos para su instalación.

## **RESULTADOS ESPERADOS**

Con la conclusión del presente trabajo se pretende contar con una infraestructura mínima necesaria en el Centro de Alta Tecnología en Juriquilla, Querétaro capaz de recibir telemetría, rastreo y enviar comando para satélites desarrollados en México y en colaboración internacional, que operen en las bandas de frecuencias S y X autorizados por IFT y la UIT.



## Índice general

<b>Objetivo</b> .....	3
<b>Definición del problema</b> .....	3
<b>Método</b> .....	4
<b>Resultados esperados</b> .....	4
<b>Índice general</b> .....	5
<b>Índice de figuras</b> .....	8
<b>Capítulo 1: Introducción a los sistemas de comunicaciones satelitales</b> .....	12
1.1 Configuración de un sistema de comunicaciones satelital .....	13
1.1.1 Segmento espacial .....	14
1.1.2 Segmento terrestre .....	15
1.1.3 Segmento de control satelital .....	15
1.2 Evolución de las estaciones terrenas .....	17
1.2.1 Diagrama general de una estación terrena .....	18
1.2.2 Elementos básicos de una estación terrena .....	21
<b>Capítulo 2: Clasificación de satélites y sus aplicaciones</b> .....	33
2.1 Subsistemas básicos de un satélite .....	33
2.1.1 Estructura .....	37
2.1.2 Energía eléctrica .....	37
2.1.3 Control de posición y estabilización .....	38
2.1.4 Control térmico .....	38
2.1.5 Comando y telemetría (TT&C) .....	39
2.1.6 Computadora principal y manejo de datos (OBCDH) .....	40
2.1.7 Carga útil (Payload) .....	40
2.2 Tipos de satélites .....	41
2.2.1 Aplicación .....	41
Satélites de observación de la tierra .....	41
Satélites meteorológicos .....	42
Satélites para navegación .....	43
Satélites de uso científico .....	44
Satélites de comunicaciones .....	45
2.2.2 Tamaño y masa .....	46
2.2.3 Órbita de operación .....	49
LEO (Condor-Quetzal-Ulises 2.0) .....	51
MEO .....	52
GEO .....	52



<b>Capítulo 3: Seguimiento de satélites en órbita LEO</b> .....	54
3.1 Elementos básicos a considerar para el seguimiento de satélites .....	54
3.1.1 Elementos orbitales .....	54
3.1.2 Latitud, longitud y altitud .....	63
3.1.3 Ángulos de Azimut y elevación .....	64
3.1.4 Rango .....	70
3.1.5 El efecto Doppler .....	70
3.1.6 Huella de cobertura .....	71
<b>Capítulo 4: Efectos de propagación de ondas electromagnéticas</b> .....	73
4.1 Tipo de polarización de las ondas .....	75
4.2 Características de las bandas S y X .....	81
4.3 Efectos atmosféricos .....	88
4.4 Efectos por lluvia .....	93
4.5 Pérdidas por espacio libre .....	99
4.6 Tipo de modulación .....	101
<b>Capítulo 5: Desarrollo técnico de la estación terrena en banda S y X</b> .....	103
5.1 Requerimientos y parámetros técnicos .....	103
5.1.1 Ganancia/directividad de una antena (G) .....	104
5.1.2 Patrón de radiación de una antena .....	105
5.1.3 Polarización e impedancia de entrada .....	107
5.1.4 Potencia Isotrópica Radiada Efectiva (EIRP-PIRE) .....	108
5.1.5 Relación portadora a ruido (C/N) .....	109
5.1.6 Temperatura de ruido del sistema (Ts) .....	112
5.1.7 Figura de Mérito (G/Ts) .....	113
5.2 Cálculos de enlace de Radio (Satélite - Tierra / Tierra - Satélite) .....	114
5.2.1 Cálculo de enlace de subida .....	114
5.2.2 Cálculo de enlace de bajada .....	120
5.3 Selección de equipo para la estación terrena .....	127
5.3.1 Subsistema de antena parabólica .....	127
5.3.2 Ganancia y Directividad de la antena .....	129
5.3.3 Polarización de la antena (Izquierda - LHCP/ Derecha - RHCP) .....	129
5.3.4 Control en ejes X y Y .....	129
5.3.5 Amplificadores para receptor .....	130
5.3.6 Convertidores de subida y bajada para la banda S y banda X .....	132
5.4 Estación terrena .....	135
5.4.1 Estación de monitoreo y control .....	142
5.4.2 Simulación de los elementos de la estación terrena con STK .....	153



<b>Conclusiones .....</b>	<b>156</b>
<b>Trabajo a futuro .....</b>	<b>157</b>
<b>Bibliografía .....</b>	<b>158</b>





## Índice de figuras

Figura 1.1 Configuración de un sistema de comunicaciones satelital .....	14
Figura 1.2 Segmento de control de un satélite artificial .....	16
Figura 1.3 Subsistemas básicos de una estación terrena .....	20
Figura 1.4 Antena Parabólica .....	22
Figura 1.5 Antena parabólica Gaia-400 de la empresa ORBIT Communication Without Boundaries .....	23
Figura 1.6 Antena Cassegrain .....	24
Figura 1.7 Antena Cassegrain para banda Ku de 4.8 metros de la empresa General Dynamics SATCOM .....	24
Figura 1.8 Limites aproximados de fuentes de potencia en microondas: estado sólido, TWT, klystron .....	25
Figura 1.9 Amplificador klystron de dos cavidades .....	26
Figura 1.10 Amplificador de alta potencia (HPA) tipo Klystron para banda C de la empresa Communications & Power Industries (CPI) .....	27
Figura 1.11 Tubo de ondas viajeras .....	28
Figura 1.12 Amplificador de alta potencia (HPA) tipo Tubo de ondas progresivas (TWT) para banda Ka de la empresa Thales Electron Devices .....	28
Figura 1.13 Amplificador de alta potencia de estado sólido, modelo 1209- BBM3K50HM, Empower RF Systems, INC. ....	29
Figura 1.14 LNA para banda C, modelo LNA-45Deg-LF. Empresa SPC Electronics Corporation ...	30
Figura 1.15 Convertidor de subida, convertidor de bajada, convertidor de subida y bajada de la empresa Newtec con frecuencia intermedia de 70 o 140 MHz a banda L y viceversa .....	31
Figura 1.16 Modem Satelital marca COMTECH modelo SLM-5650 .....	32
Figura 2.1 Subsistemas de un satélite artificial. Cortesía <i>SPACE SYSTEMS LORAL</i> .....	35
Figura 2.2 Algunos componentes de un satélite artificial. Cortesía <i>SPACE SYSTEMS LORAL</i> .....	36
Figura 2.3 Satélite de observación de la tierra “Aqua” pertenece a la NASA .....	42
Figura 2.4 Satélite meteorológico, Meteosat perteneciente a la ESA (European Space Agency)	43
Figura 2.5 Sistemas satelitales de navegación GLONASS y GPS .....	44
Figura 2.6 Estación Espacial Internacional, colaboración entre 16 países donde se llevan a cabo diferentes experimentos .....	45
Figura 2.7 Sistema MEXSAT de comunicaciones para México .....	46
Figura 2.8 Satélites LEO (color azul), satélites MEO (color morado) y satélites GEO (color guinda) .....	50
Figura 3.1 Semieje mayor .....	55
Figura 3.2 Inclinación (ángulo entre los vectores $\vec{h}$ y $\vec{R}$ ) .....	58
Figura 3.3 Ángulo de giro ( $\Omega$ ) .....	60
Figura 3.4 Argumento de perigeo .....	61



Figura 3.5 Sistema de coordenadas geográfico. Meridiano cero (Greenwich) y Ecuador (Paralelo 0°) ..... 64

Figura 3.6 Declinación magnética (diferencia entre eje magnético y eje de rotación) ..... 65

Figura 3.7 Ubicación del norte verdadero ..... 66

Figura 3.8 Relación geométrica entre el rango satelital, ángulo de elevación de la estación terrena, ángulo central desde el centro de la tierra, y el ángulo nadir ..... 66

Figura 3.9 Ángulos de elevación y azimut ..... 68

Figura 3.10 Triángulo esférico que muestra el ángulo de azimut A, ángulo central  $\beta$  y la latitud de la estación terrena  $\phi$  ..... 69

Figura 3.11 Geometría de cobertura ..... 72

Figura 4.1 Espectro electromagnético ..... 74

Figura 4.2 Ventanas atmosféricas (bandas de frecuencia) del espectro electromagnético ..... 75

Figura 4.3 Polarización de ondas electromagnéticas ..... 77

Figura 4.4 Atenuación producida por la absorción atmosférica, en dirección al cenit, a una temperatura de 20 °C y densidad de vapor de agua de 7.5 g/cm<sup>3</sup> ..... 85

Figura 4.5 Extracción del CNAF en el rango de frecuencias 2000 – 2300 MHz, donde se puede observar los diferentes servicios ..... 86

Figura 4.6 Servicios para las frecuencias 8.025 – 8.4 GHz ..... 87

Figura 4.7 Capas atmosféricas de acuerdo a la meteorología ..... 88

Figura 4.8 Capas de la atmósfera en relación a la meteorología (temperatura) y los efectos en ondas electromagnéticas (ionosfera y magnetosfera) ..... 92

Figura 4.9 Intensidad de lluvia en el continente americano. Se puede observar las diferentes regiones designadas por letras ..... 94

Figura 4.10 Distancia que se atenúa la señal portadora debido a la lluvia ..... 95

Figura 4.11 La potencia se va dispersando mientras las ondas electromagnéticas viajan por el espacio libre ..... 99

Figura 4.12 Diferentes tipos de modulación digital ..... 101

Figura 4.13 Diagramas de la modulación QPSK ..... 102

Figura 5.1 Patrón de radiación en coordenadas polares ..... 106

Figura 5.2 Patrón de radiación en coordenadas rectangulares ..... 106

Figura 5.3 Receptor satelital ..... 113

Figura 5.4. Antena para telemetría, rastreo y comando (TT&C) de la empresa TeleCommunication Systems ..... 127

Figura 5.5 Hoja de especificaciones de la antena ..... 128

Figura 5.6 Montaje X – Y (ambos ejes son horizontales y perpendiculares entre sí) ..... 130

Figura 5.7 Amplificador de estado sólido para nuestra estación terrena ..... 131

Figura 5.8 Hoja de especificaciones del convertidor de bajada en banda X, serie D600 ..... 132

Figura 5.9 Vista frontal y trasera del convertidor de bajada en banda “X” ..... 133

Figura 5.10 Hoja de especificaciones del convertidor de bajada para la banda “S”, de la serie D942 ..... 133

Figura 5.11 Hoja de especificaciones del convertidor de subida para la banda “S”, de la serie U492 ..... 134



Figura 5.12 Edificio de la unidad de Alta Tecnología en Juriquilla, Querétaro ..... 135

Figura 5.13 Lugar donde se instaló la antena ..... 136

Figura.5.14 Placa para la base de la antena ..... 136

Figura 5.15 Comprobar el nivel de la base de la antena ..... 137

Figura 5.16 Ubicación del norte verdadero ..... 137

Figura 5.17 Plantilla para colocar los tornillos que sujetarán el pedestal de la antena ..... 138

Figura 5.18 Tornillos que sujetaron el pedestal de la antena ..... 138

Figura 5.19 Registros para la energía eléctrica ..... 139

Figura 5.20 Reflector parabólico desarmado ..... 139

Figura 5.21 Instalación del pedestal ..... 140

Figura 5.22 Uniendo el reflector de la antena con la base ..... 140

Figura 5.23 Estación terrena instalada ..... 141

Figura 5.24 Seguimiento de algunos satélites de percepción remota (TERRA y AQUA) ..... 141

Figura 5.25 Portadora de un satélite en frecuencia intermedia de 750 MHz ..... 142

Figura 5.26 Diagrama de la antena instalada ..... 143

Figura 5.27 Diagrama en 3D de la antena instalada ..... 144

Figura 5.28 Estación Terrena instalada en el CAT Juriquilla UNAM ..... 145

Figura 5.29 Gráfica BER vs Eb/No ..... 151

Figura 5.30 Parámetros del satélite CONDOR en el software STK ..... 153

Figura 5.31 Coordenadas de la UAT en el software STK ..... 154

Figura 5.32 Vista en 3D del seguimiento del satélite ..... 154

Figura 5.33 Vista en 2D de los pases del satélite CONDOR ..... 155

Figura 5.34 Numero de pases del satélite con línea de vista a la estación terrena y el tiempo de visibilidad ..... 155



## Índice de tablas

Tabla 1 Bandas para la telemetría recomendadas por la UIT .....	16
Tabla 2 Clasificación de los satélites de acuerdo a su masa .....	46
Tabla 3 Comparación entre satélites LEO, MEO y GEO .....	49
Tabla 4 Valores de excentricidad .....	55
Tabla 5 Tipos de órbitas y su inclinación .....	57
Tabla 6 Bandas de microondas .....	73
Tabla 7 Ventanas radioeléctricas en las bandas de la UIT.....	81
Tabla 8 Zonas Hidrometeorológicas .....	94
Tabla 9 Coeficientes $k_H$ , $\alpha_H$ , $k_V$ , $\alpha_V$ .....	97
Tabla 10 Tabla de verdad para una modulación QPSK .....	101
Tabla 11 Parámetros del enlace de subida en banda S .....	145
Tabla 12 Parámetros del enlace de bajada en banda S .....	146
Tabla 13 Parámetros para el enlace de bajada en banda X .....	147
Tabla 14 Cotización de la estación terrena .....	152



# CAPÍTULO 1

## INTRODUCCIÓN A LOS SISTEMAS DE COMUNICACIONES SATELITALES

Con el desarrollo de los cohetes y la aplicación de las microondas en la Segunda Guerra Mundial y al término de ésta, surge la idea de darle una aplicación más científica a este tipo de desarrollo. Fue así como se inventaron los primeros cohetes (actualmente llamados lanzadores o vehículos lanzadores) y satélites artificiales, que son artefactos creados por el hombre con una aplicación específica (carga útil) que se colocan en diferentes tipos de orbitas sobre la tierra con ayuda de vehículos lanzadores.

La carrera espacial inició con el lanzamiento del primer satélite artificial el 4 de octubre de 1957 por parte de los soviéticos, ese satélite fue el Sputnik I. Las comunicaciones satelitales tienen una peculiaridad, combinan las comunicaciones inalámbricas (microondas) con la tecnología espacial debido a que operan en condiciones extremas (clima espacial), por ejemplo: la radiación y los cambios bruscos de temperatura.

Los primeros satélites artificiales ofrecían servicios de comunicaciones con un costo elevado porque no tenían gran capacidad de canales, añadiendo que la vida útil (tiempo operando) era muy corta y el lanzamiento de cohetes es muy costoso. De igual manera las antenas de las estaciones terrenas requerían de áreas muy grandes para recibir las señales de radiofrecuencia.

Posteriormente se fueron creando satélites más grandes, de mayor potencia y con más tiempo de vida. Esto permitió incrementar los servicios de comunicaciones debido a que se tenían áreas más grandes de cobertura y ya no sólo eran transmisiones de un punto a otro, sino que eran transmisiones de un punto a diferentes lugares. De esta manera se pudieron reducir los tamaños y costos de las estaciones, terrenas lo que conlleva a que existiera un mayor número de éstas.



A continuación se mostrarán los segmentos involucrados en un enlace de comunicaciones satelitales para ubicar dónde se encuentra la estación terrena y qué importancia tiene en este tipo de comunicaciones.

## 1.1 CONFIGURACIÓN DE UN SISTEMA DE COMUNICACIONES SATELITAL

Existen diferentes tipos de satélites artificiales, no sólo los que se encuentran orbitando sobre nuestro planeta tierra, también existen en la luna y algunos planetas como marte y aunque cada uno es diferente tienen bastantes similitudes. Nuestro interés son los satélites que se encuentran sobre la tierra y específicamente los satélites de órbita baja. Los satélites geoestacionarios son principalmente utilizados para las comunicaciones porque pueden establecer transmisiones (telefonía, internet) en lugares donde es muy difícil tener redes alámbricas, también televisión en vivo, transmitida en diferentes partes del mundo, tener teleconferencias e inclusive realizar diagnósticos médicos a distancia.

Existen satélites de órbitas bajas y medias que ofrecen diferentes servicios, por ejemplo la telefonía móvil o radiolocalización. Un sistema de comunicaciones satelitales no sólo es el satélite artificial, requiere de un segmento terrestre para establecer un vínculo de transmisión de información. En la Figura 1 (imagen modificada de [1]) se muestran los segmentos que constituyen un enlace de comunicaciones satelital.

El diseño de estos enlaces satelitales está en función de la portadora (carrier), es decir, existen diferentes parámetros que se deben considerar en los equipos de transmisión y recepción de los enlaces de subida (uplink) y de bajada (downlink). Estos parámetros serán discutidos más adelante [1].

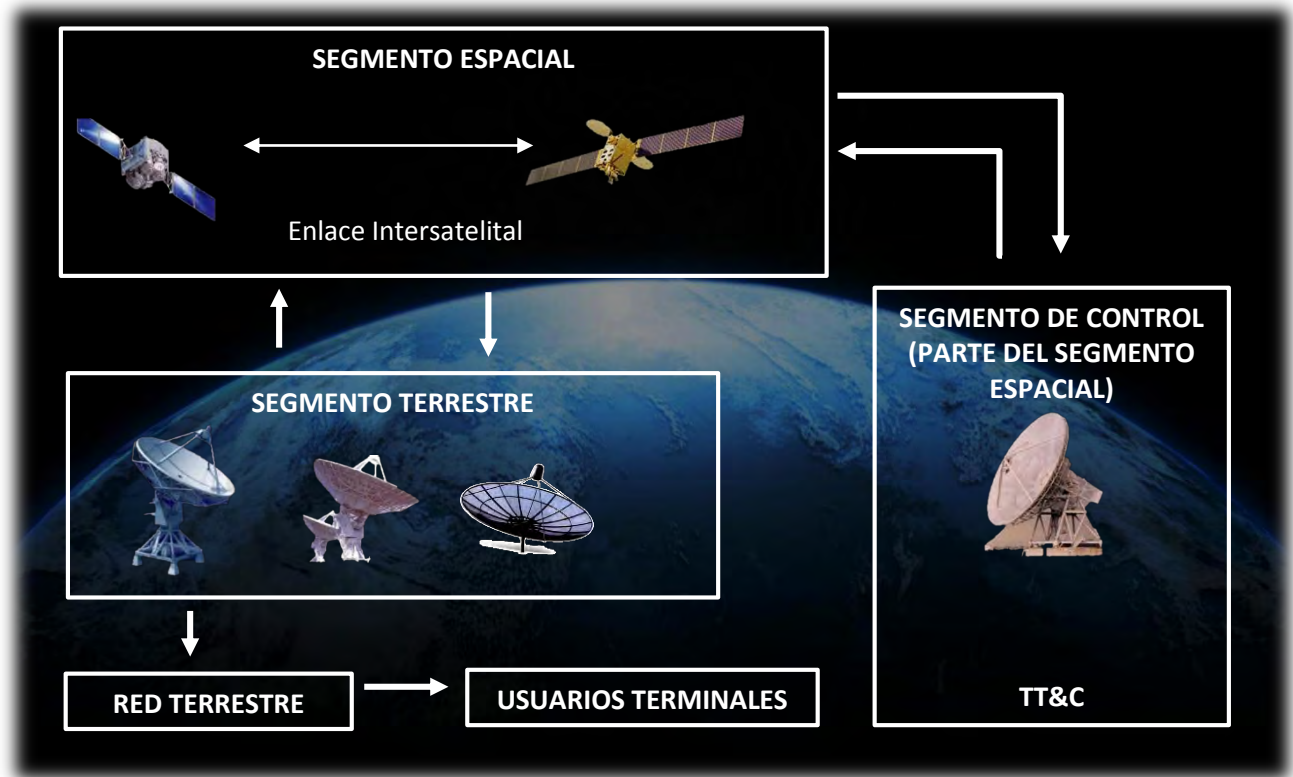


Figura 1.1 Configuración de un sistema de comunicaciones satelital

### 1.1.1 Segmento Espacial

El segmento espacial es manipulado por el operador (propietario) del satélite y está constituido de dos secciones: **por los satélites** los cuales se encargarán de recibir/transmitir la señal portadora; **por las instalaciones en tierra** que permitan operar subsistemas del satélite tales como altitud y órbita, control térmico, telemetría, rastreo y comando (TT&C), suministro de energía eléctrica, propulsión, entre otros. [1].



### 1.1.2 Segmento Terrestre

En este segmento se encuentran estaciones terrenas de diferente tamaño, las cuales dependen del tipo de servicio que ofrecen (telefonía, voz, datos). Por estación terrena se entiende: “La antena y el equipo asociado a ésta que se utiliza para transmitir o recibir señales de comunicación vía satélite” [1]. Generalmente se encuentran conectadas a una red terrestre para hacer llegar la información a los usuarios terminales, aunque algunas estaciones terrenas se encuentran conectadas directamente a los usuarios terminales (por ejemplo VSAT). Existen algunas estaciones terrenas que transmiten y reciben, otras solamente reciben o transmiten información [1].

### 1.1.3 Segmento de control satelital

Este segmento forma parte del espacial y no es porque se encuentre en órbita sobre la tierra, sino porque es una estación terrena que permite mantener el control del satélite y/o modificar los modos de operación de la carga útil o de servicio del satélite. Este tipo de control se le conoce como telemetría, rastreo y comando (TT&C por sus siglas en inglés).

El monitoreo y control de satélites se realiza mediante el subsistema de telemetría, rastreo y comando. La **telemetría** es la función por la cual, el satélite se encarga de recolectar valores de diversos tipos, por ejemplo, las condiciones de varios equipos; temperatura, voltaje, corriente, sensores de altitud, por mencionar algunos y son enviados a un observador en tierra, donde serán interpretados. En pocas palabras el objetivo principal de la telemetría es brindar información de uso operacional, análisis de fallas y rendimiento del satélite [1], [2].

El **rastreo** se encarga de trazar la ruta o trayectoria del satélite para observar y recolectar datos. El **comando** se utiliza para mantener el control del satélite.

El segmento de control es muy importante, ya que opera de manera conjunta con el subsistema de TT&C del satélite artificial, los dos operan de manera conjunta ya que la telemetría enviada por el satélite es interpretada por la estación terrena y puede influir en las decisiones o acciones que enviará,



como comandos la estación terrena al satélite, para corregir algún mal funcionamiento de éste. Ver Figura 1.2 [1].

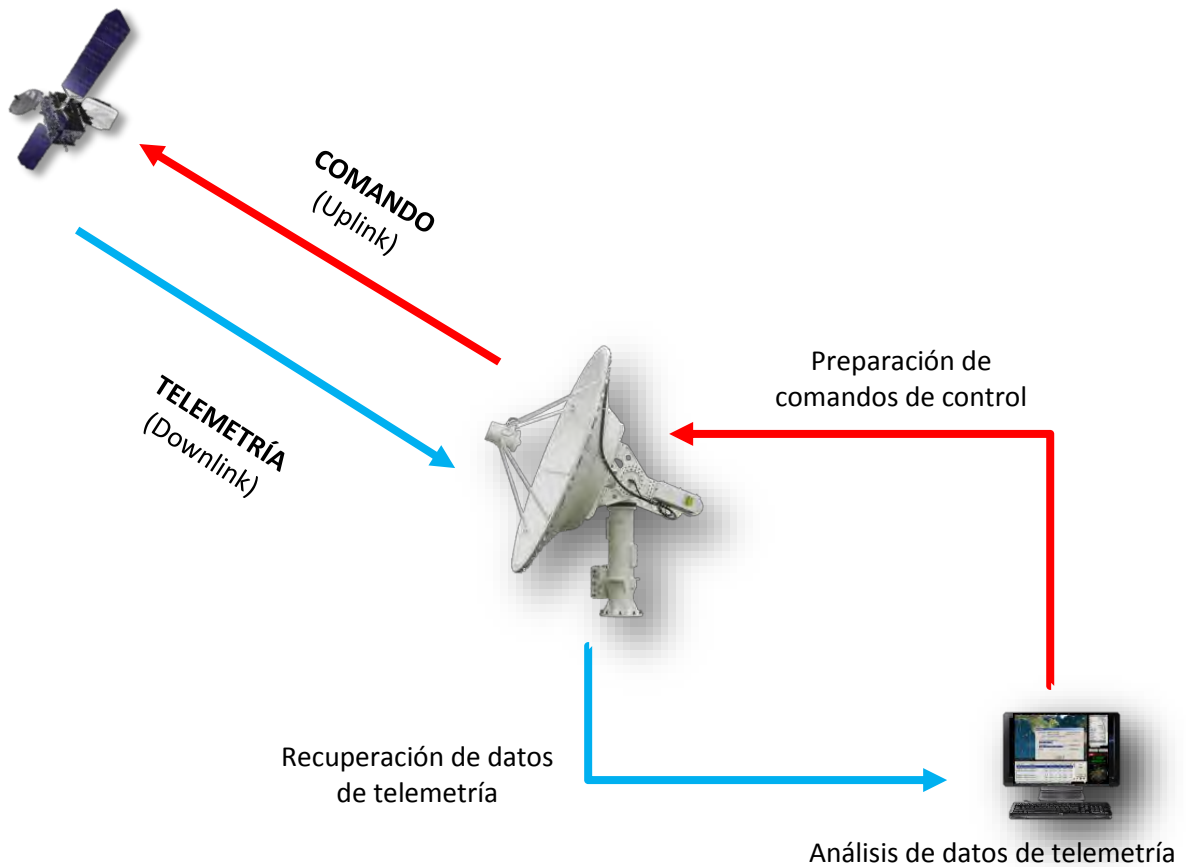


Figura 1.2 Segmento de control de un satélite artificial

El segmento de control y el subsistema de telemetría, rastreo y comando serán diferentes dependiendo el tipo de misión del satélite debido a que dependen de diferentes parámetros que se tienen que considerar por ejemplo, frecuencia de transmisión, tipo de modulación, potencia, tasa de transmisión. Es diferente un segmento de control y subsistema de TT&C para un satélite LEO, satélite GEO o una misión interplanetaria.

En este segmento de control (TT&C) se utiliza una portadora (señal de radiofrecuencia) la cual sufrirá diferentes pérdidas al propagarse por el espacio libre. Por esta razón se debe hacer un análisis



de bajada (downlink) para recibir la telemetría del satélite a la estación terrena y un análisis de subida (uplink) para la transmisión de comandos (control).

En esta estación terrena, haremos uso de la banda S de microondas para los enlaces de subida y bajada, de acuerdo con la Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU por sus siglas en inglés International Telecommunication Union), las bandas de frecuencias que recomienda para TT&C son las que indican la tabla 1 [1]:

Tabla 1. Bandas para la telemetría recomendadas por la UIT

Banda de frecuencia	Enlace de subida (GHz)	Enlace de bajada (GHz)	Aplicaciones
S	2.025 – 2.11	2.20 – 2.29	Investigación espacial Exploración de la Tierra

Con estas recomendaciones tenemos que requerir al Instituto Federal de Telecomunicaciones una solicitud para utilizar una frecuencia para poder recibir la telemetría y transmitir comandos.

## 1.2 EVOLUCIÓN DE LAS ESTACIONES TERRENAS

Una estación terrena se encarga de recibir, y en ciertos casos de transmitir una señal fiable a satélites artificiales, en algunos casos las estaciones terrenas pueden funcionar como usuarios terminales y en otros casos pueden estar conectadas a los usuarios finales de manera remota. Las primeras estaciones terrenas fueron usadas para transmitir y recibir información sobre la ruta de vehículos espaciales lanzados a una órbita en el espacio. A esta función se le conoce como telemetría, rastreo y comando (TT&C), posteriormente otras estaciones se utilizaron para recibir información (carga útil) de satélites.

Las primeras estaciones terrenas de TT&C fueron utilizadas para satélites como el Explorer I. La estación terrena utilizada por el primer satélite activo, llamado Telstar I, fue considerada la primera estación terrena verdadera, la cual permitió recibir TV y voz en tiempo real entre Estados Unidos y el Reino Unido. Estas primeras estaciones terrenas eran demasiado grandes debido a la poca potencia de



transmisión y la baja ganancia de las antenas de los satélites, actualmente se tienen estaciones terrenas con antenas demasiado grandes para misiones de sondas del espacio profundo [3].

Existen diferentes tipos de estaciones terrenas, donde las clasificaciones pueden depender del tipo de servicio satelital, el tamaño del plato de la antena, o el tipo de uso que tiene la estación terrena.

### 1.2.1 Diagrama a bloques de una estación terrena general

Cada estación terrena tiene su aplicación en particular dependiendo del servicio para la cual es diseñada. La Figura 1.3 muestra los subsistemas básicos que conforman a una estación terrena de manera general, éstos se asemejan a los que se encuentran dentro del satélite artificial, pero más grandes y complejos [3].

La estación terrena está dividida en dos tipos de terminales muy importantes:

- **Terminal de RF:** La cual se compone de un convertidor de subida y bajada, amplificador de alta potencia (HPA por sus siglas en inglés High Power Amplifier), un amplificador de bajo ruido (LNA por sus siglas en inglés Low Noise Amplifier) y una antena.
- **Terminal de banda base:** La cual se compone de equipos que operan en banda base, un codificador y decodificador, un modulador y demodulador.

Estas dos terminales pueden estar separadas y conectadas por medio de líneas de transmisión.

Probablemente el aspecto más esencial o sensitivo es la terminal de RF, la cual proporciona la interface crítica directa al enlace espacial. Transmite en la banda de frecuencias asignada ya sea, bajo control o dirección del satélite o por el operador del segmento terrestre. El equipo de RF de la estación terrena transforma la señal transmitida o recibida a la frecuencia intermedia (IF) amplificándola a un nivel de potencia adecuada y conectarla a la antena para que pueda existir una conexión con el equipo de banda base y pueda operarse con diferentes equipos de transmisión.



Para nuestro caso las frecuencias intermedias serán: para la banda S, 70 MHz y para la banda X, 720 MHz. Una estación terrena necesita, tener mantenimiento adecuado, esto significa que el equipo (hardware) en interiores debe tener un ambiente hospitalario, es decir, contar con medidas de seguridad, ventilación, energía eléctrica adecuada.

La metodología para el diseño de una estación terrena tiene dos puntos importantes que se tienen que considerar, el primer punto es conocer las especificaciones que requiere nuestro enlace satelital, es decir, considerar que función tendrá nuestra estación terrena para obtener dos parámetros muy importantes que son: la potencia radiada isotrópica (EIRP por sus siglas en inglés Effective Isotropic Radiated Power) y la figura de mérito (G/T); el segundo punto es obtener el mejor costo-beneficio que logre las especificaciones deseadas [3].

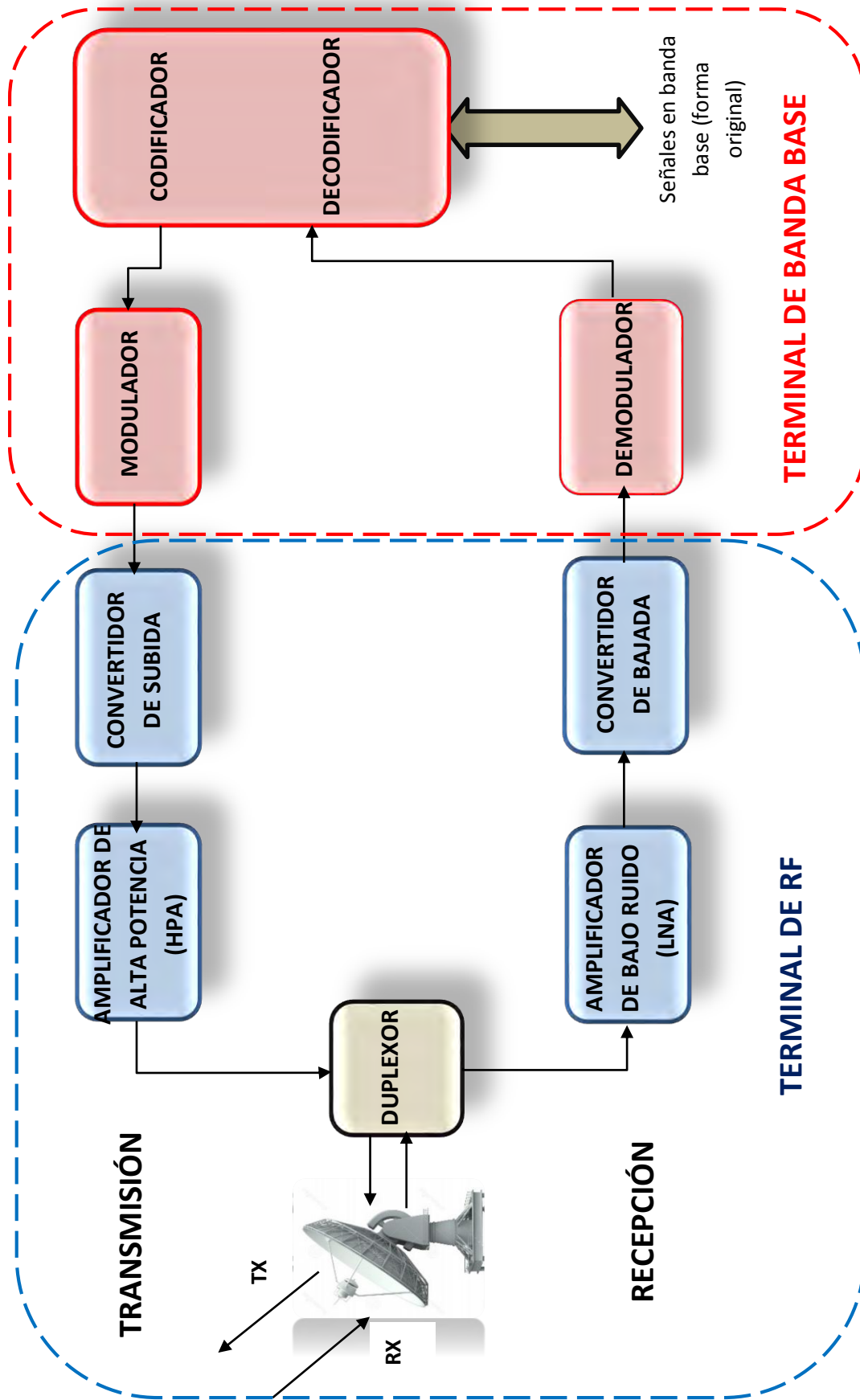


Figura 1.3 Subsistemas básicos de una estación terrena



## 1.2.2 Elementos básicos que integran una estación terrena

### Antena

El elemento más visible en una estación terrena es la antena, la cual toma diferentes tamaños que corresponden a los requerimientos (ganancia, ancho de haz, aislamiento) para asegurar que la señal recibida/transmitida sea la adecuada. Esto hace que el subsistema de la antena sea uno de los más importantes en la terminal de RF y debe cumplir con los siguientes aspectos técnicos.

- **Alta ganancia directiva.** Requiere concentrar la energía radiada en un ancho de haz, de tal manera que pueda ser recibido por la antena del satélite (para el enlace de subida y bajada). Esto implica que la antena debe tener lóbulos laterales pequeños para que no exista interferencia con otros satélites y sistemas terrestres.
- **Temperatura de ruido baja.** La portadora recibida en el enlace de bajada tiene consigo una temperatura de ruido, por esta razón se requiere que la temperatura de ruido de la antena sea baja para que no aumente la temperatura de ruido en la portadora en su ancho de banda. Algo que produce ruido en la antena son las pérdidas óhmicas, producto de conectar una guía de onda o el amplificador de bajo ruido al alimentador de la antena.
- **Sistema de rastreo.** La antena debe ser fácilmente dirigible para reducir las pérdidas por apuntamiento al satélite.

Para las comunicaciones vía satélite, generalmente en las estaciones terrenas se emplean dos tipos de antenas: **antenas parabólicas y antenas cassegrain.**

## Antena Parabólica

Este tipo de antena consiste en una superficie reflectora formada por la rotación de una parábola en cuyo foco se encuentra un alimentador (recibe la señal electromagnética) central de fase. La apertura del plato parabólico o el tamaño de la antena se representa mediante su diámetro. El alimentador se conecta a un transductor de modo ortogonal, el cual tiene dos puertos, uno de ellos conectado a un amplificador de alta potencia y el otro a un amplificador de bajo ruido, para la transmisión y recepción respectivamente. La Figura 1.4 muestra un esquema de una antena parabólica y la Figura 1.5 muestra la imagen de una antena parabólica.

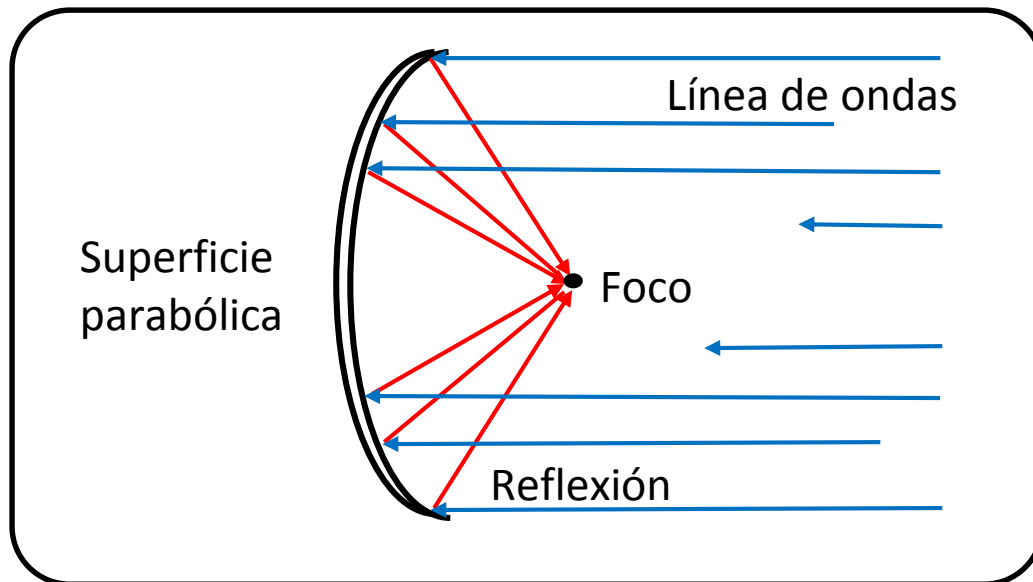


Figura 1.4 Antena Parabólica



Figura 1.5 Antena parabólica Gaia-400 de la empresa ORBIT Communication Without Boundaries

### **Antena Cassegrain**

Este tipo de antena consiste en dos superficies reflectoras, una principal, la cual es un reflector parabólico y en el foco de ésta, se encuentra la segunda superficie reflectora, un subreflector hiperboloide y en su foco de éste se encuentra el alimentador central. De igual manera que la antena parabólica, el alimentador de esta antena se conecta a un transductor de modo ortogonal. Este tipo de antena es más costosa, pero tiene mejor apuntamiento y baja temperatura de ruido. La Figura 1.6 muestra el esquema de una antena Cassegrain. Una ventaja de este tipo de reflectores es que los circuitos de microondas pueden ser colocados directamente después del alimentador primario, por lo tanto las pérdidas pueden reducirse. En la Figura 1.7 podemos ver la imagen de una antena parabólica tipo Cassegrain.



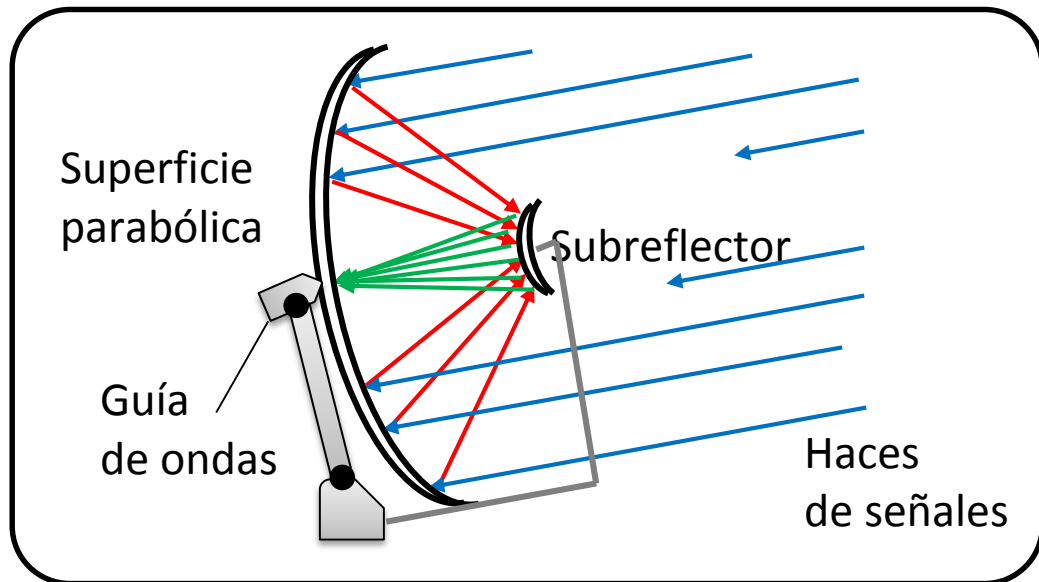


Figura 1.6 Antena Cassegrain



Figura 1.7 Antena Cassegrain para banda Ku de 4.8 metros de la empresa General Dynamics SATCOM

## Amplificador de alta potencia (HPA)

El amplificador de alta potencia pertenece al equipo de transmisión, por esta razón se ve involucrado en la potencia de la portadora que saldrá de la antena. Generalmente son utilizados tres tipos de amplificadores: tubo de ondas viajeras, klystron o estado sólido, todos operan en las frecuencias de microondas, y su principal diferencia entre ellos es la potencia que entregan. La Figura 1.8 (tomada y modificada de [4]) muestra los límites de potencia de transmisión y las frecuencias de operación de los principales amplificadores de potencia [4].

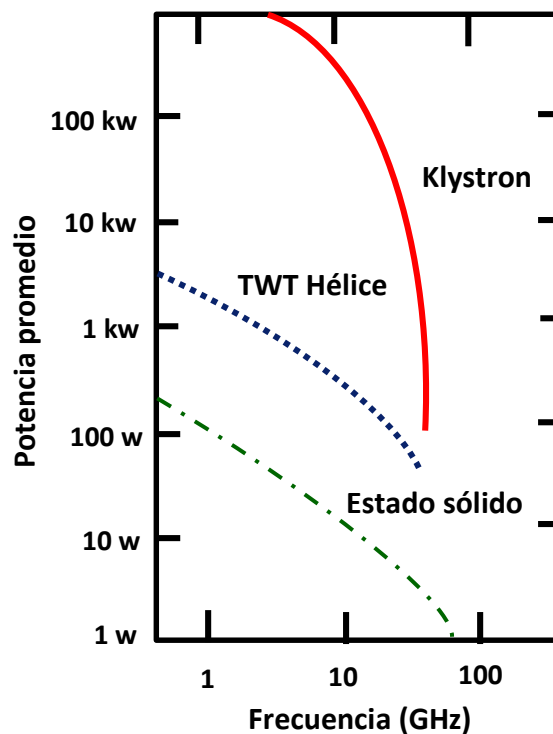


Figura 1.8 Límites aproximados de fuentes de potencia en microondas: estado sólido, TWT, klystron

## Klystron

Es un tubo al vacío que opera en un rango de frecuencias de microondas. Está conformado por cavidades resonantes y un haz de electrones que generan la modulación en velocidad del haz de electrones. Los klystrons son los amplificadores que generan la más alta potencia y requieren una alta potencia de DC a la entrada, debido a esto no son muy útiles en satélites, pero sí en estaciones terrenas para enlaces de subida de alta potencia. Su principal desventaja es el ancho de banda, ya que entregan una alta potencia, pero con un ancho de banda reducido, es decir, no ofrece una amplificación para muchas frecuencias al mismo tiempo [5]. Ver Figura 1.9 (tomada de [5]) y Figura 1.10

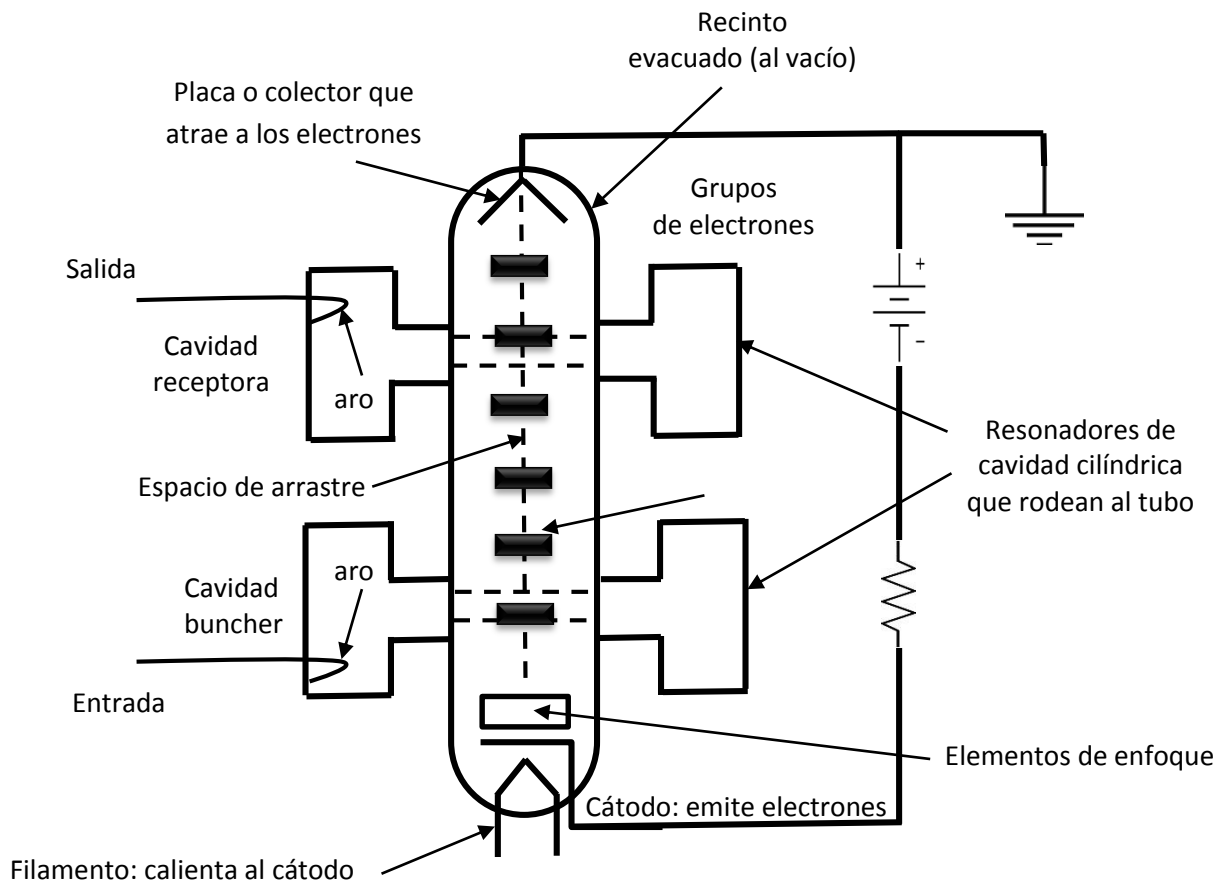


Figura 1.9 Amplificador klystron de dos cavidades

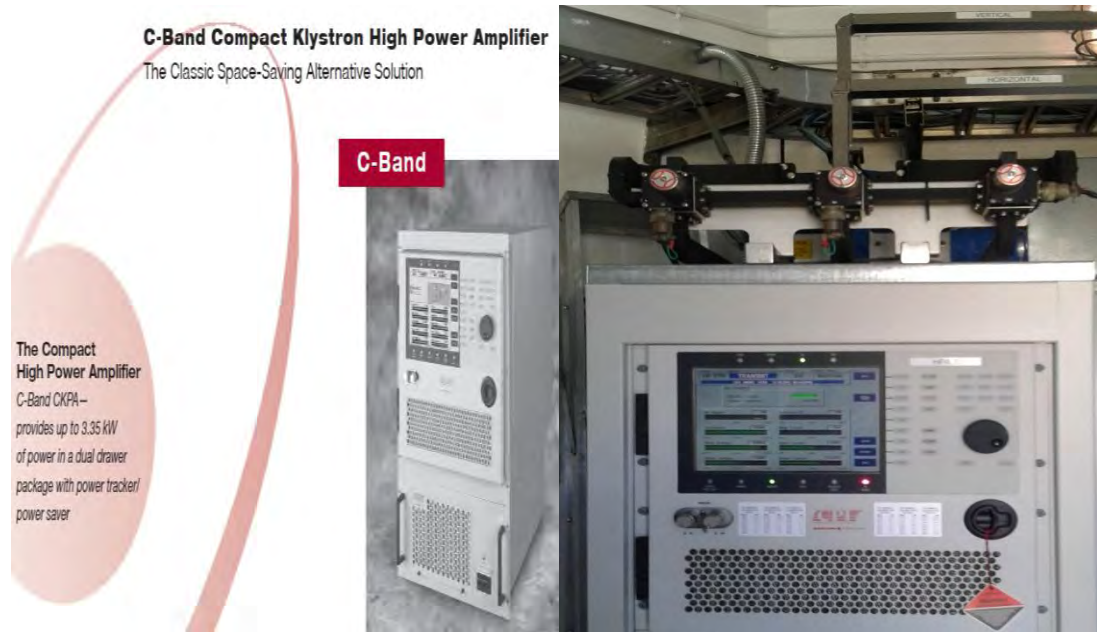


Figura 1.10 Amplificador de alta potencia (HPA) tipo Klystron para banda C de la empresa Communications & Power Industries (CPI)

### Tubo de ondas viajeras

Es un tubo al vacío que necesita: **un haz de electrones** producido por el calentamiento de un cátodo y **la señal de radiofrecuencia** que será amplificada, la cual viaja en una hélice de cobre. El haz de electrones generado, viajará en el interior de la hélice. La señal de RF que viaja en la hélice es más lenta que el haz de electrones y ésta genera campos eléctricos y magnéticos que modulan la velocidad de los electrones, por lo tanto existen agrupaciones de electrones en cierta longitud de onda, los cuales inducen voltaje a la onda electromagnética de la hélice, lo que permite que se amplifique. En la Figura 1.11 se muestra el esquema de tubo de ondas progresivas [5] y la Figura 1.12 muestra la imagen de un amplificador de alta potencia tipo tubo de ondas viajeras.

Este tipo de amplificadores tienen un ancho de banda muy grande, pero una linealidad muy limitada. A niveles altos de potencia la relación entrada salida no es lineal y puede provocar intermodulación.

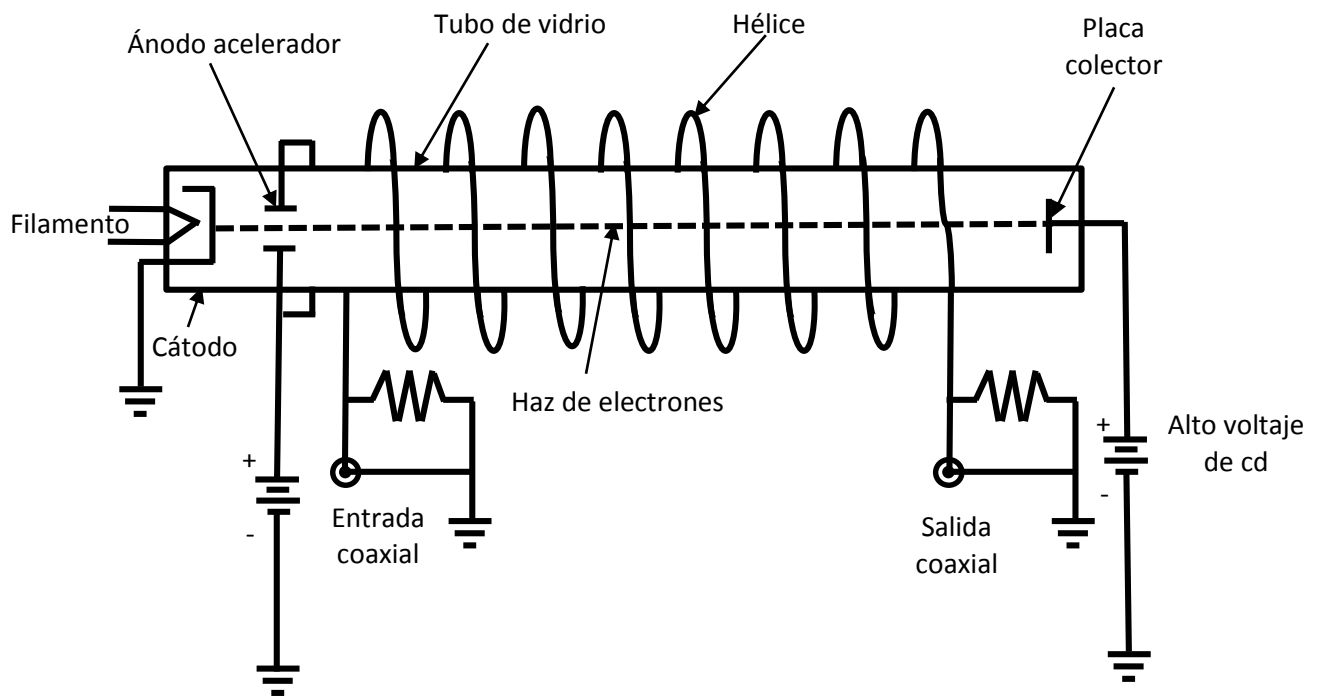


Figura 1.11 Tubo de ondas viajeras

**FOCUS**  
**Ka-band TWT with high peak power**

Thales has designed the new TH 4092 TWT to meet the needs of civil and military satellite operators worldwide. Offering unrivaled power of 500 W in Ka-band, plus exceptional efficiency, this tube allows operators to minimize their operating and integration costs for Satcom uplinks.

**TH 4092**  
**500 W min.**  
**Ka-band TWT**

Figura 1.12 Amplificador de alta potencia (HPA) tipo Tubo de ondas progresivas (TWT) para banda Ka de la empresa Thales Electron Devices

## Estado Sólido

Los amplificadores de estado sólido son dispositivos pequeños, ver Figura 1.13. Esto es un problema para disipar el calor, pero tienen baja masa y una vida útil más larga. Son menos eficientes y requieren más potencia de DC para producir la misma cantidad de salida de la señal de RF. Este tipo de amplificadores consisten en varias etapas de amplificación en cascada, donde la máxima potencia se genera en la última etapa [5].



Figura 1.13 Amplificador de alta potencia de estado sólido, modelo 1209- BBM3K50HM, Empower RF Systems, INC.

## Amplificador de bajo ruido (LNA)

El amplificador de bajo ruido, es el primer dispositivo que se conecta a la antena cuando se está recibiendo información del satélite, éste dispositivo recibe la portadora con todo el ruido acumulado por el enlace de bajada, es decir, recibe una señal atenuada. Esto implica que la señal recibida también contiene la temperatura de ruido de la antena y por esta razón el amplificador de bajo ruido debe añadir la menor posible temperatura de ruido para que la señal sea recibida adecuadamente por los siguientes dispositivos, y además de esto, proporcionarle un nivel adecuado de amplificación [6].

La tecnología de este tipo de amplificadores depende del tipo de estación terrena, para estaciones terrenas pequeñas, se utilizan generalmente los amplificadores tipo FET de arseniuro de galio (GaAS). Ver Figura 1.14.



Figura 1.14 LNA para banda C, modelo LNA-45Deg-LF. Empresa SPC Electronics Corporation

### Convertidor de subida/bajada

La principal función del convertidor de subida es recibir la señal de RF en la frecuencia intermedia (IF) para adecuarla en una frecuencia mayor, la cual será capaz de propagarse sobre por el espacio libre y así pueda llegar al satélite, para nuestro caso, esa frecuencia de transmisión se encontrará en la banda “S” de microondas. Por otro lado, el convertidor de bajada se encargará de recibir la portadora del amplificador de bajo ruido y su tarea será cambiar la frecuencia de recepción a la frecuencia intermedia, que será entregada al modulador [6].

Para este caso podemos recibir en dos frecuencias distintas, en banda “S” recibiremos telemetría del satélite y en banda “X” recibiremos la carga útil (payload) del satélite. La Figura 1.15 presenta un convertidor de subida, convertidor de bajada y un convertidor de subida y bajada.



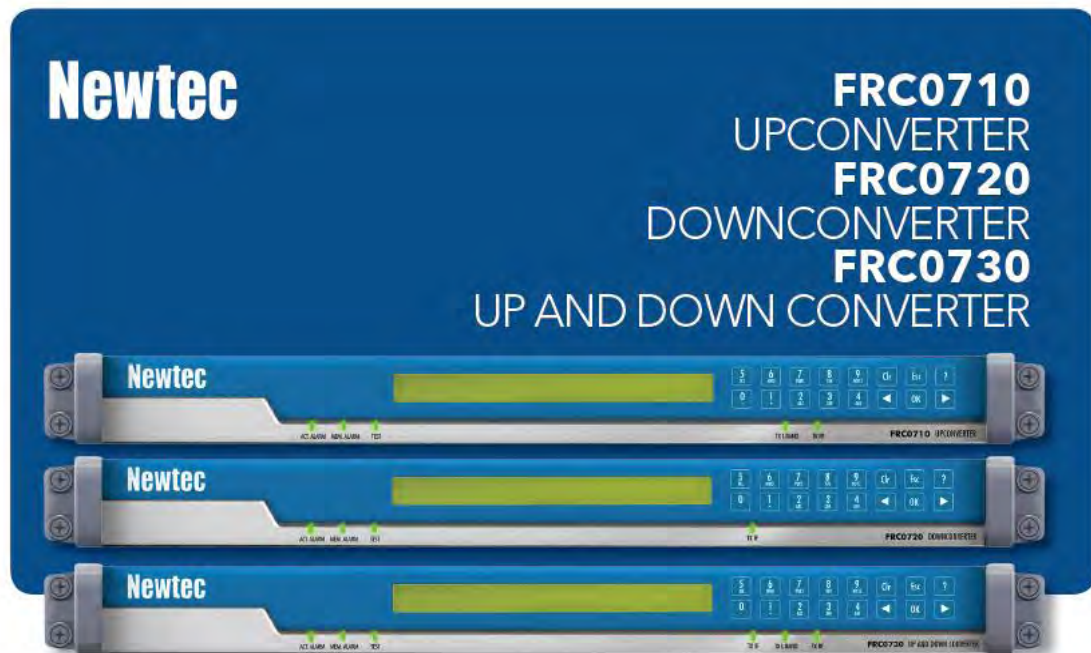


Figura 1.15 Convertidor de subida, convertidor de bajada, convertidor de subida y bajada de la empresa Newtec con frecuencia intermedia de 70 o 140 MHz a banda L y viceversa

## Modulador/demodulador

El modulador se encarga de recibir la señal codificada, esta señal contiene la información de usuario u operador del satélite, esta frecuencia es una frecuencia muy baja (banda base) por lo cual no es capaz de transmitirse por el espacio libre, de esta manera el modulador ayuda a adecuar esa señal para ser transmitida, es decir, transforma la frecuencia de la señal a una frecuencia llamada, frecuencia intermedia (IF). El demodulador trabaja de forma inversa, es decir, recibe la señal en frecuencia intermedia del convertidor de bajada para adecuarla a una frecuencia más baja y de este modo recuperar la señal original [6]. La Figura 1.16 ofrece una imagen de un Modem satelital.





Figura 1.16 Modem Satelital marca COMTECH modelo SLM-5650



## CAPÍTULO 2

# CLASIFICACIÓN DE SATÉLITES ARTIFICIALES Y SUS APLICACIONES

Existen diferentes tipos de satélites y pueden existir diferentes categorías o clasificaciones a las que pueden pertenecer, pero de manera general se pueden clasificar en tres categorías principales: por su **aplicación** (payload) y tal vez éste sea una de las principales clasificaciones, debido a que esta es la finalidad para la cual será construido el satélite artificial; por su **tamaño** y **masa**, esta clasificación depende de que tan robusto es el satélite porque mientras más sofisticados sean los dispositivos o instrumentos que contenga el satélite mayor masa y volumen tendrán y por último se clasifican por su **órbita de operación**, esta es una clasificación importante porque está relacionada con la huella de cobertura que tendrá el satélite, y el tiempo de visibilidad que tendrá con las estaciones terrenas. [7]

Aunque son tres clasificaciones, están relacionadas entre sí, ya que el tipo de orbita puede determinar la aplicación del satélite, por ejemplo, las orbitas geoestacionarias generalmente se utilizan para las telecomunicaciones, las orbitas bajas para satélites de observación de la tierra.; por otro lado, los satélites de comunicaciones son los más robustos o más grandes, debido a que necesitan una mayor potencia de transmisión. Es así como se relacionan estas clasificaciones.

Como ya se mencionó un satélite GEO será más grande que un satélite LEO, y aunque existen diferencias entre ellos todos comparten algo en común; los subsistemas que contiene cada uno. Es conveniente aclarar que esos subsistemas serán de cierta manera diferentes pero todos cubrirán la misma función en el satélite. A continuación de manera general se explicarán los subsistemas satelitales.

### 2.1 SUBSISTEMAS BÁSICOS DE UN SATÉLITE

Para que un satélite artificial opere adecuadamente, requiere de subsistemas que realicen diversas tareas que ayudan a llevar a cabo su misión, es decir, necesita tener combustible, energía eléctrica, una



orientación, entre otros. Cada una de estas diferentes actividades se realiza mediante un subsistema del satélite [8]. De esta manera la estructura de un satélite está compuesta principalmente por dos conjuntos:

- **Plataforma o bus:** Aquí se encuentran todos los subsistemas que ayudarán a que la carga útil funcione, por lo tanto, tiene subsistemas como orientación y posición, energía eléctrica, control térmico [8].
- **Carga útil (payload):** La carga útil es la razón principal por la que nuestro satélite estará en órbita, es decir, ésta depende del propietario del satélite, debido a que contiene subsistemas que ayudarán a realizar principalmente la aplicación del satélite. El subsistema de antenas puede ser incluido como parte de la carga útil, diferentes parámetros como nivel de potencia, ancho de banda, tipo de modulación, etc. son incluidos en este conjunto [8].

Es indispensable que los dos conjuntos funcionen, ya que si la carga útil no funciona, el satélite no cumpliría con su objetivo y de igual forma, si la plataforma no funciona, la carga útil no tendrá los recursos necesarios para operar. De esta forma es evidente que los dos conjuntos son de gran importancia. La Figura 2.1 muestra los subsistemas de un satélite y la Figura 2.2 muestra algunos componentes de un satélite.

## 1300 Satellite: Modular Design for Efficient Adaptation

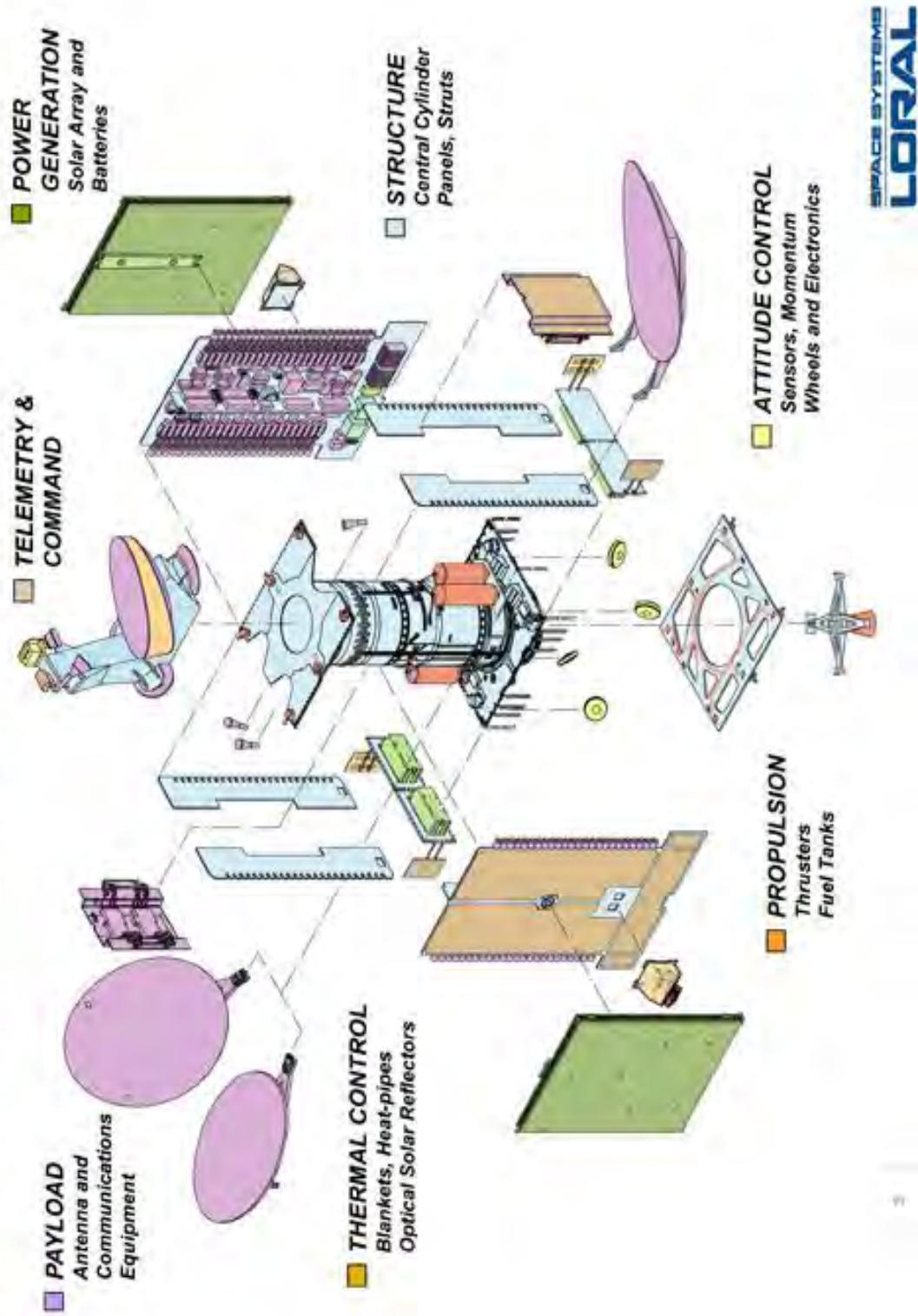


Figura 2.1 Subsistemas de un satélite artificial. Cortesía SPACE SYSTEMS LORAL

## Space Systems/Loral 1300 Satellite Overview

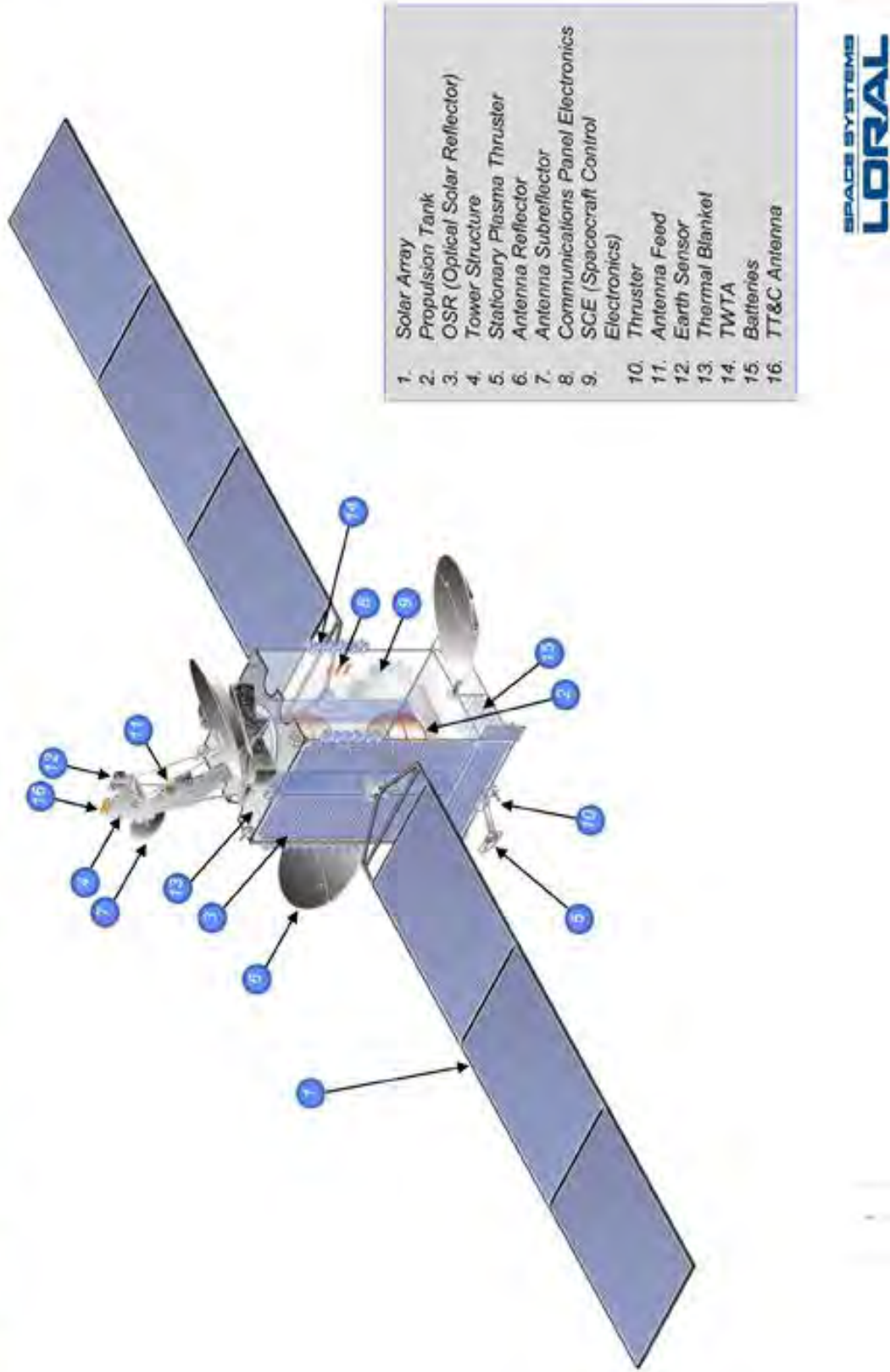


Figura 2.2 Algunos componentes de un satélite artificial. Cortesía SPACE SYSTEMS LORAL



### 2.1.1 Estructura

Este subsistema es un tipo de “esqueleto” que le da rigidez al satélite y lo protege de fuerzas externas todo el tiempo, tanto en el momento del lanzamiento como en el tiempo de vida útil del satélite. La estructura de un satélite es donde se encuentran colocados todos los demás subsistemas, por lo tanto debe lo suficientemente resistente para soportar diferentes fuerzas como vibraciones, aceleraciones, esfuerzos aerodinámicos, impactos de micrometeoritos, atracción de la tierra.

Se emplean diferentes tipos de materiales para obtener una estructura sólida, pero que al mismo tiempo sea ligera. Entre los principales materiales utilizados están: aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero y varios plásticos reforzados con fibra de carbón [6].

### 2.1.2 Energía eléctrica

El subsistema de energía se encarga de proporcionar los niveles correctos de voltaje y corriente, para que el satélite funcione. Está compuesto principalmente por una fuente primaria (paneles solares), una fuente secundaria (baterías) y por circuitos que se encargan de regular y acondicionar esos niveles de corriente y voltaje requeridos. La energía eléctrica que se requerirá depende del tipo de satélite, de esta forma el diseño de los paneles solares es muy importante para que suministren la energía eléctrica especificada.

Aunque los paneles solares tienen eficiencias bajas, de alrededor del 8% al 25%, son los más factibles para aprovechar la energía solar y transformarla en energía eléctrica. Por otra parte, las baterías pueden ser de diferentes materiales, por ejemplo: níquel-hidrógeno, níquel-cadmio, ion-litio. Las baterías son muy importantes cuando el satélite acaba de ser dejado por la última etapa del vehículo lanzador, ya que en esta etapa, los paneles solares aún no suministran la energía eléctrica al satélite. En caso de un satélite GEO, son también utilizadas cuando ocurren eclipses (la tierra no permite el paso de la energía solar) [6].





### 2.1.3 Control de posición y estabilización

Este subsistema realiza la tarea de mantener al satélite orientado hacia la tierra para que efectúe la correcta comunicación entre el satélite y las estaciones terrenas. Existen dos principales tipos de estabilización: por giro y triaxial. La estabilización por giro es menos usada actualmente, como su nombre lo indica este tipo de satélites se estabilizan debido a que se encuentran girando, se debe de tomar en cuenta, que la antena debe estar orientada hacia la tierra. Este tipo de satélites ubican sus paneles solares alrededor de la superficie que está girando. Los primeros satélites mexicanos; Morelos I y Morelos II, utilizaron estabilización por giro.

La estabilización triaxial es la más utilizada y emplea ruedas giratorias (dentro del satélite) colocadas en los tres ejes que serán utilizados como referencia para definir la orientación del satélite. De esta manera el satélite se encontrará en la posición deseada. El satélite se enfrenta a fuerzas perturbadoras en el espacio, que afectan su posición y orientación, por eso siempre se tiene que estar monitoreando el satélite. La orientación del satélite se hace mediante el empleo de sensores, existen diferentes tipos de sensores por ejemplo: de sol, de tierra, de RF y estelares [6].

### 2.1.4 Control térmico

En el espacio exterior el satélite se encuentra a diferentes condiciones de temperatura, por el efecto de diversas fuentes de calor y radiación, por esta razón el subsistema de control es el encargado de mantener los niveles adecuados de temperatura dentro del satélite. Estos cambios de temperatura son producidos por fuentes de calor dentro y fuera del satélite, aunque también puede alcanzar temperaturas muy bajas, por la ausencia de estas fuentes de calor.

La fuente de calor que más afecta al satélite es la temperatura que proviene de su interior, debido a los amplificadores de potencia, otras fuentes son la energía del sol y la que la tierra refleja por la radiación del sol. El satélite debe contar con materiales que reflejen la radiación del sol (luz visible y ultravioleta) y que permitan que la radiación infrarroja producida en su interior salga al espacio exterior. Algunas otras partes del satélite son cubiertas con materiales aislantes.



Mediante la combinación de materiales reflejantes, pinturas y materiales aislantes se puede obtener un equilibrio térmico, para que los cambios bruscos de temperatura no afecten el funcionamiento del satélite, pero también es importante proveer de calor cuando el satélite no se encuentra iluminado por el sol. Algunos materiales utilizados son: Klevar, Kaptón, mylar, dracón [6].

### **2.1.5 Comando y telemetría (TT&C)**

Este subsistema es muy importante porque con él, se realizan operaciones que ayudan a conocer el funcionamiento del satélite, conocer su posición y comunicarnos con él. TT&C por sus siglas en inglés, Telemetry, Tracking and Command, es un subsistema que está relacionado mucho con el segmento terrestre de un sistema de comunicaciones satelitales. La estación terrena se encarga de comunicarse con el satélite en órbita. La telemetría (downlink), es una recopilación de datos, que el satélite realiza para conocer diferentes parámetros sobre su funcionamiento, estos datos son enviados a la estación terrena, donde son interpretados para conocer el “estado de salud del artefacto” [9].

Tracking o mejor conocido aquí como rastreo, se realiza mediante señales de radiofrecuencia conocidas como señales piloto o beacons, que contienen información sobre su posición y orientación del artefacto respecto al observador (estación terrena). Por último, el comando (uplink) sirve para transmitir alguna instrucción al satélite en caso de que algún subsistema este fallando, por ejemplo, cambiar la orientación del satélite, cambiar niveles de corriente o voltaje, cambiar la velocidad del satélite [2].

Este subsistema puede tener su propia computadora que interpretará los datos obtenidos de la estación terrena, sin embargo, se puede ayudar de la computadora principal, aunque los dos subsistemas pueden trabajar sin depender del otro [6], [10].





## 2.1.6 Computadora principal y manejo de datos (OBCDH)

Se encarga de supervisar y controlar todos los subsistemas del satélite, cuentan con software y hardware para poder comunicarse entre los subsistemas que se encuentran en el satélite y la estación terrena. En los periodos donde el satélite no se encuentra visible a la estación terrena, las operaciones operativas y acciones son tomadas por este subsistema. Este subsistema tiene unidades de procesamiento que controlan y ejecutan las instrucciones, internas y externas, para la operación de la carga útil y la plataforma [6].

## 2.1.7 Carga útil (Payload)

La carga útil como ya se ha mencionado, es la razón principal por la cual el satélite estará en órbita, es decir, cuál será la aplicación que realizará. Por lo tanto la carga útil depende de la misión del satélite. Existen diferentes tipos de satélites según su aplicación, por ejemplo, un satélite de percepción remota, requerirá de sensores en diferentes frecuencias dependiendo el tipo de dato que se quiera monitorear; un satélite astronómico, requerirá de un sistema de espejos o lentes; un satélite de telecomunicaciones, requerirá de transpondedores para ofrecer diferentes canales de datos, telefónicos, de televisión, etc. De esta manera es que la carga útil cambia de acuerdo al satélite.

La carga útil se relaciona con la huella de cobertura que tendrá el satélite, con base en esto, el subsistema de antenas se incluye en el diseño de la carga útil. En los satélites artificiales se utilizan diversos tipos de antenas, por ejemplo: monopolos (omnidireccionales), helicoidales, cornetas, dipolos, platos parabólicos.

Las antenas se encargan de recibir la señal de radiofrecuencia de la estación terrena, la cual será procesada en el interior del satélite, para después ser retransmitida a la tierra. Las antenas de apertura (corneta, platos parabólicos simples, Cassegrain y tipo offset) son las más utilizadas. Este tipo de antenas mientras más grande sea la frecuencia de operación y manteniendo sus dimensiones constantes, más angosto será el ancho de haz, por ende, una mayor concentración de potencia.



El diseño de las antenas es a prueba y error, mediante simulaciones de su patrón de radiación, ya que se tiene que diseñar una huella de cobertura que no desperdicie potencia en zonas donde no se quiere comunicar o que tenga la zona geográfica cubierta con el diseño de antenas [6].

## 2.2 TIPOS DE SATÉLITES

Las principales clasificaciones con los satélites artificiales se encuentran a continuación, donde se incluye la aplicación, tamaño, masa y órbita de operación.

### 2.2.1 Aplicación

Es una de las principales clasificaciones que tienen los diferentes satélites artificiales, debido a que está ligada con la carga útil del satélite. Existen diferentes tipos de aplicaciones, a continuación se mencionan algunas aplicaciones para aclarar que no todos los satélites son de comunicaciones.

- **Satélites de observación de la tierra**

Con este tipo de satélites se puede obtener información sobre la tierra, porque utilizan diferentes tipos de sensores (infrarrojos, luz ultravioleta) e instrumentos (radiómetros, espectrómetros, cámaras) que generan imágenes de la tierra, por ejemplo: el estudio de la atmósfera, contaminación de mares, control de fronteras, predicción de cosechas, cambio climático, entre otras aplicaciones. Este tipo de satélites generalmente se encuentran en orbitas circulares, para que el barrido sobre todo la superficie de la tierra sea siempre a la misma altitud. También son de órbita baja, debido a que tendrán mejor resolución por la altitud a la que se encuentran sobre el nivel del mar [11].

La Figura 2.3 muestra el satélite Aqua de la NASA, el cual es un satélite de observación del ciclo del agua en la tierra, obtiene una gran cantidad de información, por ejemplo: evaporación del agua de los océanos, vapor de agua en la atmósfera, nubes, precipitación, mares de hielo, nieve.

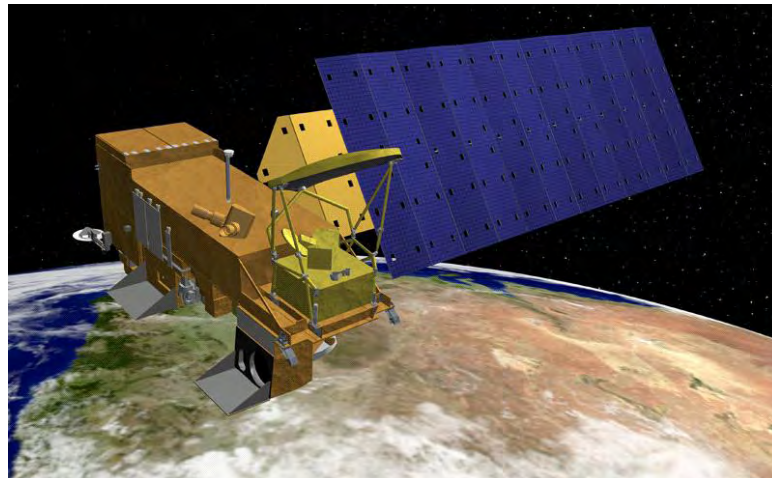


Figura 2.3 Satélite de observación de la tierra “Aqua” pertenece a la NASA

- **Satélites meteorológicos**

Los satélites de este tipo están relacionados con los de observación de la tierra, pero ellos se especializan en la meteorología, ciencia que estudia los cambios atmosféricos a corto y largo plazo. Estos satélites obtienen parámetros como: temperatura del aire, humedad, presión atmosférica, viento y precipitaciones.

Este tipo de satélites se encuentran generalmente en una posición geoestacionaria, porque a esa altitud obtienen una mayor cobertura y una región geográfica más grande para ser analizada. En la imagen de la Figura 2.4 se encuentra un satélite meteorológico de la ESA, llamado Meteosat.



Figura 2.4 Satélite meteorológico, Meteosat perteneciente a la ESA (European Space Agency)

- **Satélites para navegación**

En un inicio este tipo de satélites surgieron con fines militares para saber la trayectoria de misiles y submarinos, ahora se utilizan principalmente para sistemas de posicionamiento global (GPS) y para obtener la localización de sitios en la tierra. Emplea una triangulación de tres satélites, que utilizan la trilateración (método matemático para obtener las posiciones relativas utilizando la geometría de los triángulos) y que están situados en una constelación de satélites colocados en diferentes orbitas.

Existen diferentes constelaciones de satélites de navegación por ejemplo GPS (Estados Unidos), el sistema GLONASS (Rusia), Beidou (China) y algunos están en desarrollo como el sistema Galileo por parte de la Unión Europea y la Agencia Espacial Europea.

El sistema GLONASS está conformado por 24 satélites que se encuentran a una altura de 21, 150 km, colocados en 3 orbitas diferentes y cada órbita tiene 8 satélites. El sistema GPS trabaja con 24 satélites que se encuentran a 19130 km, colocados en 6 orbitas diferentes, donde se encuentran 4 satélites en cada orbita. En la Figura 2.5 se muestran las dos constelaciones de navegación por satélites, GLONASS (lado izquierdo) y GPS (lado derecho).

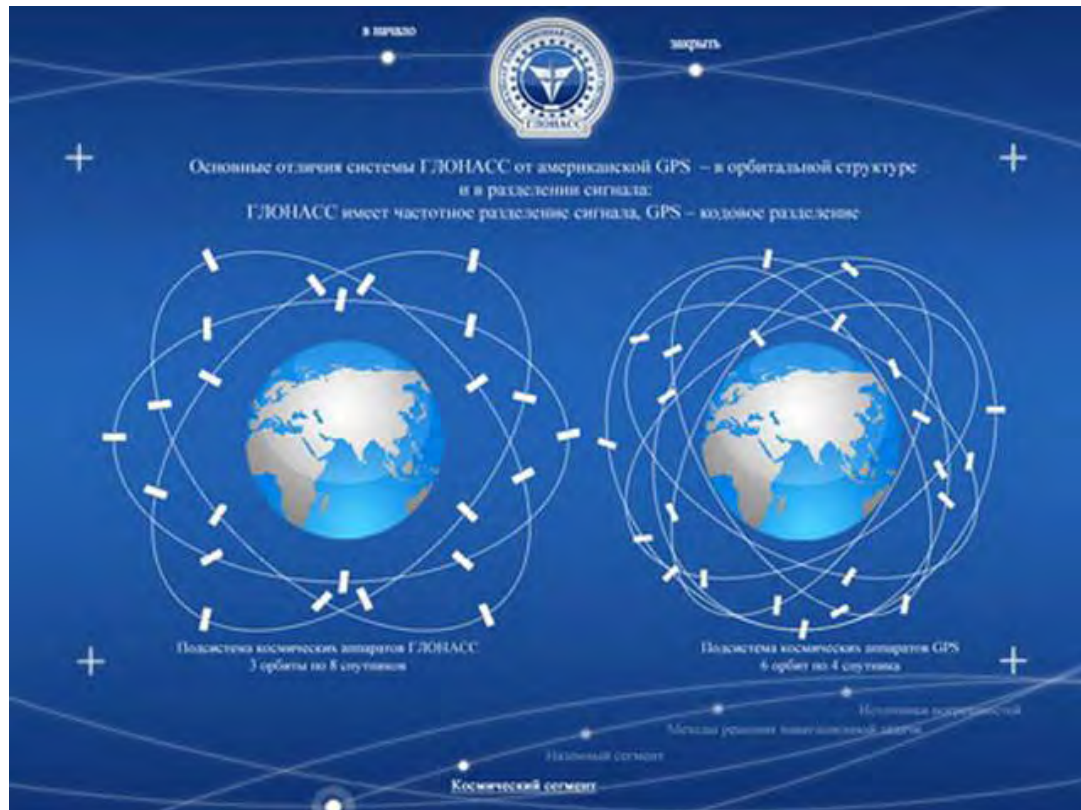


Figura 2.5 Sistemas satelitales de navegación GLONASS y GPS

- **Satélites de uso científico**

El interés principal de este tipo de satélites es el Universo, obtienen diferente información sobre galaxias, planetas, estrellas, radiación. Pueden obtener imágenes más detalladas, debido a que la atmósfera terrestre solo permite ver cierto tipo de radiación y cuando están en el espacio exterior esas radiaciones no son atenuadas por la atmósfera, por ello se puede encontrar más información sobre el Universo.

En este tipo de satélites se puede englobar a la Estación Espacial Internacional (colaboración entre 16 países donde se llevan a cabo diferentes experimentos) ver Figura 2.6, la cual es el único laboratorio puesto en órbita terrestre, y es el más grande construido por el hombre donde vive una tripulación de 6 astronautas, los cuales realizan diferentes experimentos en diferentes campos. La fisiología humana, es uno de los temas más interesantes e importantes porque que permite obtener información sobre el



cuerpo humano y qué modificaciones sufre cuando se encuentra bajo el efecto de microgravedad. Esto es fundamental si se quieren mandar astronautas a misiones tripuladas a otros planetas en un futuro, por ejemplo a Marte.



Figura 2.6 Estación Espacial Internacional.

- **Satélites de comunicaciones**

Este tipo de satélites tal vez sean los más conocidos y son aquellos que ofrecen servicios de telefonía, televisión, internet. Este tipo de satélites generalmente se encuentran en orbitas GEO. Son satélites muy grandes y muy pesados debido a que se encuentran a una altitud de 36 000 km y requieren de potencias elevadas y de sistemas redundantes. El sistema Mexsat, es el actual sistema satelital que tiene México para las comunicaciones, está conformado por dos satélites: *El Bicentenario* (comunicaciones fijas) y el *Morelos 3* (comunicaciones móviles) [6].

En la Figura 2.7 se muestran los dos satélites: Bicentenario (satélite GEO) y Morelos 3 (satélite geosíncrono).

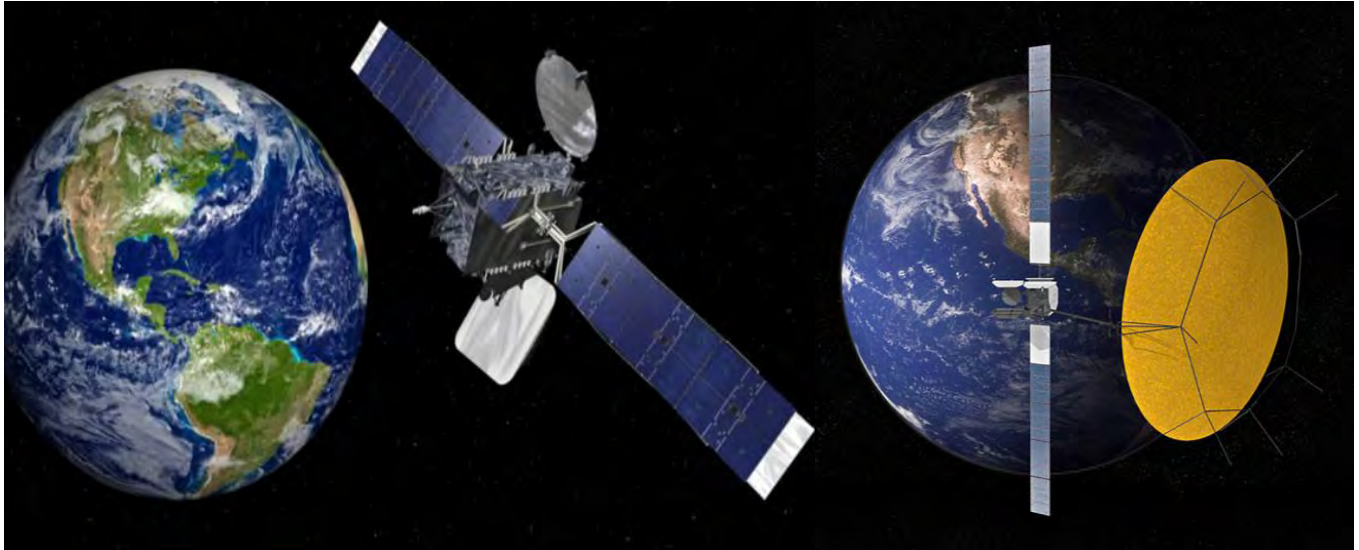


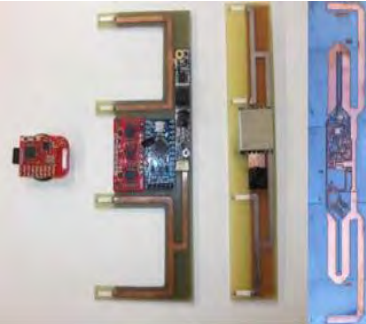


Figura 2.7 Sistema MEXSAT de comunicaciones para México

### 2.2.2 Tamaño y masa

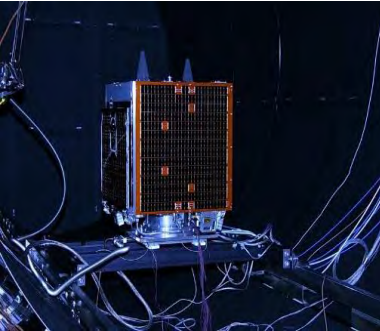

La carga útil es muy importante para la misión de un satélite, ya que ésta determinará todos los componentes electrónicos e instrumentos que tendrá el satélite para realizar su función, por ejemplo, mientras un satélite se encuentre más lejos de la tierra, requerirá de potencias de transmisión más altas, o si el satélite requiere alimentar con gran energía eléctrica, éste requerirá de áreas más grandes de paneles solares; o también el tiempo de vida útil del satélite, el cual está determinado por la cantidad de combustible que lleve consigo. Todos estos parámetros de diseño hacen que un satélite incremente su masa y por consecuencia su tamaño.


Esta clasificación se basa en que tan robusto es un satélite artificial, es decir, no es lo mismo fabricar un cubesat o un satélite GEO. La Tabla 2 muestra los valores de masa para cada clasificación y un ejemplo del tipo de satélite.

Tabla 2. Clasificación de los satélites de acuerdo a su masa

TIPO DE SATÉLITE	MASA	EJEMPLO
Femtosatélites	Menor a 100 g	Proyecto WikiSat 
Picosatélites	Entre 0.1 kg y 1 kg	MEPSI 
Nanosatélites	Entre 1 kg y 10 kg	PhoneSat 



Microsatélites	Entre 10 kg y 100 kg	<p>UNAMSat B</p>  <p>UNAMSat B is a small satellite in orbit, shown against the Earth's horizon. The image includes text: '\$100', 'UNAM 100 AÑOS', 'SATELITE UNAM SAT B', and 'MEXICO 2010-2011'.</p>
Minisatelites	Entre 100 kg y 500 kg	<p>UK DMC-2</p>  <p>The UK DMC-2 satellite is shown in a close-up view, highlighting its complex structure and various instruments.</p>
Satélites medianos	Entre 500kg y 1000 kg	<p>GIOVE-A</p>  <p>The GIOVE-A satellite is shown in orbit, featuring large solar panels and a central body, with the Earth's surface visible below.</p>

Grandes satelites	Mayor a 1000kg	<p style="text-align: center;">Hubble</p> 
-------------------	----------------	--

### 2.2.3 Órbita de operación

La clasificación según su órbita de operación requiere de un análisis de la misión del satélite, ya que dependiendo de ésta, se selecciona la órbita en la que el satélite desempeñará mejor su función. Existen muchos parámetros relacionados con las órbitas de operación (inclinación, forma). Los tipos de órbitas bajas, intermedias o medias, geoestacionarias se definen principalmente por la altitud a la que se encuentren, aunque dependen también de la inclinación y de la forma (generalmente son formas circulares). Cada órbita de operación está ligada con la huella de cobertura que tendrá sobre la superficie de la tierra, de esta manera existen otro tipo de órbitas por ejemplo órbitas tipo Heliosíncronas, Polares, Geosíncronas y Molniya [12].

Las órbitas bajas e intermedias (satélites LEO y MEO) no requieren satélites muy robustos y pesados como los que se encuentran en orbitas geoestacionarias, pero requieren trabajar en equipo, es decir, constelaciones de satélites (por ejemplo si la aplicación es para comunicaciones). No todas las aplicaciones de los satélites LEO y MEO requieren constelaciones. La Figura 2.8 ejemplifica los tipos de órbitas satelitales según su altitud. La Tabla 3 muestra las principales características de los satélites LEO, MEO y GEO [12].



Figura 2.8 Satélites LEO (color azul), satélites MEO (color morado) y satélites GEO (color guinda)

Tabla 3. Comparación entre satélites LEO, MEO Y GEO

	GEO	MEO	LEO
ALTURA (km)	≈36 000	2 000 – 20 000	180 – 2 000
PERIODO ORBITAL (hr)	24	5 - 12	1.5
VELOCIDAD (km/hr)	11 000	19 000	27 000
RETRASO DE TRANSMISIÓN (ms)	250	80	10
PERIODO DE VISIBILIDAD	siempre	2 – 4 hr	< 15 min
SATÉLITES NECESARIOS PARA COBERTURA GLOBAL	3	10 -12	50 - 70



- **LEO (Condor-Quetzal-Ulises 2.0)**

Los satélites LEO (Low Earth Orbit por sus siglas en inglés) son los que se encuentran en altitudes comprendidas entre los 250 km y 1000 km, ver Figura 2.8. Principalmente son útiles para comunicaciones móviles, teledetección, investigación espacial, meteorología. Presentan las siguientes características:

- Cobertura pequeña  
Debido a que se encuentran a una altitud muy baja, es decir, se encuentran más cercanos a la tierra, las áreas de cobertura son reducidas porque sus antenas no pueden abarcar áreas muy extensas, aunque el beneficio de esto es la resolución que pueden obtener los satélites [13].
- Tiempos de visibilidad reducidos  
Otra de las características de estar en una órbita baja, es que la velocidad a la que se mueven los satélites que se encuentran a estas altitudes es más grande, porque deben girar más rápido para contrarrestar los efectos del campo gravitatorio del planeta. Mientras sean altitudes más grandes la velocidad de los satélites van disminuyendo. Esto conlleva a que el tiempo que la estación terrena verá al satélite es muy pequeño, porque el periodo orbital dura muy poco [12], [14].
- Son fáciles de colocar en órbita  
Al encontrarse este tipo de satélites en altitudes no muy grandes, son satélites más pequeños porque no requieren potencias de transmisión muy grandes, tienen menos masa, y por lo tanto se pueden llevar más de dos en un lanzamiento. Lo que hace que se reduzcan los costos, y no se requieran de satélites tan sofisticados.



- Menores pérdidas  
Las ondas electromagnéticas al viajar por menos distancia se atenúan menos, por esta razón, esta es una ventaja de los satélites LEO, porque las señales de RF no recorren grandes distancias.
- Estaciones terrenas pequeñas  
Las estaciones terrenas son pequeñas debido a que no se requieren potencias de transmisión muy grandes y las ganancias de las antenas no deben ser tan grandes, esto hace que los diámetros de las antenas no sean muy extensas.
- Afectados por el efecto Doppler  
Debido a que los periodos orbitales son de pocos minutos, las velocidades a las que se mueven en la órbita sean grandes. El efecto Doppler depende de la frecuencia de transmisión y la velocidad a la que se esté moviendo la fuente (satélite) del observador (estación terrena). Los satélites LEO son los que se mueven a velocidades más grandes, por esta razón son afectados por el efecto Doppler [12], [6], [15].
- Se requiere de una constelación para una cobertura global  
Como consecuencia de la pequeña cobertura de los satélites LEO, si se llegara a requerir una cobertura global, sería necesario tener una constelación de satélites.

- **MEO**

Los satélites MEO son los que se encuentran en altitudes comprendidas entre los 2 000 km y 20 000 km. Se utilizan generalmente para servicios de comunicaciones y navegación. Entre sus principales características se encuentran [12]:



- Menores pérdidas por espacio libre que satélites GEO
- Se requiere un menor número de satélites para una cobertura global que con satélites LEO
- Retardos medianos
  
- **GEO**

Son satélites GEO aquellos que se encuentran casi a los 36 000 km de altitud. Cumplen dos características principales: órbita de forma circular, se encuentran sobre el plano del ecuador (inclinación de 0°). Estas características hacen que su función principal sea el de las telecomunicaciones debido a que siempre están en comunicación con sus estaciones terrenas, es decir, el tiempo de visibilidad dura todo el día. Entre sus principales características se encuentran [6], [12]:

- Poco efecto Doppler
- Buena visibilidad
- No cubre zonas polares
- Áreas de cobertura mayores
- Prestan eclipses
- Potencias de transmisión grandes
- Alto coste de lanzamiento
- Retardos más grandes



# CAPÍTULO 3

## SEGUIMIENTO DE SATÉLITES EN ÓRBITA LEO

### 3.1 ELEMENTOS BÁSICOS A CONSIDERAR PARA EL SEGUIMIENTO DE SATÉLITES

Es importante determinar la geometría del satélite y la estación terrena, para eso requerimos conocer los elementos orbitales, son 6 elementos orbitales y conociéndolos podemos determinar y calcular las coordenadas geográficas del punto subsatelital, éste nos servirá para poder obtener los ángulos de vista (azimut y elevación) para cualquier punto en la tierra donde la estación terrena puede observar al satélite y comunicarse con él [16].

El seguimiento de satélites es un tanto diferente al de los aviones, pero con ayuda de las leyes de Kepler y el sistema de coordenadas geocéntrico ecuatorial se determinaron los 6 parámetros conocidos como elementos orbitales, los cuales nos ayudan a comprender el movimiento y localizar al satélite en su órbita [16].

#### 3.1.1 Elementos orbitales

Para determinar los elementos orbitales necesitamos conocer la velocidad ( $\vec{V}$ ) y posición ( $\vec{R}$ ) del satélite en un tiempo específico.

**Semieje ( $a$ ):** El tamaño de la órbita está en función del semieje mayor de la elipse. El semieje mayor es la mitad de la distancia del eje mayor de la elipse, ver Figura 3.1 [17].

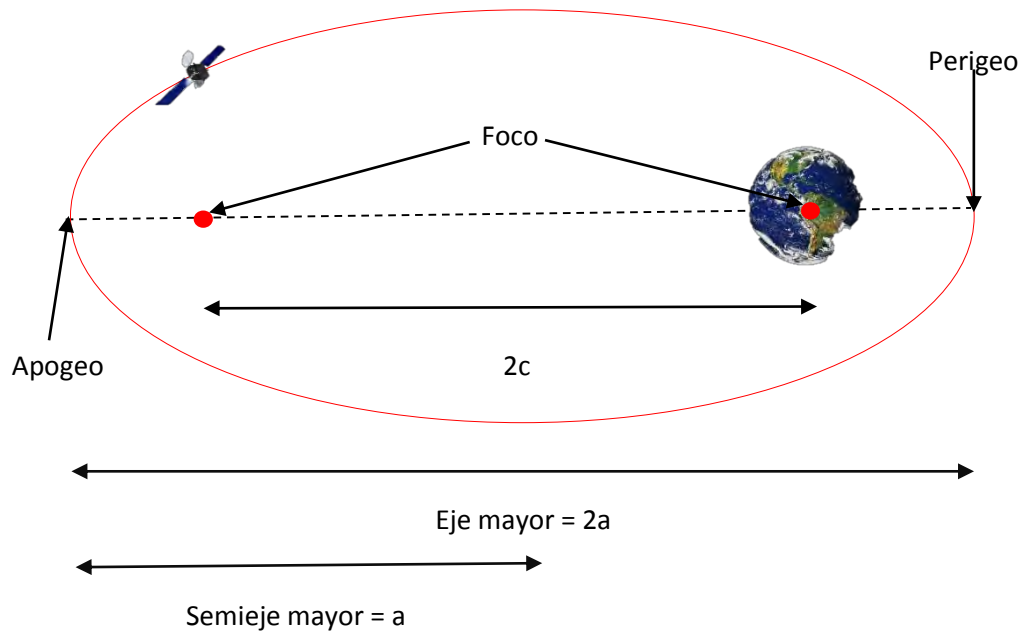


Figura 3.1 Semieje mayor

Para obtener el semieje mayor usaremos las siguientes expresiones:

$$\varepsilon = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{R} \quad ec (3.1)$$

donde:

$\varepsilon$  = energía mecánica específica ( $\text{km}^2/\text{s}^2$ )

$V$  = velocidad del satélite ( $\text{km}/\text{s}$ )

$\mu$  = parámetro gravitacional ( $\text{km}^3/\text{s}^2$ ) =  $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$  para la tierra

$R$  = distancia desde el centro de la tierra al satélite ( $\text{km}$ )





$$a = -\frac{\mu}{2\varepsilon} \quad ec (3.2)$$

donde:

a = semieje mayor (km)

$\varepsilon$  = energía mecánica específica (km<sup>2</sup>/s<sup>2</sup>)

$\mu$  = parámetro gravitacional (km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup>) = 3.986 x 10<sup>5</sup> km<sup>3</sup>/s<sup>2</sup> para la tierra

**Excentricidad (e):** Está determinada por la relación entre la distancia de los focos y la distancia del eje mayor. Este parámetro orbital determina la forma de la órbita, es decir, dependiendo su valor de excentricidad la órbita puede ser circular, elíptica, parábola e hipérbola (aunque estas últimas dos no son orbitas útiles para satélites artificiales), ver Tabla 4 [8], [17].

Tabla 4. Valores de excentricidad

<i>Forma de órbita</i>	<i>Excentricidad</i>
Círculo	e = 0
Elipse	0 < e < 1
Parábola	e = 1
Hipérbola	e > 1

El valor de la excentricidad puede ser encontrado mediante las siguientes expresiones:

$$e = \frac{2c}{2a} \quad ec (3.3)$$

donde:

e = excentricidad

c = distancia entre focos

a = semieje mayor



Conociendo los vectores de posición ( $\vec{R}$ ) y velocidad ( $\vec{V}$ ) del satélite se tiene que:

$$\vec{e} = \frac{1}{\mu} \left[ \left( V^2 - \frac{\mu}{R} \right) \vec{R} - (\vec{R} \cdot \vec{V}) \vec{V} \right] \quad ec (3.4)$$

donde:

$\vec{e}$  = vector excentricidad

$\mu$  = parámetro gravitacional [ $\text{km}^3/\text{s}^2$ ] =  $3.986 \times 10^5 \text{ km}^3/\text{s}^2$  para la tierra

$V$  = magnitud de  $\vec{V}$  [ $\frac{\text{km}}{\text{s}}$ ]

$R$  = magnitud de  $\vec{R}$  [ $\text{km}$ ]

$\vec{R}$  = vector posición [ $\text{km}$ ]

$\vec{V}$  = vector velocidad [ $\frac{\text{km}}{\text{s}}$ ]

**Inclinación ( $i$ ):** Este parámetro ayuda a conocer la orientación de la órbita. La inclinación es el ángulo que se forma desde el plano de referencia (plano ecuatorial) y el plano de la órbita del satélite. Para calcular este ángulo de inclinación más fácil, se usan dos vectores; uno perpendicular al plano de orbita llamado *vector de momento angular específico* ( $\vec{h}$ ) y uno perpendicular al plano ecuatorial ( $\vec{k}$ ). Ver Figura 3.2 [17].

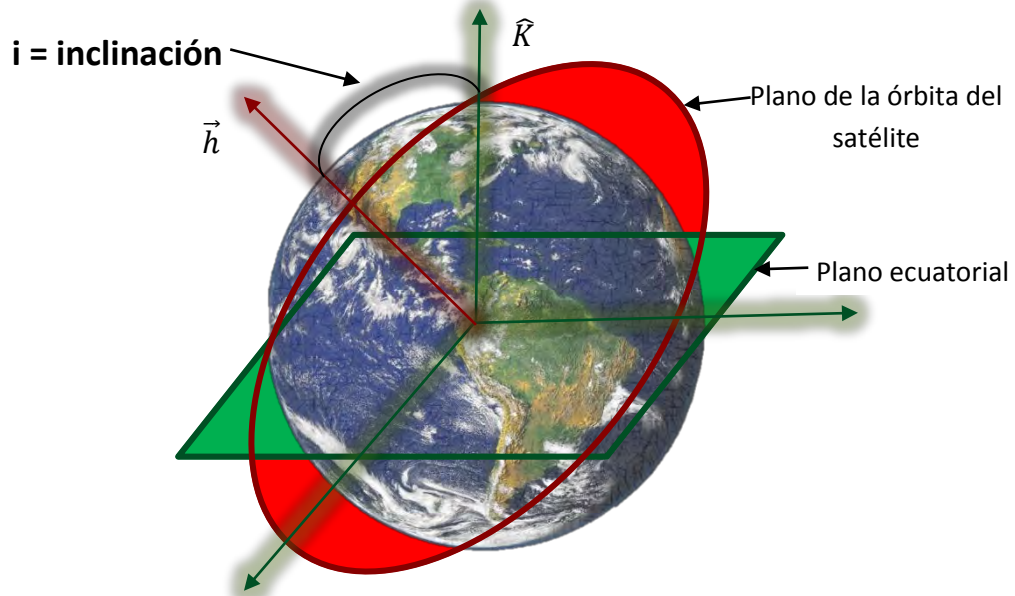




Figura 3.2 Inclinación (ángulo entre los vectores  $\vec{h}$  y  $\hat{K}$ )

Dependiendo el valor de la inclinación, se pueden tener diferentes tipos de orbitas. La inclinación toma el valor entre  $0^\circ$  y  $180^\circ$ . Ver Tabla 5 [17].

Tabla 5. Tipos de orbita y su inclinación

Inclinación	Tipo de orbita	Diagrama
$0^\circ$ o $180^\circ$	Ecuatorial	
$90^\circ$	Polar	

$0^\circ \leq i \leq 90^\circ$	Directa o prograda (movimiento en dirección de la rotación de la tierra)	 Nodo ascendente
$90^\circ < i \leq 180^\circ$	Indirecta o retrograda (movimiento en contra de la dirección de la rotación de la tierra)	 Nodo ascendente

Para obtener la inclinación se utiliza la siguiente expresión:

$$i = \cos^{-1} \left( \frac{\hat{K} \cdot \vec{h}}{Kh} \right) \quad ec (3.5)$$

donde:

$i$  = inclinación [deg or rad]

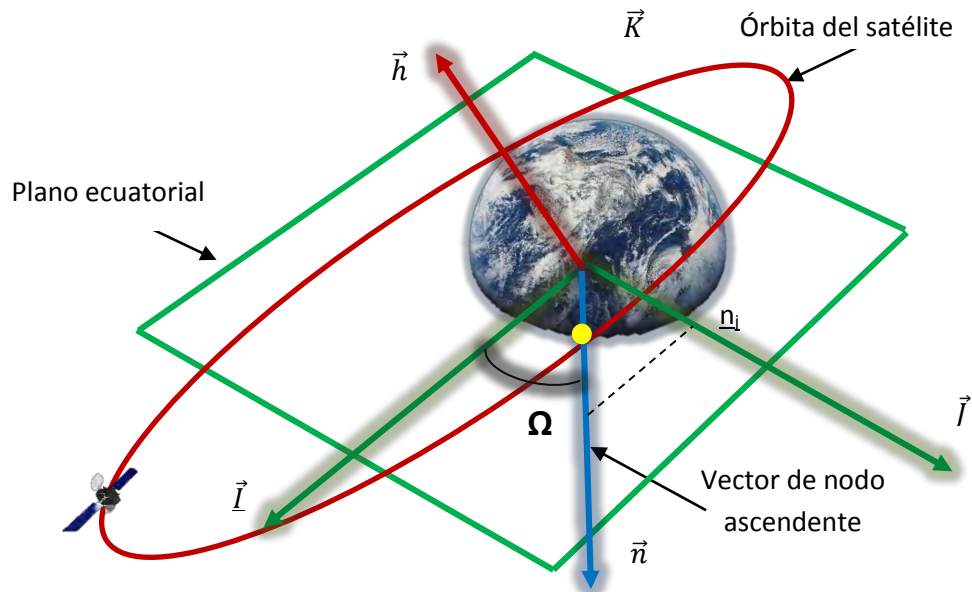
$\hat{K}$  = vector unitario a través del polo norte

$\vec{h}$  = vector de momento angular específico  $\left[ \frac{km^2}{s} \right]$

$K$  = magnitud de  $\vec{K} = 1$

$h$  = magnitud de  $\vec{h} \left( \frac{km^2}{s} \right)$

**Nodo ascendente ( $\Omega$ ):** Este parámetro describe el giro de la órbita del satélite. Es el ángulo  $\Omega$  medido hacia el Este formado por el eje de referencia  $\hat{I}$  (sistema de coordenadas geocéntrico ecuatorial) y el vector de nodo ascendente (punto de intersección entre el plano de referencia y el plano de la órbita satelital). El rango de valores es  $0^\circ \leq \Omega \leq 360^\circ$ . Ver Figura 3.3 [17].

Figura 3.3 Ángulo de giro ( $\Omega$ )

Para obtener el ángulo  $\Omega$ , debemos encontrar el vector de nodo ascendente ( $\vec{n}$ ) ya que este vector nos ayudará a calcular el ángulo formado entre éste y el vector de referencia  $\hat{I}$ . Para obtener el vector  $\vec{n}$ :

$$\vec{n} = \hat{K} \times \vec{h} \quad ec (3.6)$$

donde:

$\vec{n}$  = vector de nodo ascendente (señala al nodo ascendente)  $\left[\frac{km^2}{s}\right]$

$\hat{K}$  = vector unitario a través del polo norte

$\vec{h}$  = vector de momento angular específico  $\left[\frac{km^2}{s}\right]$

Obteniendo el vector  $\vec{n}$  podremos obtener el ángulo  $\Omega$ , mediante la siguiente expresión:

$$\Omega = \cos^{-1} \left( \frac{\hat{I} \cdot \vec{h}}{Ih} \right) \quad ec (3.7)$$

donde:

$\Omega$  = ascensión recta del nodo ascendente (deg o rad)

$\hat{I}$  = vector unitario en la dirección principal

$\vec{n}$  = vector de nodo ascendente (señala al nodo ascendente)  $\left[\frac{km^2}{s}\right]$

$I$  = magnitud de  $\hat{I} = 1$

$n$  = magnitud de  $\vec{n}$   $\left(\frac{km^2}{s}\right)$

Para saber a qué cuadrante está el ángulo  $\Omega$  usaremos las componentes del vector  $\vec{n}$  en el eje de referencia  $\hat{J}$ . Si  $n_j \geq 0$  entonces  $0^\circ \leq \Omega \leq 180^\circ$ . Si  $n_j < 0$  entonces  $180^\circ < \Omega < 360^\circ$ .

**Argumento de Perigeo ( $\omega$ ):** Es el ángulo en la dirección del movimiento del satélite medido desde el nodo ascendente, al perigeo. Su valor se encuentra entre  $0 < \omega \leq 360^\circ$ . Para determinar en qué cuadrante se encuentra el ángulo, se utiliza la componente K del vector excentricidad  $\vec{e}$ . Si  $e_K \geq 0$  entonces  $0^\circ \leq \omega \leq 180^\circ$ . Si  $e_K < 0$  entonces  $180^\circ < \omega < 360^\circ$ . Ver Figura 3.4 [17].

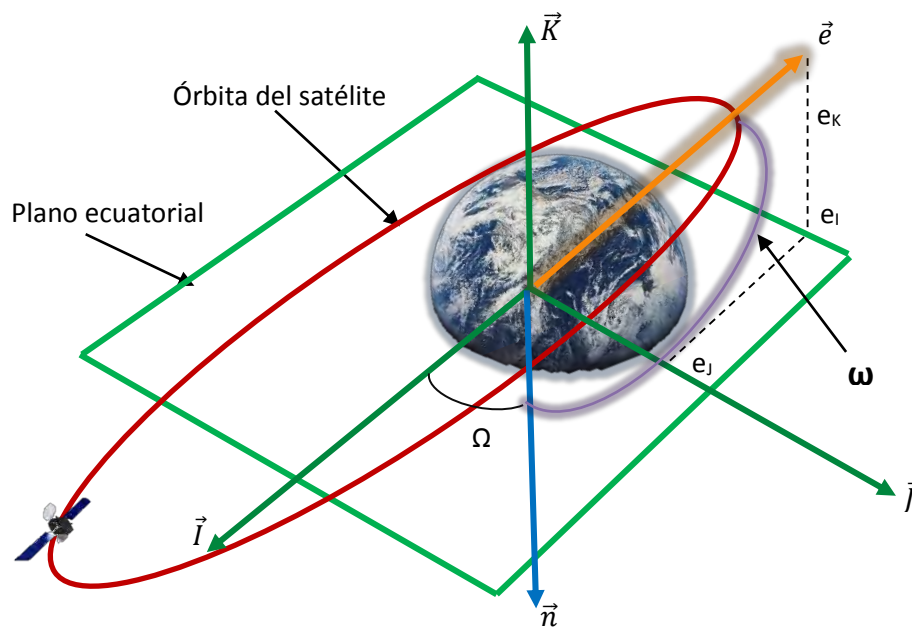


Figura 3.4 Argumento de perigeo



Para obtener el ángulo  $\omega$ :

$$\omega = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{n} \cdot \vec{e}}{ne} \right) \quad ec (3.8)$$

donde:

$\omega$  = argumento del perigeo [deg o rad]

$\vec{n}$  = vector de nodo ascendente (señala al nodo ascendente)  $\left[ \frac{km^2}{s} \right]$

$\vec{e}$  = vector excentricidad

$n$  = magnitud de  $\vec{n}$   $\left( \frac{km^2}{s} \right)$

$e$  = magnitud de  $\vec{e}$

**Anomalía verdadera ( $v$ ):** Es el parámetro orbital que permite localizar al satélite dentro de la órbita. La anomalía verdadera es el ángulo comprendido entre el perigeo y el vector de posición del satélite. De todos los elementos orbitales éste es el único que cambia respecto al tiempo [17].

Para poder calcular este ángulo, nos ayudaremos del vector excentricidad, debido a que apunta al perigeo de la órbita:

$$v = \cos^{-1} \left( \frac{\vec{e} \cdot \vec{R}}{eR} \right) \quad ec (3.9)$$

donde:

$v$  = verdadera anomalía [deg o rad]

$\vec{e}$  = vector excentricidad

$\vec{R}$  = vector posición [km]

$e$  = magnitud de  $\vec{e}$

$R$  = magnitud de  $\vec{R}$  [km]



### 3.1.2 Latitud, longitud y altitud

Para la ubicación geográfica de cualquier lugar debemos conocer un sistema de referencia o de coordenadas. Para nuestro caso, haremos uso de la ubicación espacial de la estación terrena en un marco geográfico de referencia llamado sistema geográfico.

El sistema geográfico o curvilíneo se basa en latitudes y longitudes, es curvilíneo debido a que lo definen círculos máximos (cualquier círculo que contiene el centro de la tierra). Los dos círculos máximos que nos interesan son:

- El círculo máximo que es perpendicular al eje de rotación, este es llamado ecuador terrestre. Sirve de origen para las medidas de las latitudes.
- Los círculos máximos que contienen al eje de rotación son llamados meridianos y el más importante de éstos es el meridiano de Greenwich. Este es el origen para medir las longitudes.

La **latitud** es el ángulo entre el ecuador y cualquier punto de la tierra, es decir, es la distancia desde el ecuador y cualquier punto, medida sobre el meridiano que contiene a dicho punto. Las líneas de latitud se llaman *paralelos* y son círculos paralelos al ecuador. Los valores de la latitud van desde  $0^\circ$  a  $90^\circ$ .

La **longitud** es la medida angular medida sobre el ecuador desde el meridiano de Greenwich hasta el meridiano que contenga a cualquier punto de interés. Las líneas de longitud son círculos máximos que pasan por los polos y se llaman meridianos. Los valores de la longitud van desde  $0^\circ$  a  $180^\circ$ .

Estos valores van acompañados de la designación Norte (N) o Sur (S) para la latitud y Este (E) u Oeste (O) para la longitud. La Figura 3.5 muestra un ejemplo de una coordenada.





Figura 3.5 Sistema de coordenadas geográfico. Meridiano cero (Greenwich) y Ecuador (Paralelo 0°)

Para poder ubicar la posición exacta de la estación terrena, además del uso de la latitud y la longitud, debemos conocer la **altitud**, es decir, la altura a la que se encuentra sobre el nivel del mar. Esta será de gran utilidad para calcular las pérdidas por espacio libre que sufrirá la señal.

### 3.1.3 Ángulos de Azimut y Elevación

Para la instalación de una antena parabólica de una estación terrena, uno de los aspectos fundamentales es conocer la ubicación del lugar en donde estará nuestra antena para determinar los movimientos que tendrá en los ángulos de azimut y elevación. Para obtener estos dos ángulos lo primero que se debe realizar es ubicar el **norte verdadero (geográfico)** el cual corresponde al **eje de rotación de la tierra**, sabemos que una brújula ubica el **eje magnético** de la tierra, pero ese eje no siempre coincide con el eje de rotación de la tierra. Ha esta diferencia entre estos dos ejes se le conoce como declinación magnética, ver Figura 3.6 [6].

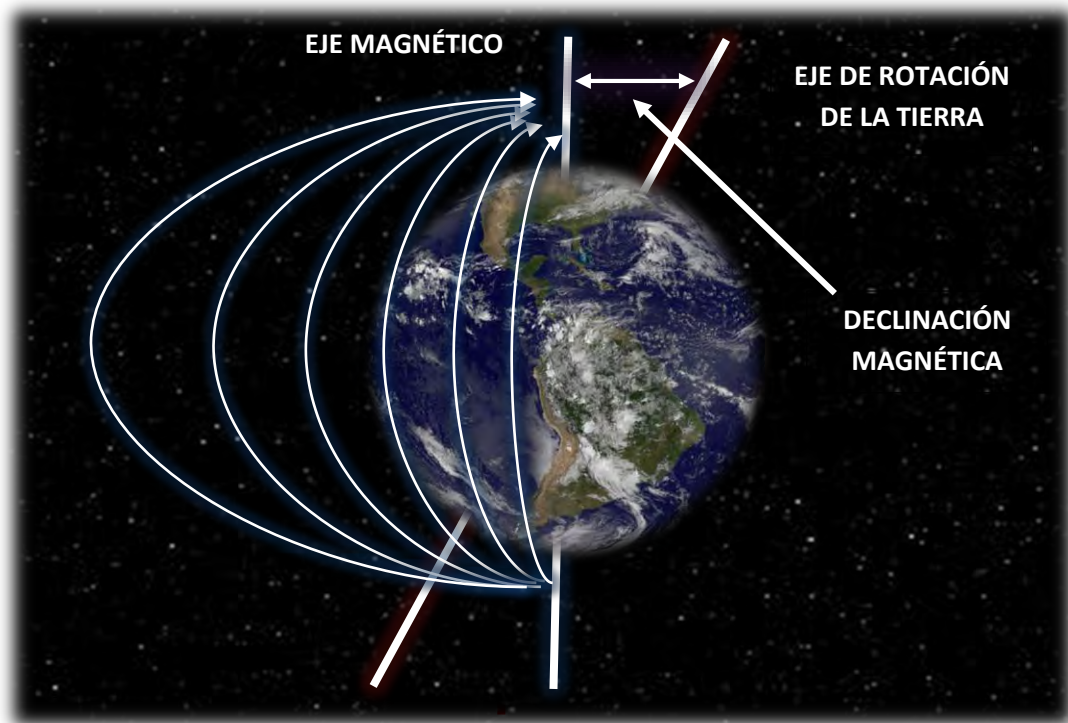


Figura 3.6 Declinación magnética (diferencia entre eje magnético y eje de rotación)

Esta declinación magnética depende del cambio que ocurra en el campo magnético de la tierra y la zona geográfica en donde se vaya a instalar la estación terrena, también se debe tomar en cuenta la calidad de brújula debido a que la lectura de ésta se ve afectada por equipos eléctricos o estructuras metálicas cercanas.

Existen diferentes medios para determinar la declinación magnética, por ejemplo con ayuda de cartas de líneas isogónicas, se pueden consultar los grados que tienen de diferencia los dos tipos de ejes (magnético y rotación), otra herramienta puede ser consultar la página en internet National Oceanic And Atmospheric Administration (NOAA) [6]. Por convención, si la brújula apunta al Este (E) del N verdadero, es declinación E (o positiva) y si apunta al oeste (W), es declinación W (o negativa), Figura 3.7.

En México el intervalo de variación está entre 5° E y 14° E [6].

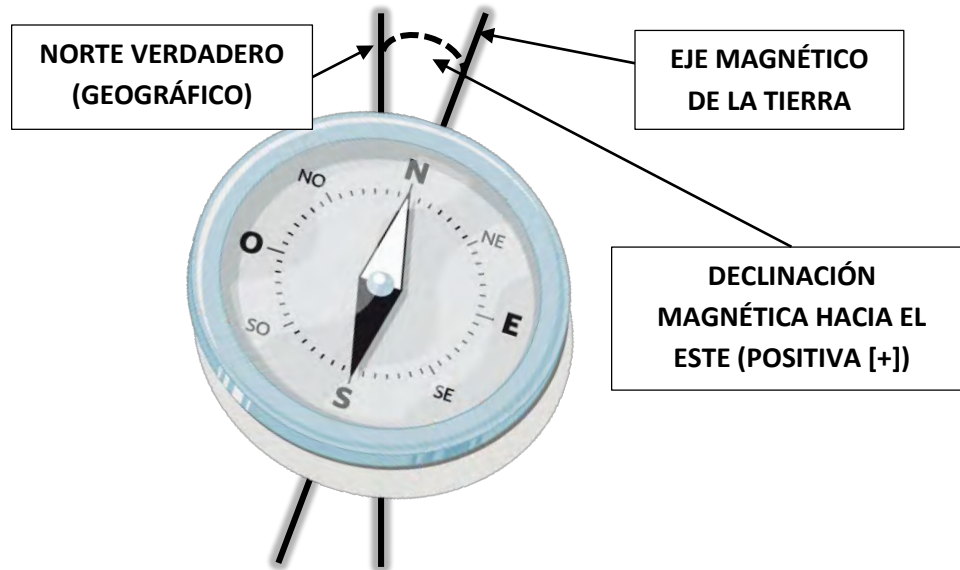


Figura 3.7 Ubicación del norte verdadero

Una vez ubicada la antena en la posición geográfica correcta podemos hacer uso de los ángulos de vista, los cuales nos ayudarán a comunicarnos con el satélite. Estos ángulos de vista son: **elevación (h)** y **azimut (A)**, para establecer las ecuaciones que nos permitirán calcular éstos ángulos, debemos realizar la geometría que se forma con la estación terrena y el satélite en órbita baja. Figura 3.8 [4].

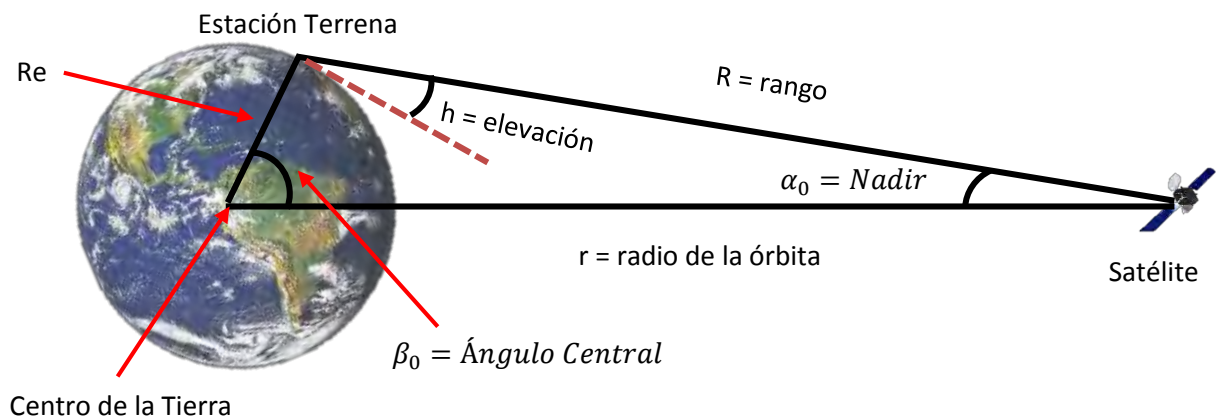


Figura 3.8 Relación geométrica entre el rango satelital, ángulo de elevación de la estación terrena, ángulo central desde el centro de la tierra, y el ángulo nadir



Dos lados de este triángulo que se forma de esta geometría son conocidos:  $Re$ , es la distancia del centro de la tierra y  $r$ , que es la distancia a la que se encuentra el satélite o bien, el radio de la órbita. De ésta geometría también se obtienen 4 parámetros importantes [4], [18]:

$h$  - Ángulo de elevación (°)

$\beta_0$  - Ángulo central (°)

$S$  - Rango (km)

$\alpha_0$  - Ángulo nadir (°)

Mediante trigonometría plana se pueden obtener estos cuatro parámetros en términos de una de esas variables. Las ecuaciones (en función de la elevación “ $h$ ”) que nos servirán para obtener esos parámetros son [4], [18]:

$$\beta_0 = \cos^{-1} \left[ \left( \frac{Re}{r} \right) \cos h \right] - h \quad ec \ (3.10)$$

$$S = Re \left[ \left( \frac{r^2}{Re^2} - \cos^2 h \right)^{1/2} - \sin h \right] \quad ec \ (3.11)$$

$$\alpha_0 = \sin^{-1} \left[ \left( \frac{Re}{r} \right) \cos h \right] \quad ec \ (3.12)$$

Obteniendo estos valores podemos definir nuestros ángulos de vista. Ver Figura 3.9 [4].

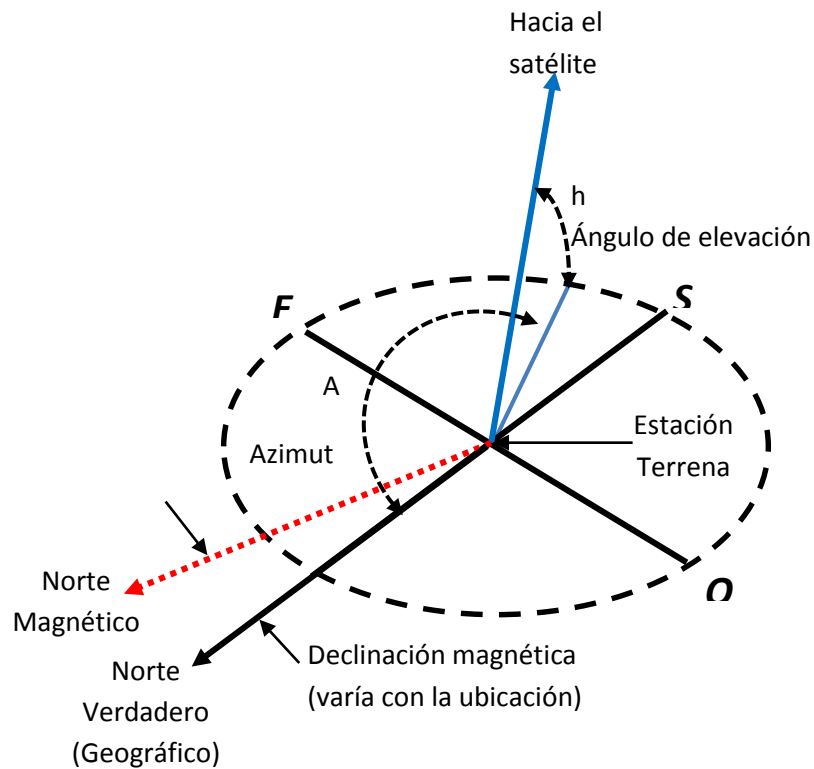


Figura 3.9 Ángulos de elevación y azimut

$h$  – Elevación: “... es el ángulo formado entre el satélite y el plano horizontal de observador...” [4].

$A$  - Azimut: “... es la dirección del satélite, medido en el plano horizontal desde el norte geográfico en dirección de las manecillas del reloj...” [4].

Conocemos la posición de la estación terrena, es decir, su longitud y latitud, también la posición del satélite. Necesitamos esos datos para obtener los ángulos de azimut y elevación. Llamaremos  $\Delta\lambda$  a la longitud Este del satélite menos la longitud Este de la estación terrena [4].

$$\Delta\lambda = \lambda(E)_{sat} - \lambda(E)_{sta} \quad ec (3.13)$$

Entonces el ángulo de azimut para cualquier satélite puede ser calculado con ayuda del siguiente triángulo esférico. Mostrado en la Figura 3.10

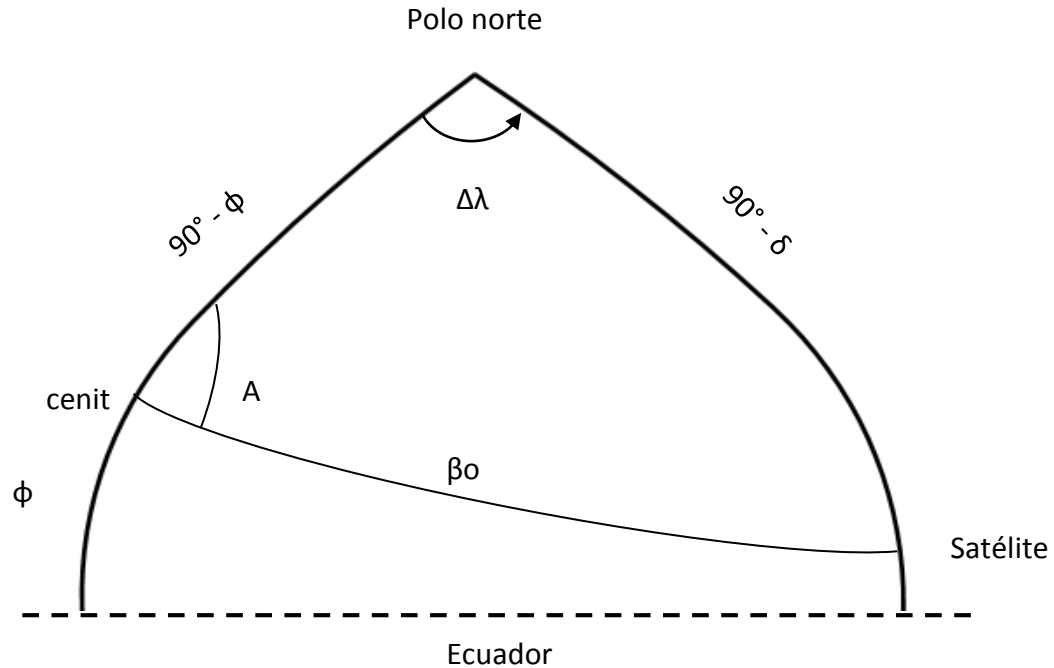


Figura 3.10 Triángulo esférico que muestra el ángulo de azimut  $A$ , ángulo central  $\beta_0$  y la latitud de la estación terrena  $\phi$

El ángulo de elevación es:

$$\tan h = \frac{\cos \beta_0 - R_e/r}{\sin \beta_0} \quad ec (3.14)$$

El ángulo de azimut es:

$$\tan A = \frac{\sin \Delta\lambda}{\cos \phi \tan \delta - \sin \phi \cos \Delta\lambda} \quad ec (3.15)$$



### 3.1.4 Rango

Se le llama rango o rango satelital a la distancia que existe entre la estación terrena y el satélite. En la geometría de la estación terrena y del satélite de la Figura 3.8 podemos observar la relación que tiene el rango con el radio de la órbita, el radio de la tierra y el ángulo de elevación de la estación terrena. Esta distancia la podemos obtener mediante la siguiente expresión [4], [16], [18].

$$R = Re \sqrt{\frac{r^2}{Re^2} - \cos^2 h} - \text{sen } h \quad \text{ec (3.16)}$$

donde:

R = rango [km]

Re = radio de la tierra [km]

r = radio de la órbita [km]

h = elevación

### 3.1.5 El efecto Doppler

El efecto Doppler se produce cuando una fuente de ondas electromagnéticas se encuentra en movimiento respecto a un observador fijo, esto hace que ocurra un incremento o decremento en la frecuencia de transmisión. Este incremento es producido cuando el satélite está en movimiento respecto a la tierra, es decir, existe una variación en el rango  $(dS/dt) = Vr$  [6].

Este fenómeno ocurre tanto en el enlace de subida como de bajada. La diferencia de frecuencia del enlace se puede obtener de la siguiente expresión:

$$\Delta f = Vr \frac{f}{c} \quad \text{ec (3.17)}$$



donde:

$c$  = velocidad de la luz  $3 \times 10^8$  [m/s]

$f$  = frecuencia de la onda transmitida [Hz]

$V_r$  = variación del rango [m/s]

Los satélites LEO se ven más afectados a este cambio de frecuencia debido a que se mueven a una velocidad alrededor de 7.5 km/s. El efecto Doppler depende del tipo de modulación y técnica de multiplexaje. Para un usuario en tierra depende de cual sea su altitud y la posición dentro de la cobertura del satélite [6].

### 3.1.6 Huella de cobertura

La huella de cobertura en un satélite artificial es el área que las antenas del satélite pueden cubrir a una cierta altitud, es decir, es la región del planeta Tierra en donde el satélite tendrá comunicaciones con las antenas instaladas en la Tierra. Para un satélite LEO, el área de cobertura o la cobertura es una forma circular en la superficie de la tierra, donde es visto el satélite desde la estación terrena y a su vez el satélite ve a la estación terrena. Esta huella de cobertura comienza con una elevación mínima la cual depende de los parámetros orbitales. La duración de la visibilidad varía para cada satélite LEO, debido a que depende de que tan rápido se esté moviendo sobre la tierra [19].

La antena de la estación terrena debe apuntar con una buena precisión y debe tener una gran velocidad de rastreo para que logre ver al satélite y mantener comunicación con él. El tiempo estimado que tiene la estación terrena para comunicarse con el satélite es de 5 a 15 min y puede llegar a tener 6 a 8 pases. La cobertura máxima que se podría tener sería cuando se tiene un ángulo de elevación  $0^\circ$ , pero a esa elevación no se puede lograr debido a barreras naturales en la tierra, de esta forma el ángulo mínimo de elevación es mayor a  $0^\circ$ . Ver Figura 3.11 [19].



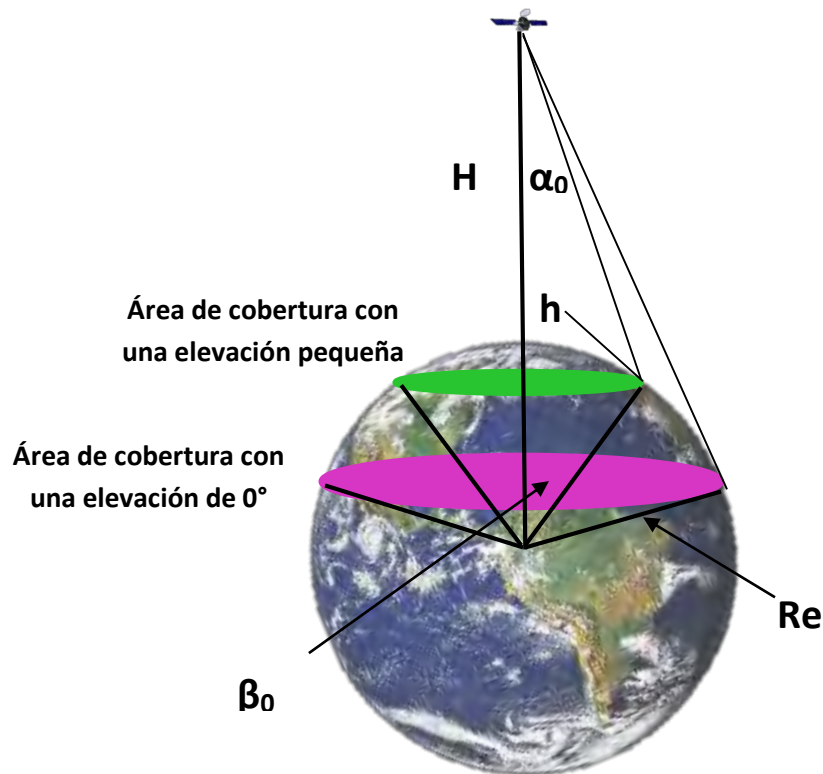


Figura 3.11 Geometría de cobertura

El ángulo máximo de cobertura ( $\alpha_0$ ) es logrado cuando la elevación es  $h = 0^\circ$ :

$$\sin(\alpha_0) = \frac{Re}{Re+H} \quad ec \ (3.18)$$

La superficie del área de cobertura depende del ángulo central  $\beta_0$ :

$$S_{cobertura} = 2\pi Re^2 (1 - \cos \beta_0) \quad ec \ (3.19)$$

Generalmente la huella de cobertura se expresa en porcentaje como una fracción de la superficie de la tierra:

$$cobertura = \frac{S_{cobertura}}{S_{tierra}} = \frac{2\pi Re^2 (1 - \cos \beta_0)}{4\pi Re^2} = \frac{1}{2} (1 - \cos \beta_0) \quad ec \ (3.20)$$



## CAPÍTULO 4

# EFFECTOS DE PROPAGACIÓN DE ONDAS ELECTROMAGNÉTICAS

Uno de los aspectos más importantes al diseñar un enlace satelital, es considerar los efectos de propagación de ondas electromagnéticas. Una onda electromagnética está formada por dos ondas sinusoidales ortogonales que son los vectores de campo eléctrico ( $\vec{E}$ ) y campo magnético ( $\vec{H}$ ), estas ondas tienen diferentes parámetros que las caracterizan, quizás uno de los principales parámetros es: su frecuencia. La frecuencia es la relación de la velocidad de la onda (se considera la velocidad de la luz porque todas las ondas electromagnéticas se propagan por el espacio libre a la misma velocidad) entre su longitud de onda. Una manera de definir la longitud de onda ( $\lambda$ ) es: la distancia más corta entre dos máximos consecutivos (también llamados crestas) [20].

El espectro electromagnético es el conjunto de ondas electromagnéticas que empiezan desde baja frecuencia (menor energía) a altas frecuencias (mayor energía), en la Figura 4.1 se observan las diferentes subdivisiones que tiene el espectro electromagnético, de acuerdo a las frecuencias. Con base en la UIT (Unión Internacional de Telecomunicaciones) las ondas de radio son ondas electromagnéticas comprendidas entre los 3 kHz a los 3000 kHz y se utilizan para las comunicaciones. Dentro de esta categoría se encuentran las microondas, las cuales se utilizan en las comunicaciones satelitales y existen subbandas de frecuencia para diferentes tipos de servicios satelitales. Ver Tabla 6 [20].

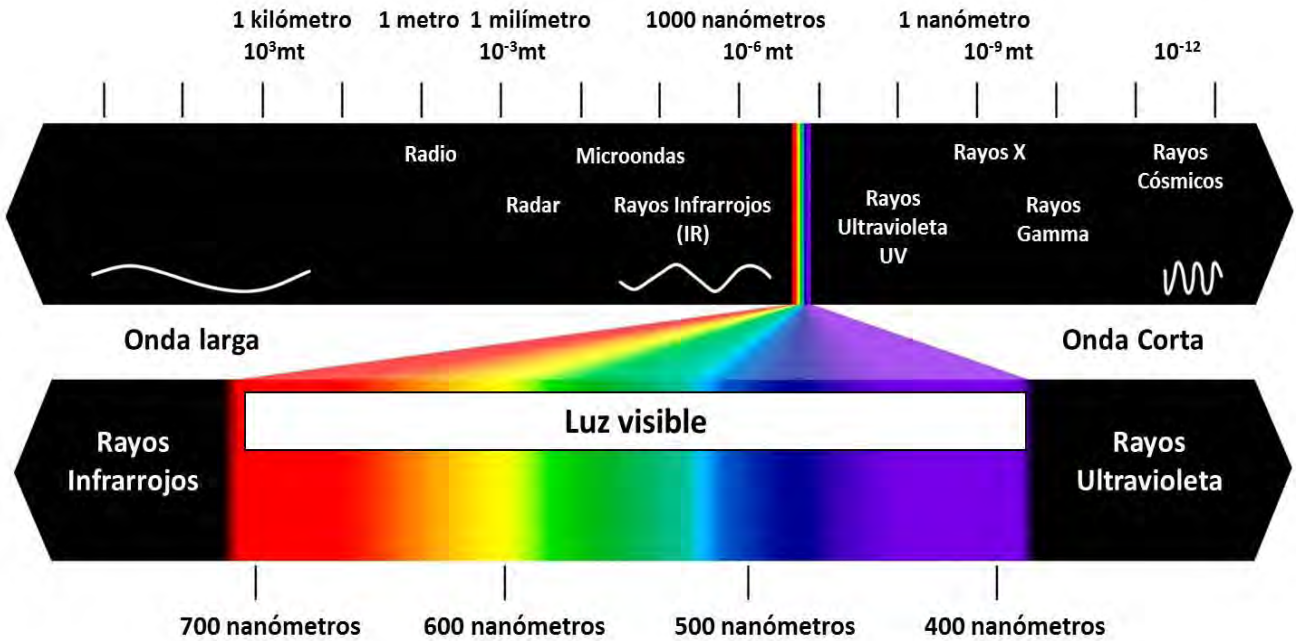


Figura 4.1 Espectro electromagnético

Tabla 6. Bandas de Microondas

DESIGNACIÓN	RANGO DE FRECUENCIA (GHz)	APLICACIÓN
L	1 – 2	Comunicaciones móviles, satélites meteorológicos, GPS, GLONASS, sistemas de búsqueda y rescate.
S	2 – 4	Operaciones espaciales de investigación, enlaces de “espacio profundo”, satélites de percepción remota, comunicaciones de difusión punto a punto.
C	4 – 8	Señales de televisión, servicios de comunicaciones fijas por satélites.
X	8 – 12	Investigación espacial, operaciones de espacio profundo, satélites ambientales y militares.
Ku	12 – 18	Servicios de banda ancha (video, datos, voz)
K	18 – 27	
Ka	27 – 40	

Cada subbanda de frecuencias presenta características diferentes de propagación, principalmente por su frecuencia y su interacción con algunas capas de la atmósfera, principalmente la tropósfera y la ionósfera. Además de que todas serán atenuadas por la distancia que recorren para comunicarse con el satélite. De acuerdo a lo antes mencionado, se han estipulado esas aplicaciones a esas bandas de microondas, porque son adecuadas para dicho servicio. Aunque estas bandas tienen anchos de banda diferentes, las frecuencias de subida y bajada se establecen para que se encuentren en las ventanas de transmisión y no sean atenuadas considerablemente por diferentes factores, por ejemplo: nubes, lluvia, partículas con carga eléctrica, absorción atmosférica, moléculas de  $O_2$ .

La Figura 4.2 muestra que no todas las frecuencias pueden atravesar la atmósfera terrestre, por este hecho, no todas son utilizadas para las comunicaciones satelitales y son reguladas por la UIT [20].

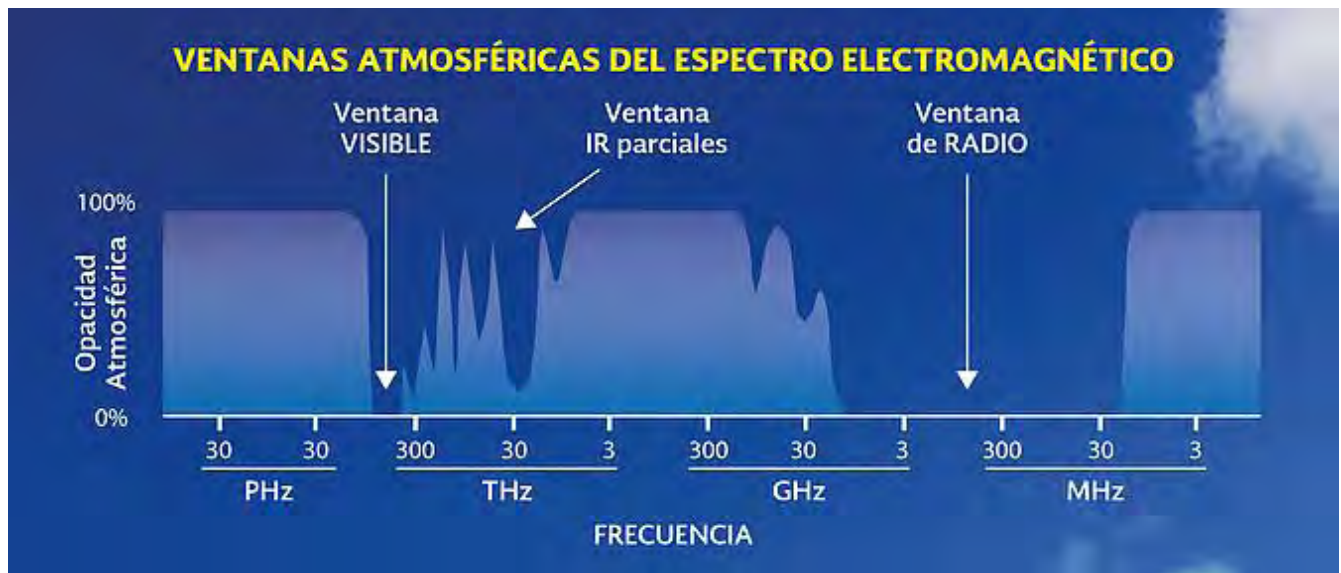


Figura 4.2 Ventanas atmosféricas (bandas de frecuencia) del espectro electromagnético

## 4.1 TIPO DE POLARIZACIÓN DE LAS ONDAS

La polarización de una onda electromagnética nos indica la orientación y comportamiento del campo eléctrico a través de la dirección de propagación. Existe **polarización circular** (izquierda o derecha), **polarización lineal** (vertical, horizontal o con alguna inclinación) y la polarización de manera general es



la **polarización elíptica**. Aunque generalmente sólo se utilizan las polarizaciones lineal y circular, el seleccionar qué tipo de polarización tiene relación con la aplicación del satélite [21].

Con una polarización lineal se debe ser cuidadoso en la orientación y apuntamiento de las antenas, porque si no están totalmente alineadas la potencia de transmisión/recepción podría disminuir, mientras que las ondas polarizadas circularmente no requieren de una orientación. Otra diferencia es que los alimentadores de las antenas para polarización circular son más costosos que los alimentadores de polarización lineal. Una ventaja de la polarización circular es que se puede utilizar la misma frecuencia porque es una polarización con dos vectores de campo eléctrico ortogonales. El efecto Faraday (desviación del campo eléctrico debido a partículas cargadas en la ionosfera) afecta más una polarización lineal, esto se convierte en una desventaja debido a que el vector de campo eléctrico comenzará a desviarse perdiendo su orientación inicial [21].

Como ya mencionamos hace un momento la polarización general es la polarización elíptica. Si tenemos una onda electromagnética de manera general como la siguiente expresión:

$$\vec{E}(z, t) = E_{ox} \cos(\omega t - kz) \hat{a}_x + E_{oy} \cos(\omega t - kz) \hat{a}_y$$

donde:

$\vec{E}(z, t)$  = Vector de campo eléctrico que es función del tiempo y con dirección de propagación en el eje "z".

$E_{ox}$  = Magnitud del campo eléctrico en dirección del eje "x".

$\hat{a}_x$  = Vector unitario en la dirección del eje "x".

$E_{oy}$  = Magnitud del campo eléctrico en dirección del eje "y".

$\hat{a}_y$  = Vector unitario en la dirección del eje "y".

Modificando las magnitudes del campo eléctrico y la fase del argumento de las funciones  $\cos(\omega t - kz)$ , se pueden obtener los diferentes tipos de polarizaciones. La Figura 4.3 muestra las

diferentes formas de polarización de las ondas electromagnéticas. La onda en color rojo señala el comportamiento del campo eléctrico en la dirección de propagación (flecha).

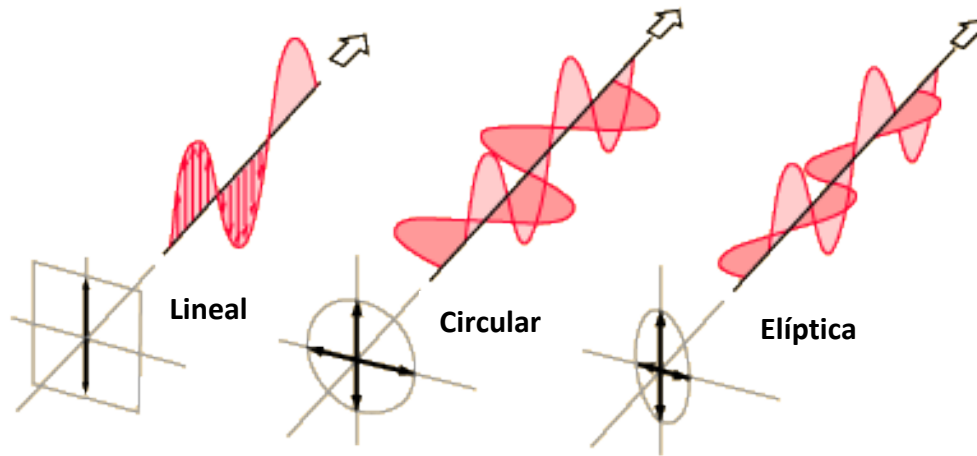


Figura 4.3 Polarización de ondas electromagnéticas

### Polarización lineal

Una onda polarizada linealmente, traza una línea en un periodo. Para poder obtener una onda con polarización lineal, existen las siguientes consideraciones para obtener una polarización sobre el eje “x”, eje “y” o con cierta inclinación.

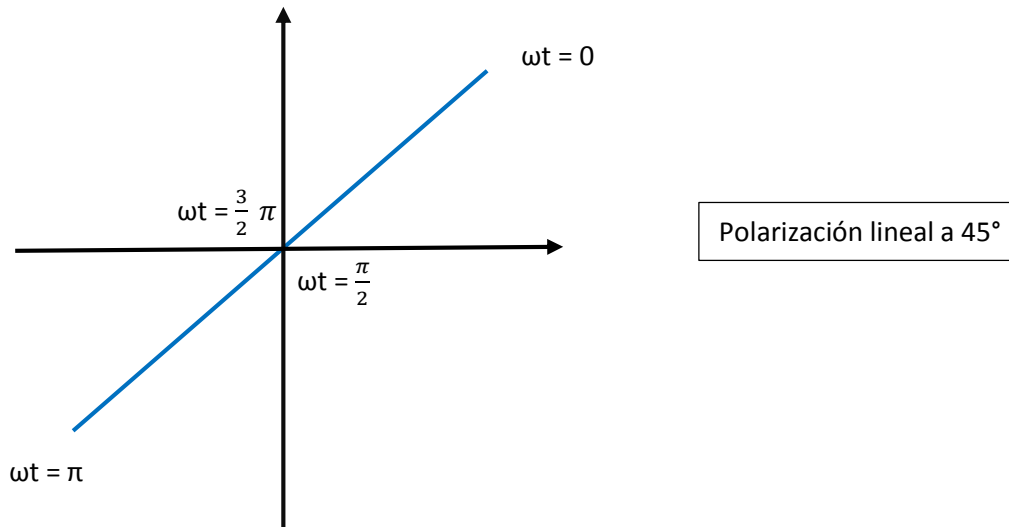
- $E_{ox} = 0$
- $E_{oy} = 0$
- $\frac{E_{ox}}{E_{oy}} = \mathbb{R}$

Por ejemplo si consideramos  $E_{ox} = E_{oy} = E_o$ , esto es  $\frac{E_o}{E_o} = 1$ , entonces:

$$\vec{E}(z, t) = E_o \cos(\omega t - kz)\hat{a}_x + E_o \cos(\omega t - kz)\hat{a}_y$$

Si hacemos  $z = 0$

$$\vec{E}(0, t) = E_o \cos(\omega t) \hat{a}_x + E_o \cos(\omega t) \hat{a}_y$$



### Polarización circular

Podemos tener polarización circular izquierda o derecha, también son conocidas como polarización circular de mano derecha (RHCP por sus siglas en inglés Right Hand Circular Polarized) o polarización circular de mano izquierda (LHCP por sus siglas en inglés Left Hand Circular Polarized). Para obtener una polarización de este tipo tenemos los siguientes casos, la diferencia entre ellas es que deben estar desfasadas 90° y la magnitud de las componentes de los campos eléctricos deben ser iguales.

- $E_{oy} = E_{ox} e^{-j\frac{\pi}{2}}$  componente “y” retrasada
- $E_{oy} = E_{ox} e^{j\frac{\pi}{2}}$  componente “y” adelantada
- Se debe cumplir que  $|E_{oy}| = |E_{ox}|$

Por ejemplo si tenemos  $E_{0y} = E_{0x}e^{-j\frac{\pi}{2}}$

$$E = E_{0x}e^{-jkz} \hat{a}_x + E_{0x}e^{-j\frac{\pi}{2}}e^{-jkz} \hat{a}_y$$

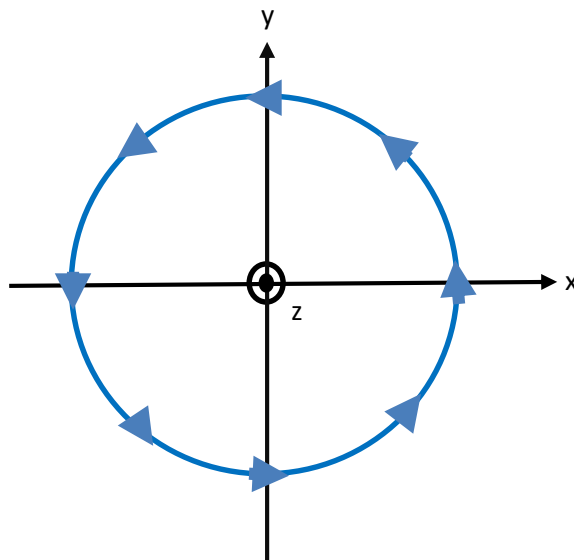
en el dominio del tiempo

$$\vec{E}(z, t) = \Re \{E_{0x}e^{-jkz}e^{j\omega t} \hat{a}_x + E_{0x}e^{-j\frac{\pi}{2}}e^{-jkz}e^{j\omega t} \hat{a}_y\}$$

$$\vec{E}(z, t) = E_{0x} \cos(\omega t - kz) \hat{a}_x + E_{0x} \cos\left(\omega t - kz - \frac{\pi}{2}\right) \hat{a}_y$$

Por lo tanto obtenemos:

$$\vec{E}(z, t) = E_{0x} \cos(\omega t - kz) \hat{a}_x + E_{0x} \sin(\omega t - kz) \hat{a}_y$$



Polarización circular de mano derecha  
(RHCP)

Si ahora tenemos el caso  $E_{0y} = E_{0x}e^{j\frac{\pi}{2}}$

$$E = E_{0x}e^{-jkz} \hat{a}_x + E_{0x}e^{j\frac{\pi}{2}}e^{-jkz} \hat{a}_y$$



en el dominio del tiempo

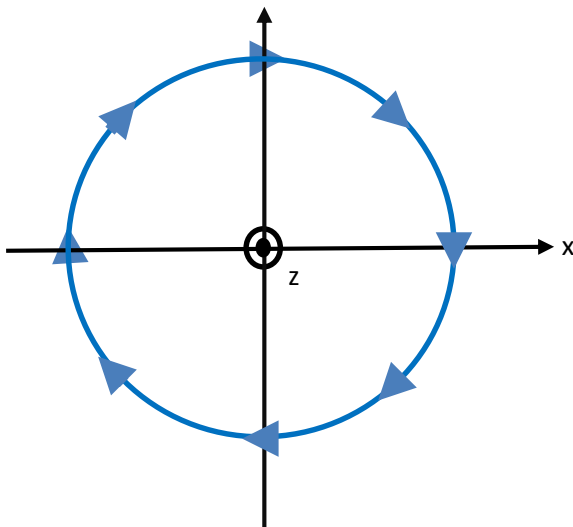
$$\vec{E}(z, t) = \Re \{ E_{ox} e^{-jkz} e^{j\omega t} \hat{a}_x + E_{ox} e^{j\frac{\pi}{2}} e^{-jkz} e^{j\omega t} \hat{a}_y \}$$

$$\vec{E}(z, t) = E_{ox} \cos(\omega t - kz) \hat{a}_x + E_{ox} \cos\left(\omega t - kz + \frac{\pi}{2}\right) \hat{a}_y$$

Por lo tanto obtenemos:

$$\vec{E}(z, t) = E_{ox} \cos(\omega t - kz) \hat{a}_x - E_{ox} \sin(\omega t - kz) \hat{a}_y$$

La polarización RHCP y LHCP son ortogonales. La polarización circular permite enviar dos señales en la misma frecuencia.



Polarización circular de mano izquierda

(LHCP)



## 4.2 CARACTERÍSTICAS DE LAS BANDAS S Y X

Las ondas electromagnéticas deben de viajar a través de las diferentes capas de la atmósfera terrestre para poder llegar al satélite artificial. Estas ondas no se comportan de la misma manera mientras viajan por las diferentes capas de la atmósfera terrestre, esto es debido a que la composición química va cambiando con relación a la altitud o la interacción que tiene con la radiación solar, por esta razón las microondas tienen diferentes efectos de propagación de acuerdo a su frecuencia.

Existen diversos efectos atmosféricos que perjudican a las microondas cuando viajan a través de la atmósfera, aunque no todos tienen el mismo efecto sobre todas las frecuencias, todas se ven deterioradas por algún efecto atmosférico. Dentro de la banda de frecuencias de las microondas existen las bandas S y X, las cuales serán utilizadas para los objetivos de esta estación terrena.

La banda S de microondas va de las frecuencias de 2 GHz hasta 4GHz, es la segunda banda designada en el conjunto de las ondas de radio denominadas microondas. Esta banda tiene la característica que es menos vulnerable a los efectos de la ionósfera, además de que es efectiva para comunicaciones rápidas de estaciones terrenas móviles, si se utiliza una potencia relativamente alta se puede reducir el costo y tamaño de los equipos terminales, esta banda es muy útil para comunicarse con sondas de misiones de espacio profundo. Tiene otras aplicaciones como en el sistema Globalstar y también para el Servicio de radio de audio digital por satélite (S-DARS por sus siglas en inglés Satellite Digital Audio Radio Service) [22].

La banda X de microondas se encuentra entre las frecuencias de 8 GHz a 12 GHz, esta banda ofrece más ancho de banda que la banda S. Esta banda se utiliza principalmente para servicios fijos por satélite y militares para uso del gobierno, debido a este uso las estaciones terrenas que utilizan estas frecuencias se prueban bajo condiciones de clima extremo [22].

La atmósfera terrestre no permite el paso de toda la radiación electromagnética esto es, para radiaciones electromagnéticas en ciertas bandas de frecuencias (o en ciertas longitudes de onda) es un medio casi transparente y para radiaciones en otras bandas de frecuencias (o de longitudes de onda) es un medio opaco. Las bandas de frecuencias en donde la atmósfera se comporta como un medio transparente se denominan Ventanas atmosféricas y existen tres tipos: ventana óptica, de infrarrojo y



radioeléctrica, esta última es importante para nosotros porque allí se encuentran las banda “S” y “X”. La Tabla 7, nos muestra las bandas de acuerdo con la UIT, donde existen ventanas radioeléctricas, la parte sombreada en color azul, muestra la ubicación de las bandas S y X las cuales son de nuestro interés.

Tabla 7. Ventanas Radioeléctricas en las bandas de la UIT

Bandas del espectro Radioeléctrico (Bandas de la UIT)	Ventanas Radioeléctricas en frecuencias
<p>En la Banda 12 de la UIT</p> <p><math>0.1 \text{ mm} &lt; \lambda &lt; 1 \text{ mm}</math>  <math>3000 \text{ GHz} &gt; f &gt; 300 \text{ GHz}</math></p>	<p>Sin lluvia pseudo-ventanas en:</p> <p>820 – 875 GHz (0.343 – 0.366 mm)                      665 – 670 GHz (0.447 – 0.451 mm)                      490 – 520 GHz (0.58 – 0.61 mm)                      345 – 375 GHz (0.8 – 0.87 mm)</p> <p>En esta banda de ondas deci-milimétricas, existen entre los picos de absorción por gases atmosféricos (<math>\text{H}_2\text{O}</math> y <math>\text{O}_2</math>), algunas pseudo-ventanas para las ondas radioeléctricas. Los valores de atenuación en estas pseudo-ventanas son elevados (del orden de 10 dB/km a 50 dB/km), no son útiles para enlaces de radiocomunicaciones, solo sirven para comunicaciones a distancias muy cortas o para comunicaciones en interiores.</p> <p>En general, las ondas radioeléctricas en esta banda de frecuencias pueden ser altamente útiles en comunicaciones entre vehículos en el espacio exterior o ultraterrestre, donde no son afectadas por los gases atmosféricos.</p> <p>Las ondas radioeléctricas de esta banda de frecuencias, en la troposfera son fuertemente atenuadas por la lluvia.</p>
<p>En la banda 11 (EHF) y parte alta de la banda 10 (SHF) de la UIT</p>	<p>En las longitudes de onda (o frecuencias) indicadas abajo, entre “picos” de absorción por gases atmosféricos (<math>\text{H}_2\text{O}</math> y <math>\text{O}_2</math>) existen algunas ventanas para las ondas radioeléctricas.</p> <p>Sin lluvia, Ventanas Radioeléctricas en:</p> <p>195 – 275 GHz (1.09 – 1.54 mm)</p>



<p>En zonas sin lluvia  <math>1 \text{ mm} &lt; \lambda &lt; 15 \text{ mm}</math>  <math>300 \text{ GHz} &gt; f &gt; 20 \text{ GHz}</math></p> <p>En zonas con lluvia  <math>1 \text{ mm} &lt; \lambda &lt; 30 \text{ mm}</math>  <math>300 \text{ GHz} &gt; f &gt; 10 \text{ GHz}</math></p>	<p>125 – 175 GHz (1.7 – 2.4 mm)          70 – 115 GHz (2.6 – 4.3 mm)</p> <p>23 – 54 GHz (5.55 a 13 mm)</p> <p>Picos de absorción por vapor de agua en:</p> <p>22.3 GHz (0.16 dB/km)          183.3 GHz (40 dB/km)          323.8 GHz (40 dB/km)</p> <p>Picos de absorción del oxígeno en:</p> <p>54 a 63 GHz (entre 3 y 16 dB/km)          118.74 GHz (1.8 dB/km)</p> <p>En lo general las ondas en esta banda del espectro radioeléctrico son fuertemente atenuadas cuando hay lluvias intensas (atenuaciones por lluvia en el orden de 12 a 50 dB/km), y solo son útiles para radioenlaces a distancias cortas. Actualmente solo hay sistemas de radiocomunicaciones comerciales dentro de la ventana de 23 a 54 GHz (atenuaciones por gases atmosféricos de 0.4 a 1 dB/km). Para la ventana de 70 a 115 GHz (atenuaciones por gases atmosféricos de 0.4 a 1.5 dB/km) solo existen sistemas de radiocomunicaciones experimentales y usos en radioastronomía.</p>
<p>En la parte baja de la banda 10 (SHF), banda 9 (UHF) y banda 8 (VHF)</p> <p>Con lluvia, de:  <math>3 \text{ cm} &lt; \lambda &lt; 10 \text{ m}</math>  <math>10 \text{ GHz} &gt; f &gt; 30 \text{ MHz}</math></p> <p>Sin lluvia, de:  <math>1.5 \text{ cm} &lt; \lambda &lt; 10 \text{ m}</math>  <math>20 \text{ GHz} &gt; f &gt; 30 \text{ MHz}</math></p>	<p>Las ondas radioeléctricas de estas bandas logran pasar a través de la atmósfera. En su paso por la atmósfera pueden sufrir efectos de refracción y dentro de la ionósfera un cambio en su orientación de su componente de campo eléctrico por el efecto de rotación de Faraday. Dentro de las bandas de UHF y parte baja de la banda de SHF existen gamas de frecuencias atribuidas a servicios de radiocomunicación espacial.</p>



En las bandas 7 (HF), 6 (MF), 5 (LF) y 4 (VLF)  $10\text{ m} < \lambda < 100\ 000\text{ m}$ $30\text{ MHz} > f > 3\text{ kHz}$	<p style="text-align: center;"><u>No existen ventanas atmosféricas</u></p> Las ondas radioeléctricas de estas bandas son reflejadas o absorbidas por la ionósfera.
---	--

El viaje de las ondas electromagnéticas por la atmósfera se ve afectado por la absorción atmosférica, debido a que en la atmósfera existen gases como el vapor de agua u oxígeno que pueden atenuar las señales. La Figura 4.4 (tomada y modificada de [6]) muestra una curva de atenuación debido a la absorción atmosférica, en color rojo se puede observar nuestras bandas de interés la banda “S” y banda “X” [6].

Como se puede observar de la figura 4.4 la atenuación atmosférica no afecta mucho para las bandas S y X, ya que esas pérdidas son menores a 0.1 dB.

La atenuación atmosférica depende del ángulo de elevación, porque se considera el trayecto que la señal viaja a través de la atmósfera, con ayuda de la siguiente expresión y con la lectura de la Figura 4.4 podemos una mejor estimación [6].

$$[L_{a.a}]_{dB} = [L_{cenit}]_{dB} \operatorname{cosec} \theta \quad ec (4.1)$$

donde:

$L_{a.a}$  = atenuación por absorción

$L_{cenit}$  = lectura obtenida de la Figura 4.4

$\theta$  = ángulo de elevación

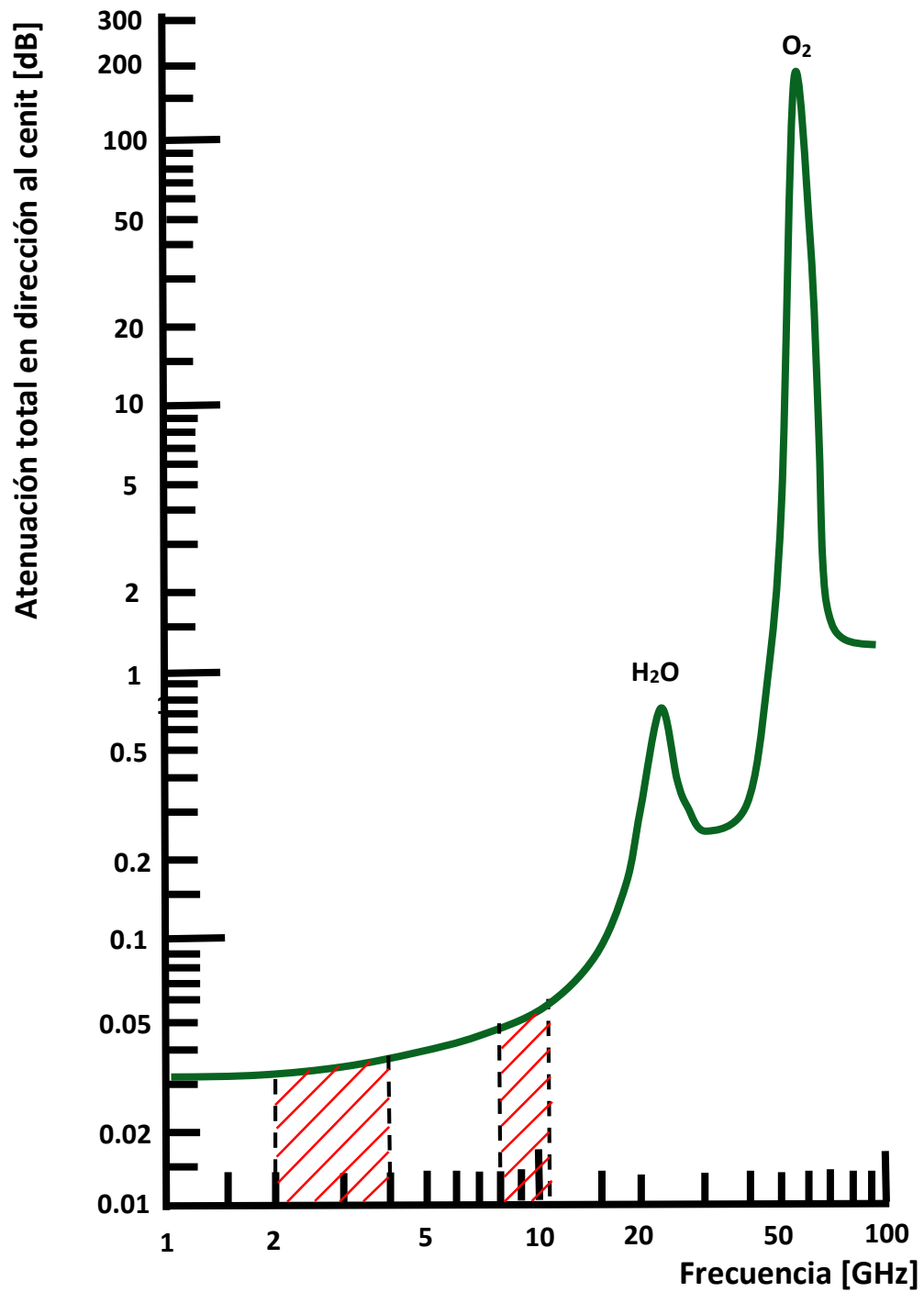


Figura 4.4 Atenuación producida por la absorción atmosférica, en dirección al cenit, a una temperatura de 20 °C y densidad de vapor de agua de 7.5 g/cm<sup>3</sup>

De acuerdo con las características del CAT FI de la UNAM, los satélites LEO que se planean operar, son satélites de percepción remota que generalmente operan en la banda S, para telemetría y banda X para el payload. En base al Cuadro Nacional de Atribución de Frecuencias (CNAF) se utilizarán frecuencias en el rango de 2200 MHz – 2290 MHz para telemetría y 2025 MHz – 2110 MHz para los comandos, ver Figura 4.5 y Figura 4.6.

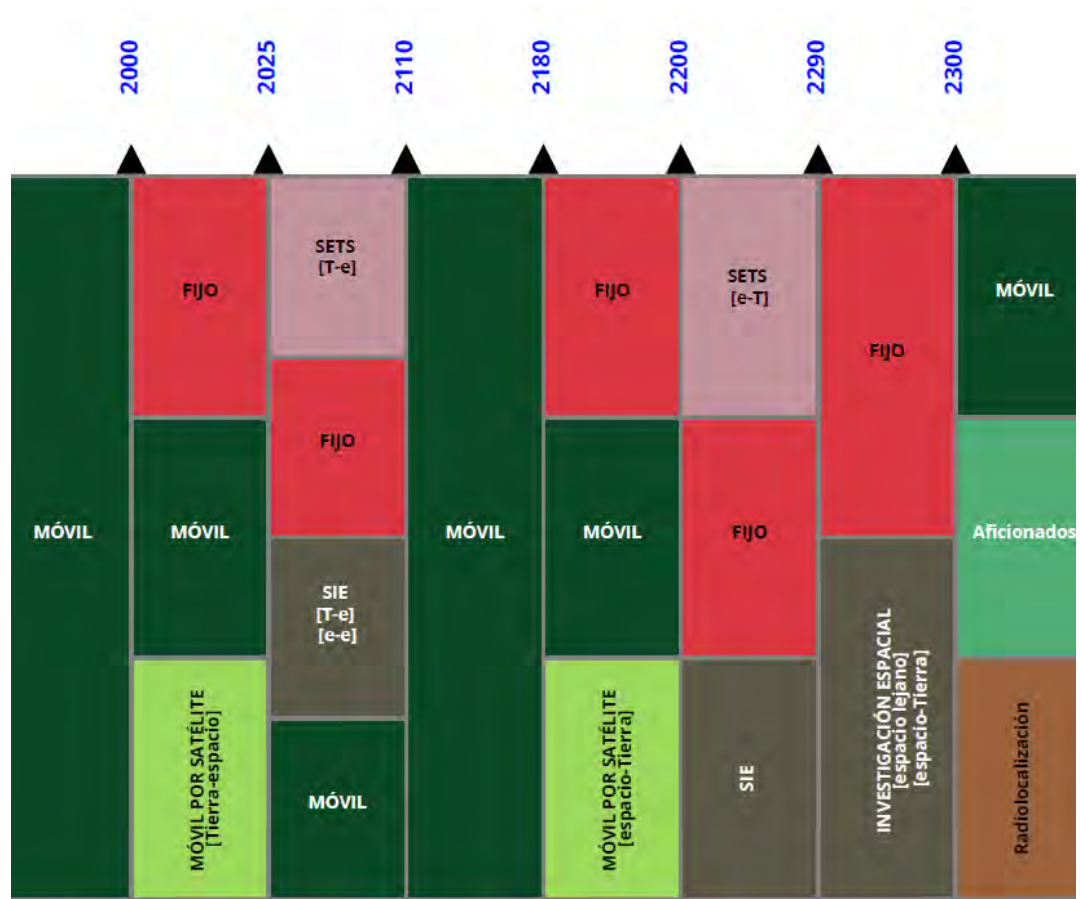


Figura 4.5 Extracción del CNAF en el rango de frecuencias 2000 – 2300 MHz, donde se puede observar los diferentes servicios

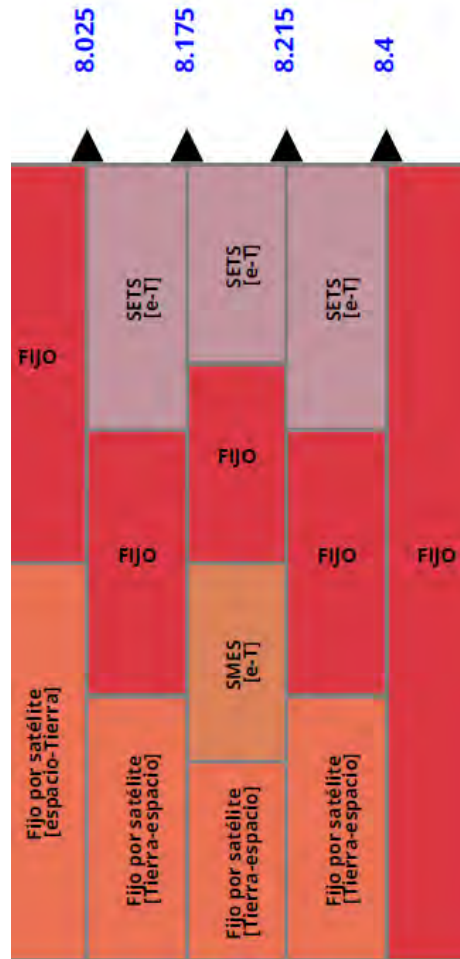


Figura 4.6 Servicios para las frecuencias 8.025 – 8.4 GHz

Las siglas SETS, significa “exploración de la Tierra por satélite” y las siglas SIE, quieren decir “Investigación espacial”, además (T-e) y (e-e), significan: “Tierra - espacio” y “espacio – espacio”, respectivamente.



### 4.3 EFECTOS ATMOSFÉRICOS

La portadora de un enlace satelital se enfrenta a diferentes efectos de propagación cuando la señal es transmitida hacia el satélite. La atmósfera es una mezcla de gases que se va desvaneciendo desde la corteza terrestre hasta llegar al espacio, está compuesta principalmente por nitrógeno y oxígeno. Existen diferentes clasificaciones de la atmósfera por ejemplo: clasificación de acuerdo al estudio de procesos dinámicos, físicos y químicos, así como los instrumentos, elementos y vehículos requeridos para el estudio de estos procesos en relación a la altitud; clasificación de acuerdo a la mezcla de gases que componen la atmosfera [23].

Nuestro interés se basa en dos clasificaciones: clasificación de acuerdo a la meteorología (en función del cambio de la temperatura con la altitud) y clasificación de acuerdo a fenómenos electromagnéticos que aparecen en la atmósfera debido a la radiación y el viento solar. Los principales efectos que alteran a las ondas electromagnéticas ocurren en la tropósfera y la ionósfera que son capas que se encuentran en dichas clasificaciones. La Figura 4.7 muestra las capas que tiene la clasificación de acuerdo a la meteorología.

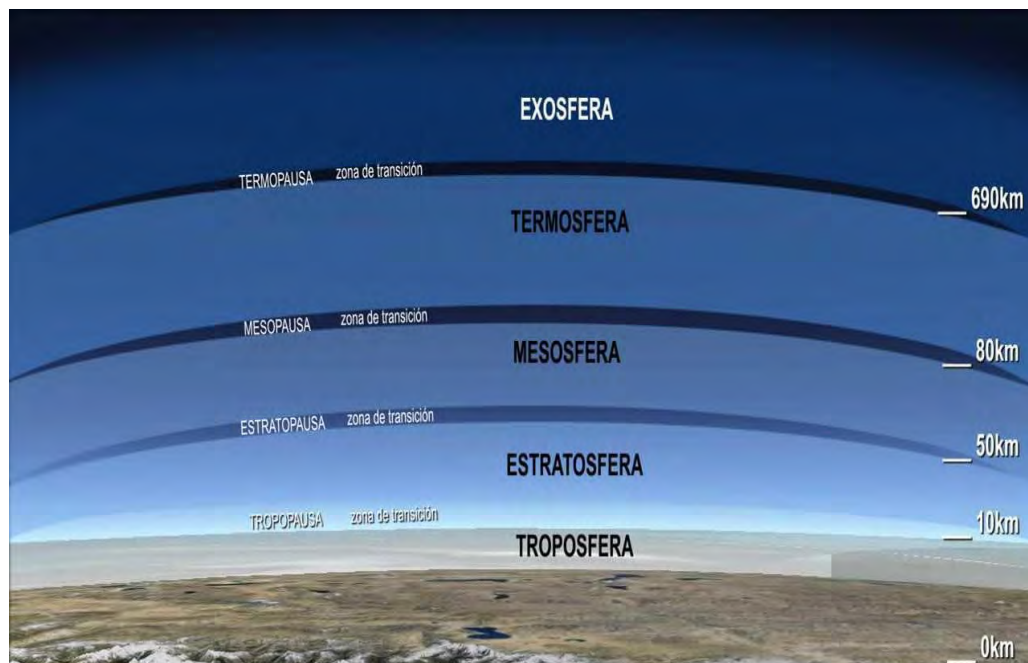


Figura 4.7 Capas atmosféricas de acuerdo a la meteorología



Esta clasificación incluye 5 capas principales y 4 capas intermedias conocidas como pausas en las cuales la temperatura se mantiene constante.

- Tropósfera

Es la capa más cercana a la superficie de la tierra, es la capa que tiene el aire más denso y en ella ocurren casi todos los principales efectos de clima como lluvia, nieve, neblina.

- Estratósfera

El aire en esta capa es más seco, menos denso y la temperatura aumenta con la altitud debido a que las moléculas de ozono absorben la energía de los rayos UV del sol.

- Mesósfera

En esta capa la mayoría de los asteroides se desintegran, la temperatura desciende con la altitud y junto con la estratósfera conforman la atmósfera media.

- Termósfera

Es una capa con temperaturas muy altas que llegan alcanzar arriba de 1500 °C, esto depende de la actividad solar, el aire es muy ligero o delgado.

- Exósfera

Es la región menos densa de la atmosfera y se va desvaneciendo hacia el espacio.

Existe otra clasificación para los efectos de ondas electromagnéticas, tenemos dos capas importantes que afectan las comunicaciones satelitales: la ionósfera y la magnetósfera. La ionósfera es una capa que se puede encontrar a partir de los 50 km, se llama de esta manera debido a que se encuentran iones producidos por la interacción de la radiación UV y Rayos X provenientes del sol, por lo tanto la ionósfera depende directamente de la actividad del sol y se clasifican en diferentes capas:



La capa D: Se encuentra principalmente entre los 50 Km y 90 Km, esta capa se encuentra ionizada principalmente por los rayos X duros del sol, la capa D desaparece cuando es de noche. En dicha capa se reflejan ondas electromagnéticas dentro de las bandas VHL y LF.

La capa E: Se encuentra entre los 90 Km y 150 km, esta ionizada por los rayos X suaves.

La capa F: Se encuentra entre los 150 km y 400 km, en esta capa es absorbido el UV extremo

Los principales efectos atmosféricos son los siguientes:

- **Absorción, despolarización y rotación de Faraday.** La absorción de la energía de la señal se debe a elementos encontrados en la trayectoria (moléculas gaseosas principalmente), como resultado se tiene una reducción en la amplitud (es una clase de atenuación). La atenuación por absorción se incrementa con la frecuencia, también depende de la temperatura, presión y humedad [23].

La despolarización se debe a la presencia de turbulencias atmosféricas, lluvia y granizo principalmente.

La rotación de Faraday obedece a la diferencia entre las constantes de propagación de las componentes de la onda electromagnética, ocasionadas por la ionósfera [24].

- **Atenuación con la distancia y por hidrometeoros.** La atenuación con la distancia es la disminución progresiva de la potencia con la distancia. Presenta reducción de la amplitud de la señal, ya que la señal no se difunde en una sola dirección [24].

De la atenuación producida por hidrometeoros destaca en especial la producida por la lluvia, para el caso de los enlaces satelitales a partir de la banda Ku.

- **Difracción y refracción.** La difracción es un cambio en la dirección de propagación por la presencia de obstáculos o aperturas reducidas en el medio [24].



La refracción es un cambio en la dirección de propagación por variaciones del índice de refracción del medio. Estos dos fenómenos afectan amplitud, fase, polarización, ancho de banda y el ángulo con que llega la señal [24].

La Figura 4.8 muestra la comparación entre las dos diferentes clasificaciones mencionadas (en relación a la meteorología y a los efectos en las ondas electromagnéticas), una curva representa la temperatura en función de la altitud y la otra curva la concentración de electrones. También se pueden observar las subcapas de la ionósfera, los iones existentes debido a las radiaciones provenientes del sol.

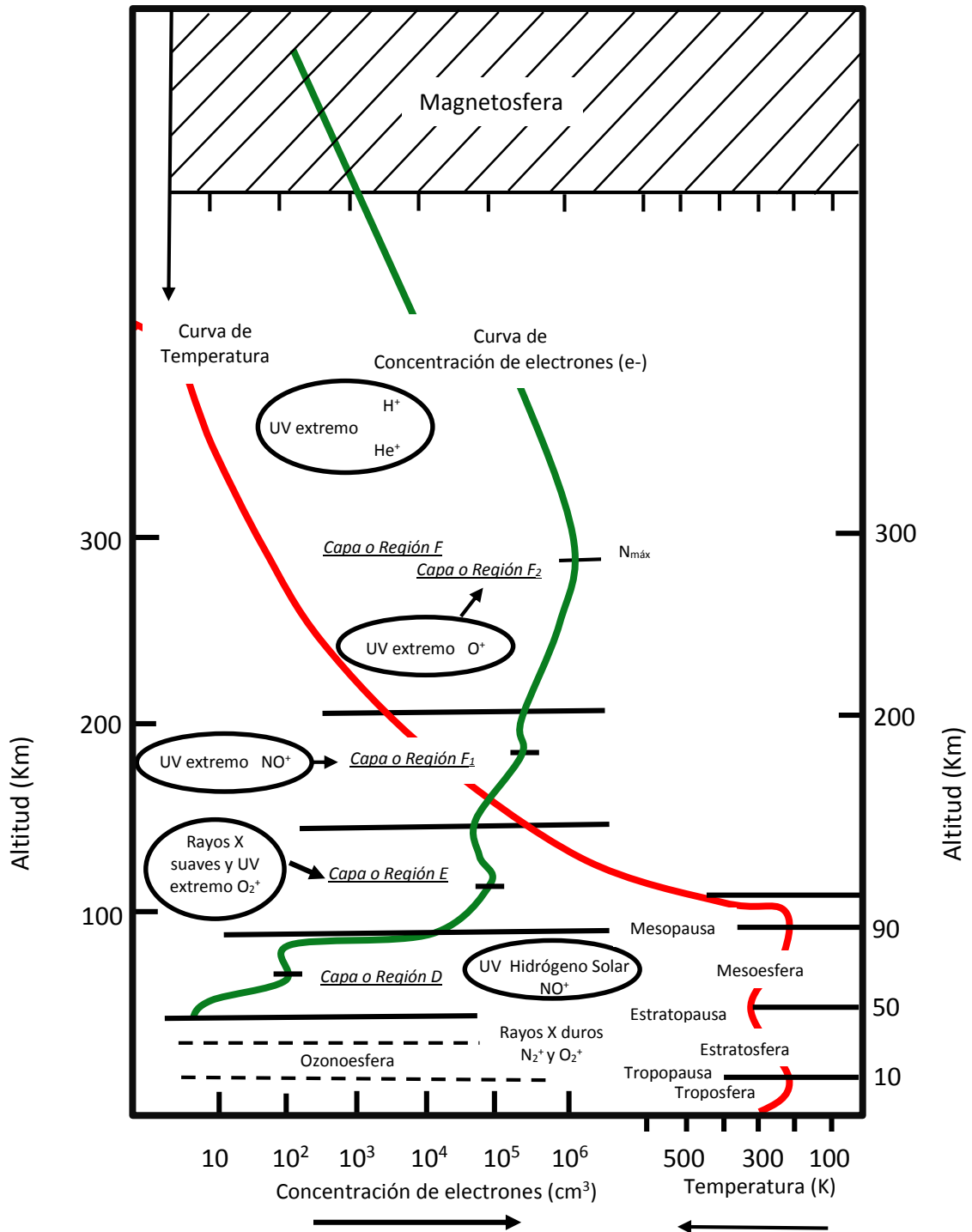


Figura 4.8 Capas de la atmósfera en relación a la meteorología (temperatura) y los efectos en ondas electromagnéticas (ionosfera y magnetosfera)



## 4.4 EFECTOS POR LLUVIA

Los efectos por lluvia también se conocen como atenuación por lluvia y es uno de los efectos atmosféricos más importantes en un enlace satelital. Este tipo de atenuación depende principalmente del lugar y el clima al cual estará instalada la estación terrena. Existen diferentes métodos para cuantificar este fenómeno (algunos son teóricos y otros empíricos) y aunque no llueve todo el año, se utilizan datos probabilísticos de la acumulación de lluvia que se puede tener durante un año. La lluvia, nubes y niebla generan dispersión y refracción de ondas electromagnéticas considerables en frecuencias arriba de los 3 GHz, pero estas pérdidas se intensifican a frecuencias arriba de 10 GHz [6], [23], [24].

Los modelos más utilizados son el método de Crane y el propuesto por el CCIR (Comité Consultivo Internacional de Radiocomunicaciones), este segundo es el que utilizaremos debido a que es la recomendación de la UIT. No todas las regiones del mundo tienen la misma precipitación de lluvia, por esta razón la CCIR en su recomendación P.837-1 muestra la distribución de las regiones del mundo con diferentes tasas de lluvia. La Figura 4.9 muestra el Continente americano con las diferentes regiones a la cual fue clasificado [6], [25].

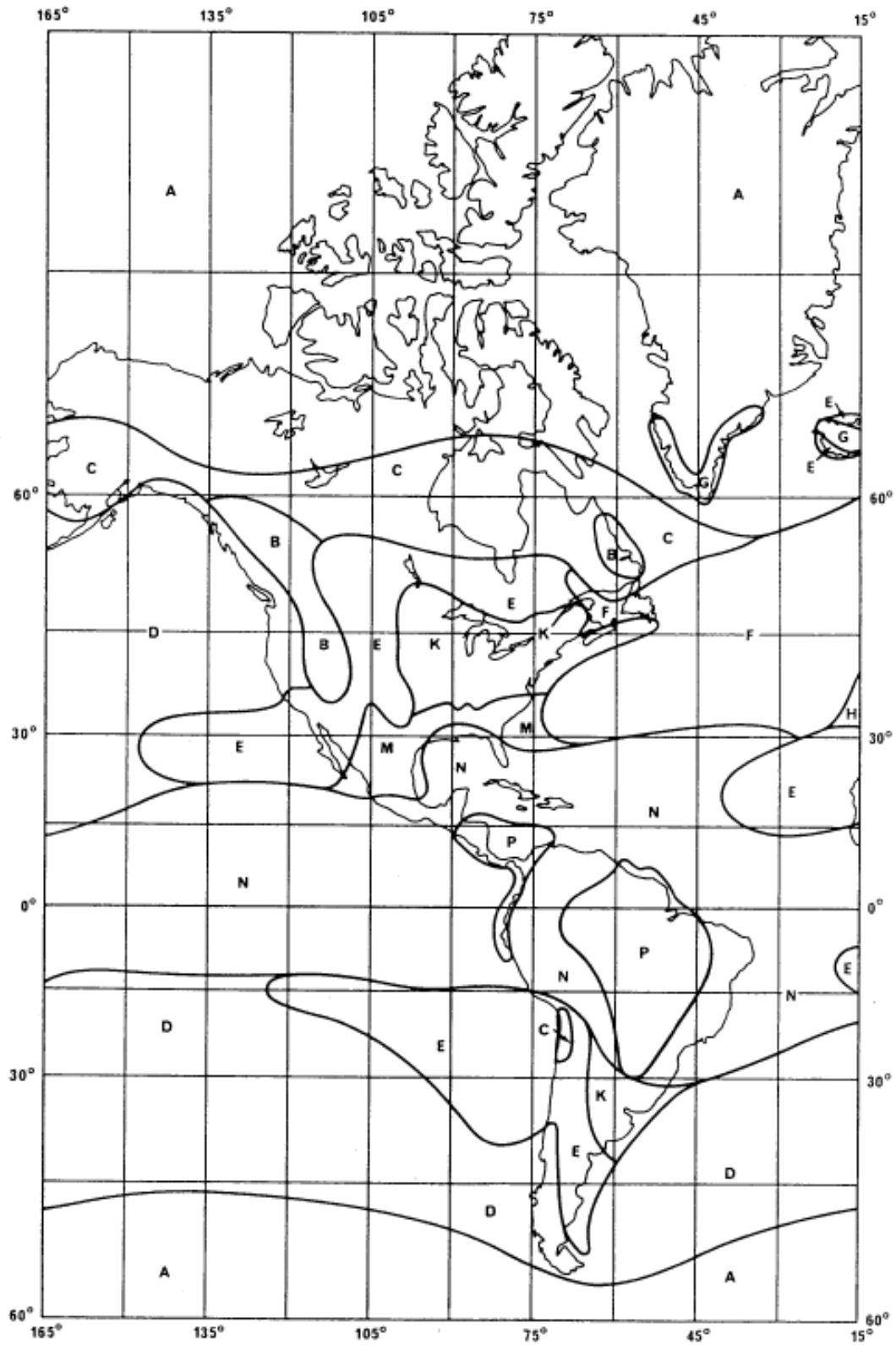


Figura 4.9 Intensidad de lluvia en el Continente Americano. Se puede observar las diferentes regiones designadas por letras

En base al mapa, necesitamos conocer la intensidad de lluvia en mm/h, la Tabla 8 muestra estos valores de acuerdo con las letras designadas.

Tabla 8. Zonas Hidrometeorológicas

Porcentaje de tiempo (%)	A	B	C	D	E	F	G	H	J	K	L	M	N	P	Q
1,0	<0,1	0,5	0,7	2,1	0,6	1,7	3	2	8	1,5	2	4	5	12	24
0,3	0,8	2	2,8	4,5	2,4	4,5	7	4	13	4,2	7	11	15	34	49
0,1	2	3	5	8	6	8	12	10	20	12	15	22	35	65	72
0,03	5	6	9	13	12	15	20	18	28	23	33	40	65	105	96
0,01	8	12	15	19	22	28	30	32	35	42	60	63	95	145	115
0,003	14	21	26	29	41	54	45	55	45	70	105	95	140	200	142
0,001	22	32	42	42	70	78	65	83	55	100	150	120	180	250	170

Para el cálculo de la atenuación por lluvia necesitamos conocer la distancia que la señal electromagnética recorrerá, para obtener esta distancia nos basaremos en el reporte 564-4 de la CCIR. La Figura 4.10 es un esquema donde se muestran los diferentes parámetros que involucran el cálculo de la distancia, en la cual la señal sufrirá atenuación.

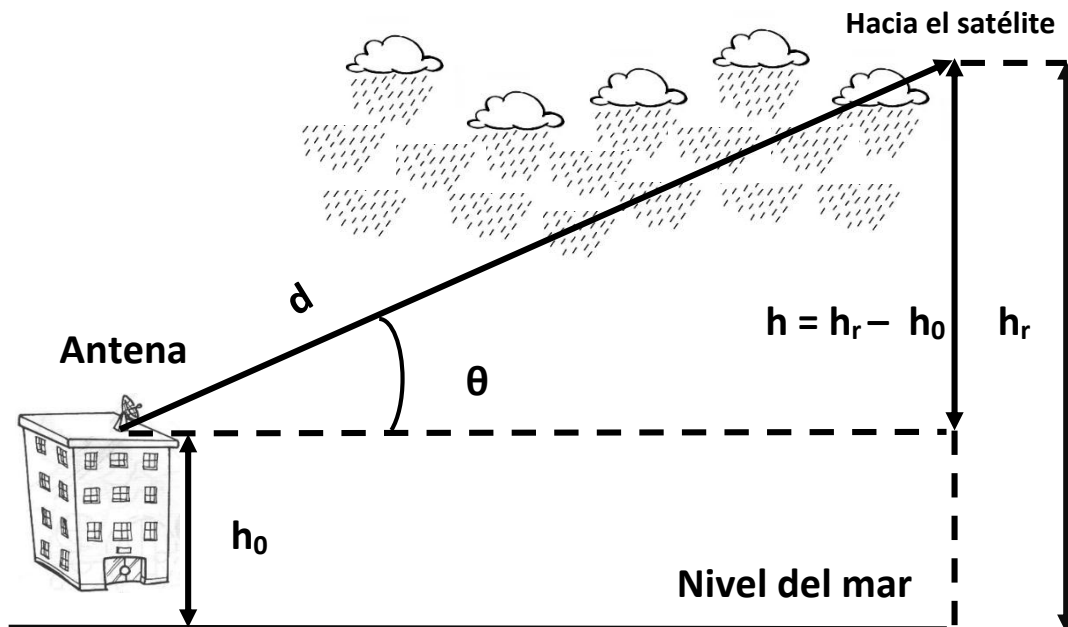


Figura 4.10 Distancia que se atenúa la señal portadora debido a la lluvia





- Calcular  $h_r$  de la siguiente forma:

$$h_r = 3 + 0.028 l \quad [\text{km}] \quad 0^\circ \leq l < 36^\circ \quad \text{ec (4.2)}$$

$$h_r = 4 - 0.075 (l - 36) \quad [\text{km}] \quad l \geq 36^\circ \quad \text{ec (4.3)}$$

donde:

$l$  = latitud de la estación terrena [°]

- Obtener mediante trigonometría la distancia  $d$  [km]

$$d = \frac{h_r - h_0}{\text{sen } \theta} \quad \text{para } \theta \geq 10^\circ \quad \text{ec (4.4)}$$

$$d = \frac{2(h_r - h_0)}{\sqrt{\text{sen}^2 \theta + \frac{2(h_r - h_0)}{R_e} + \text{sen } \theta}} \quad \text{para } \theta < 10^\circ \quad \text{ec (4.5)}$$

donde:

$h_0$  = altitud de la estación terrena [km]

$R_e$  = radio equivalente de la Tierra  $\approx 8\,500$  [km]

- Calcular el factor reductor, utilizando la disponibilidad del enlace (usando la tabla zonas meteorológicas), por ejemplo una disponibilidad de 99.99%



$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + \left( \frac{d}{35e^{-0.015R_{0.01}}} \right) \cos \theta} \approx 1 \quad ec (4.6)$$

- Obtener el coeficiente de atenuación específica debida a la lluvia, de acuerdo a la recomendación P.838-3. [26]

$$\gamma = kR_{0.01}^{\alpha} \quad \left[ \frac{dB}{km} \right] \quad ec (4.7)$$

Los valores de  $k$  y  $\alpha$  dependen de la frecuencia y la polarización, se pueden obtener mediante las siguientes ecuaciones:

$$k = \frac{[k_H + k_V + (k_H + k_V)\cos^2\theta\cos 2\tau]}{2} \quad ec (4.8)$$

$$\alpha = \frac{[k_H\alpha_H + k_V\alpha_V + (k_H\alpha_H - k_V\alpha_V)\cos^2\theta\cos 2\tau]}{2k} \quad ec (4.9)$$

donde:

$\theta$  = es el ángulo de elevación [°]

$\tau$  = 45° para polarización circular

Los valores de  $k_H$ ,  $\alpha_H$ ,  $k_V$  y  $\alpha_V$  se obtienen por la Tabla 9.

Tabla 9. Coeficientes  $k_H$ ,  $\alpha_H$ ,  $k_V$ ,  $\alpha_V$ 

Frecuencia (GHz)	$k_H$	$\alpha_H$	$k_V$	$\alpha_V$
1	0.0000259	0.9691	0.0000308	0.8592
1.5	0.0000443	1.0185	0.0000574	0.8957
2	0.0000847	1.0664	0.0000998	0.9490
2.5	0.0001321	1.1209	0.0001464	1.0085
3	0.0001390	1.2322	0.0001942	1.0688
3.5	0.0001155	1.4189	0.0002346	1.1387
4	0.0001071	1.6009	0.0002461	1.2476
4.5	0.0001340	1.6948	0.0002347	1.3987
5	0.0002162	1.6969	0.0002428	1.5317
5.5	0.0003909	1.6499	0.0003115	1.5882
6	0.0007056	1.5900	0.0004878	1.5728
7	0.001915	1.4810	0.001425	1.4745
8	0.004115	1.3905	0.003450	1.3797
9	0.007535	1.3155	0.006691	1.2895

- Finalmente la atenuación por lluvia es:

$$L_{lluvia\ 0.01} = \gamma (d) (r_{0.01}) \ [dB] \quad ec\ (4.10)$$

## 4.5 PÉRDIDAS POR ESPACIO LIBRE

El medio de propagación en las comunicaciones vía satélite es el espacio libre (atmósfera y espacio exterior), a este tipo de propagación se le considera un medio no guiado, lo cual se refiere a que sí es un medio físico, pero no es un medio confinado, como puede ser cable coaxial o fibra óptica. Esta es una desventaja para las comunicaciones satelitales, debido a que la potencia de una onda electromagnética se distribuye en todas direcciones, de esta forma la potencia que puede llegar a un receptor es mucho menor que la potencia transmitida. La Figura 4.11 muestra la propagación de una fuente puntual, en la cual la densidad de potencia en un receptor es muy pequeña [6].

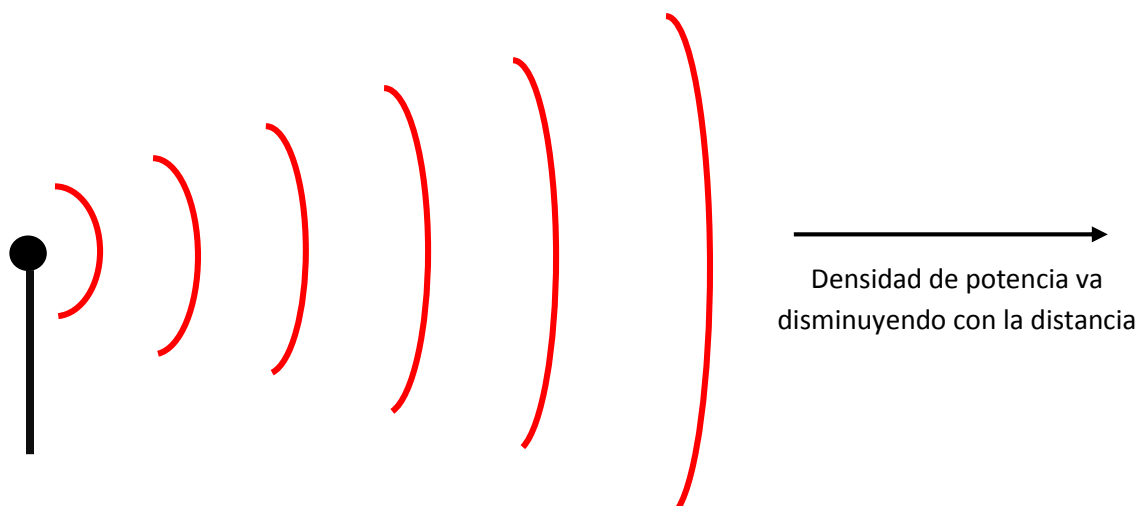


Figura 4.11 La potencia se va dispersando mientras las ondas electromagnéticas viajan por el espacio libre

Se le conoce como pérdidas por espacio libre, a la atenuación de la señal debido a la distancia que recorrerá la portadora desde la estación terrena al satélite y viceversa. Mientras más sea esta distancia, la señal se verá más atenuada, y por lo tanto se tendría que transmitir con más potencia para que la señal se recibida adecuadamente. De esta forma se utilizan antenas de apertura para concentrar más la potencia y ésta no sea dispersada en el espacio libre. Las pérdidas por espacio libre en satélites LEO son mucho menores que en un satélite GEO, porque los satélites LEO están más cercanos a la tierra, por lo tanto requieren potencia de transmisión más baja.



Estas pérdidas por espacio libre se incrementan si la frecuencia va aumentando, por esta razón en un enlace satelital la frecuencia mayor se utiliza para el enlace de subida (uplink) porque se pueden tener mejores amplificadores de potencia en la estación terrena que en el satélite; y la frecuencia más baja para el enlace de bajada (downlink) [18].

Las pérdidas por espacio libre se pueden obtener con la siguiente expresión:

$$L_{el} = \frac{(4\pi S)^2}{\lambda^2} \quad ec (4.11)$$

Este tipo de pérdidas se expresan en términos de la frecuencia y en dB, por lo que la expresión quedaría de la siguiente forma:

$$L_{el} = 20 \log R + 20 \log f + 92.45 \quad ec (4.12)$$

donde:

$L_{el}$  = pérdidas por espacio libre [dB]

R = Rango satelital [km]

f = frecuencia de operación [GHz]

En esta expresión como ya se mencionó si aumenta la frecuencia, las pérdidas por espacio libre también lo harán. De esta manera en un enlace satelital la frecuencia más grande se utiliza para el enlace de subida (uplink) debido a que es más conveniente tener potencias de transmisión altas en la estación terrena que en los amplificadores del satélite.

## 4.6 TIPO DE MODULACIÓN

La modulación nos permite adecuar nuestra señal de radiofrecuencia al canal de transmisión, mediante la manipulación de alguno de los parámetros de la señal como pueden ser: su amplitud, frecuencia o fase. La modulación existe de dos tipos analógica y digital, la diferencia entre un y otra es la forma en la cual la información es presentada, es decir, si la información (señal moduladora) es de forma digital (representación con bits) o analógica.

Existen tres principales formas de modulación digital, ver Figura 4.12:

Phase Shift Keying (PSK)

Frequency Shift Keying (FSK)

Amplitude Shift Keying (ASK)

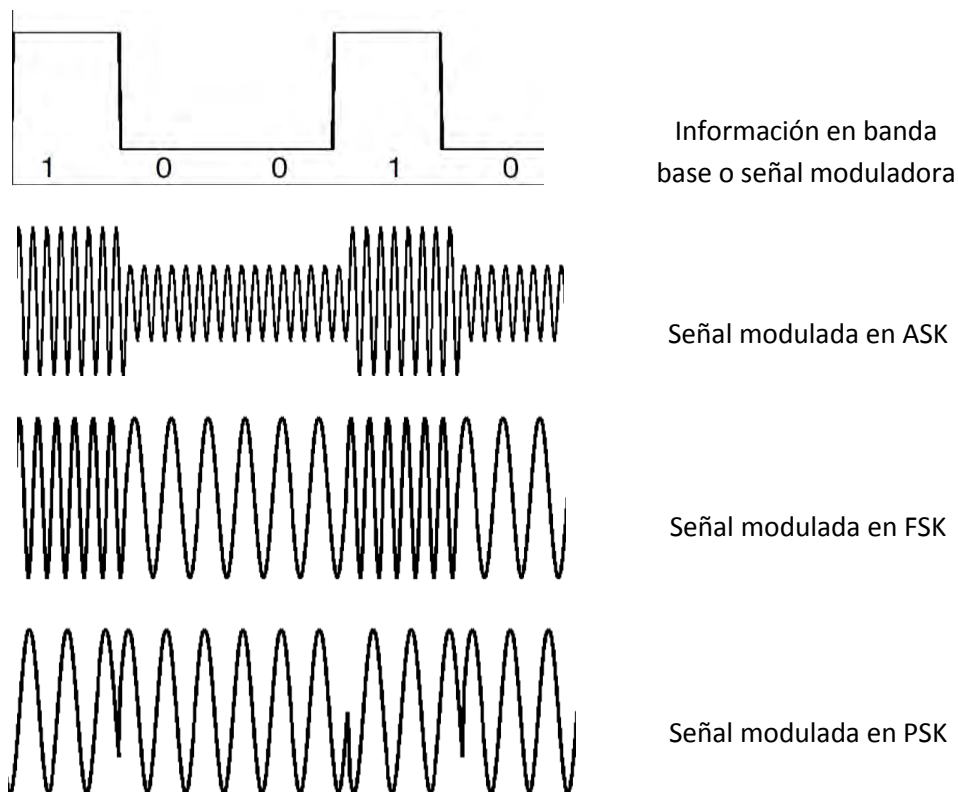


Figura 4.12 Diferentes tipos de modulación digital

Para nuestro caso se planea utilizar la modulación QPSK que es un tipo de modulación PSK que consta de cuatro fases de salida para una misma frecuencia, por lo tanto cada símbolo es representado con 2 bits. Como existen cuatro fases de salida, deben existir cuatro condiciones de entrada de acuerdo a la Tabla 10 y Figura 4.13.

Tabla 10. Tabla de verdad para una modulación QPSK

Combinación de bits	Fase	Fórmula
00	- 135°	$\sqrt{2} \text{ sen } (-135^\circ)$
01	-45°	$\sqrt{2} \text{ sen } (-45^\circ)$
10	135°	$\sqrt{2} \text{ sen } (135^\circ)$
11	45°	$\sqrt{2} \text{ sen } (45^\circ)$

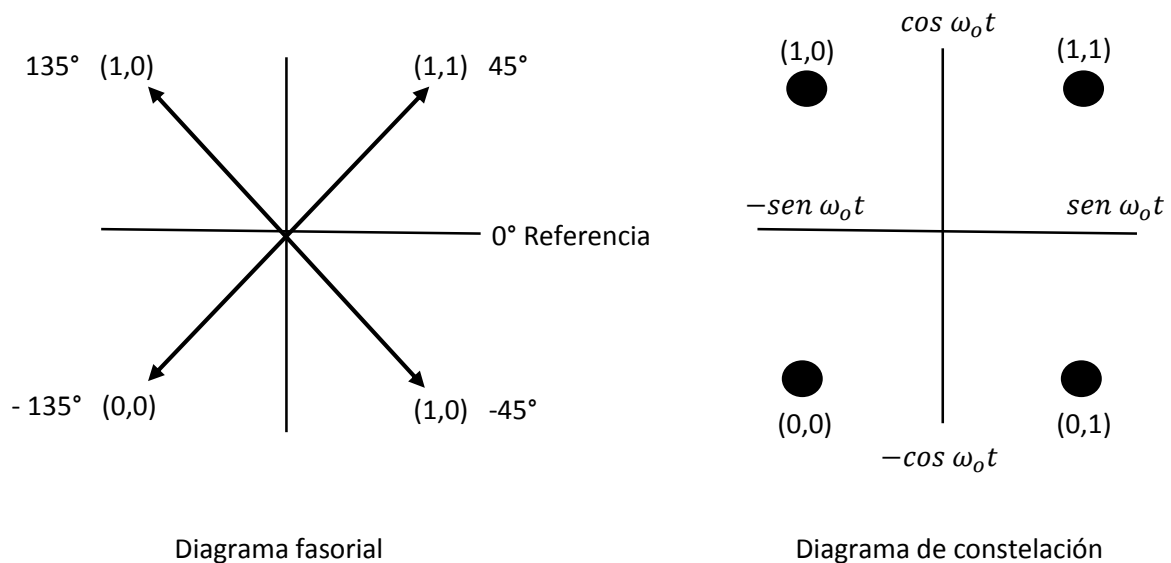


Figura 4.13 Diagramas de la modulación QPSK



# CAPÍTULO 5

## DESARROLLO TÉCNICO DE LA ESTACIÓN TERRENA EN BANDA S Y X

### 5.1 REQUERIMIENTOS TÉCNICOS Y PARÁMETROS

La importancia de un enlace satelital reside en el uso eficiente de dos parámetros los cuales son: el ancho de banda y la potencia de transmisión. Para lograr los requerimientos adecuados se desarrolla un enlace estimado que permita asignar los parámetros satelitales para adecuarse a la transmisión y recepción en la(s) estación(es) terrena(s). Esto sirve para lograr el mejor enlace satelital para obtener la potencia de transmisión y tasas de información adecuadas, determinando el mejor tamaño de antena para la estación terrena, de la forma más económica posible [4], [16].

Un enlace satelital se basa primero en la potencia de transmisión porque esa señal sufrirá cambios de amplificación y atenuación a lo largo del enlace. Para entender de mejor manera el diseño de un enlace satelital, se requieren ciertos parámetros que ayudarán a comprender los principios básicos bajo los cuales estará sujeta la señal. Estos parámetros son:

- Ganancia de la antena  $G$  (dBi)
- Potencia Isotrópica Radiada Efectiva  $PIRE$  (dBW)
- Pérdidas por espacio libre  $L$  (dB)
- Temperatura de ruido del sistema  $T_s$  (K)
- Figura de Mérito  $G/T_s$  (dBi/K)
- Relación portadora a densidad de ruido  $C/No$  (dBHz)
- Relación portadora a ruido  $C/N$  (dB)





### 5.1.1 Ganancia/directividad de una antena (G)

La ganancia de una antena es un parámetro indispensable para la potencia de la portadora en el enlace de subida y bajada. Está relacionada a su directividad, es decir, mientras más directiva sea una antena, la densidad de potencia será mayor comparándola con una antena ideal (antena isotrópica).

Mientras más directiva sea una antena, más direccional será el patrón de radiación, por lo tanto una que irradie igual potencia en todas direcciones, tiene directividad 0. Por ejemplo las antenas de telefonía móvil tienen que recibir las señales de todas direcciones por eso necesita una directividad muy baja, por otra parte las antenas de los satélites geoestacionarios tienen directividad alta porque reciben señales de lugares fijos [21].

Entonces podemos definir a la ganancia de una antena como: relación entre la potencia transmitida hacia el receptor y potencia transmitida por una antena isotrópica. En otras palabras, la ganancia se refiere a cuantas veces aumenta la densidad de potencia a una cierta distancia, al sustituir una antena isotrópica por una antena con directividad hacia la misma dirección.

La ganancia de una antena depende de la longitud de onda ( $\lambda$ ), eficiencia de la antena (área efectiva usada para transmitir o recibir) y el área del plato parabólico (A). Se puede incrementar la ganancia si aumentamos el área del plato parabólico y la frecuencia de transmisión. Para una antena parabólica la ganancia es:

$$G = \frac{4\pi\eta A}{\lambda^2} = \frac{4\pi A f^2}{c^2} \quad ec (5.1)$$

donde:

A = área del plato parabólico (m<sup>2</sup>)

$\lambda$  = longitud de onda (m)

f = frecuencia de transmisión (Hz)

c = velocidad de la luz =  $3 \times 10^8$  (m/s)



$\eta$  = eficiencia de la antena ( $\eta < 1$ )

Si consideramos una antena circular con un diámetro D podemos obtener la ganancia como:

$$G = \eta \left( \frac{\pi D}{\lambda} \right)^2 \quad ec (5.2)$$

De manera simplificada podemos calcular la ganancia:

$$G = 20 \log_{10} D + 20 \log_{10} f + 10 \log_{10} \eta + 20.4 [dBi] \quad ec (5.3)$$

donde:

D = diámetro del plato de la antena (m)

f = frecuencia de transmisión (GHz)

$\eta$  = eficiencia de la antena, generalmente es 55% a 65%

La ganancia es expresada en unidades dBi, donde “i” indica que es referida a un radiador isotrópico.

### 5.1.2 Patrón de radiación de una antena

Una antena es un dispositivo (transductor) que se encarga de transmitir y/o recibir señales electromagnéticas, su funcionamiento depende de la longitud de onda en operación, por este motivo existen diferentes formas de antenas, por consiguiente la distribución de la potencia es diferente. A la forma en que una antena distribuye su potencia se le conoce como patrón de radiación (puede ser omnidireccionales o directivas). De modo que el diseño de los alimentadores de las antenas da forma al patrón de radiación. Para los enlaces satelitales generalmente se utilizan antenas de apertura conocidas como antenas parabólicas [21].

El patrón de radiación es la representación gráfica de la distribución de potencia, generalmente se muestra en coordenadas esféricas, polares o cartesianas (rectangulares) ver Figuras 5.1 y 5.2. En los cuales se muestra la potencia irradiada a distancias grandes. En otras palabras el patrón de radiación es un parámetro para conocer la sensibilidad de una antena para poder recibir o transmitir (principio de reciprocidad de las antenas) señales electromagnéticas [21].

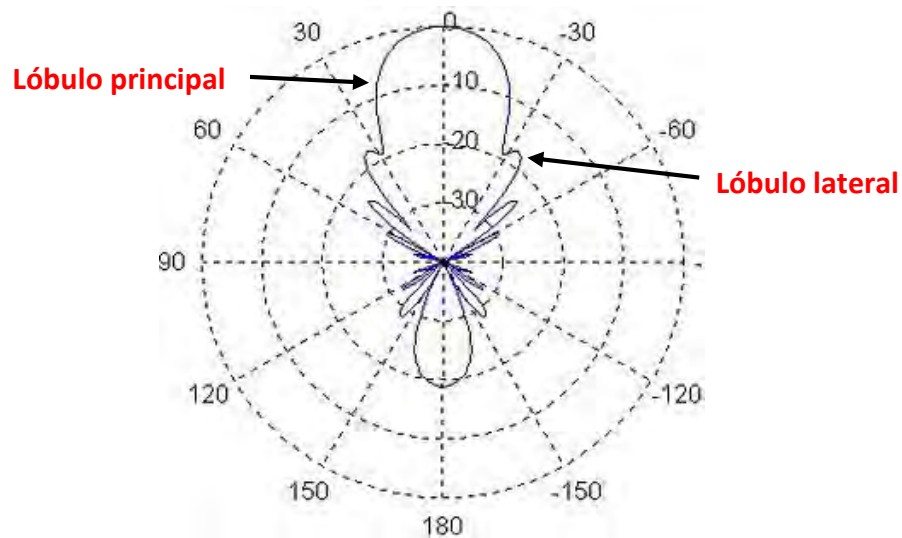


Figura 5.1 Patrón de radiación en coordenadas polares

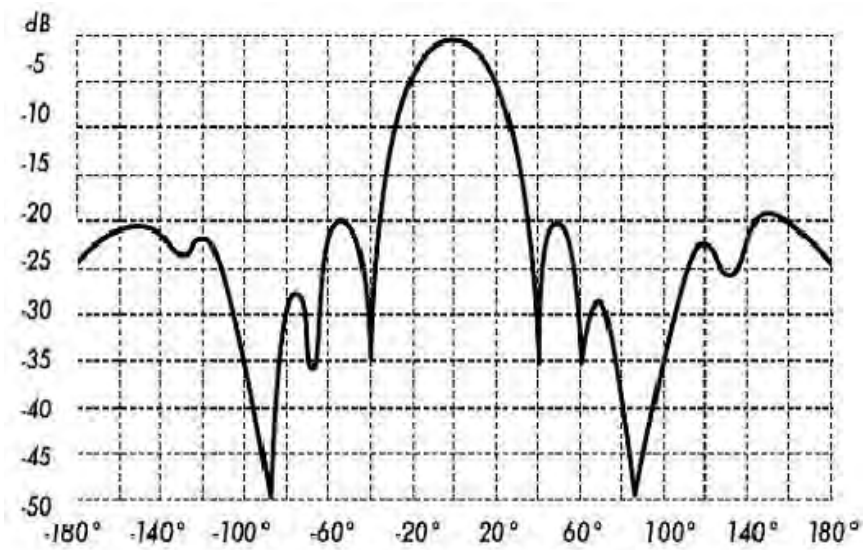


Figura 5.2 Patrón de radiación en coordenadas rectangulares



Con esta representación se puede obtener de manera muy visual el lóbulo principal (mayor concentración de potencia) y conocer la dirección que tendrá la antena, así como el ancho de haz que tendrá la antena, esto es mediante la medida de  $-3\text{dB}$  con referencia a la potencia máxima. También se encuentran los lóbulos laterales (menor potencia), y es fundamental conocer su potencia, porque pueden generar interferencias. Por esta razón se busca, que dichos lóbulos principales sean “pequeños” y que se logre una mayor concentración de potencia en el lóbulo principal.

### 5.1.3 Polarización e impedancia de entrada

La polarización de una antena es un parámetro muy importante, porque define la orientación del campo eléctrico de la onda electromagnética, es indispensable que tanto la antena de transmisión y recepción compartan la misma polarización, para que pueda existir comunicación entre ellas, generalmente se utilizan polarizaciones lineales y circulares [21].

Nuestra antena funciona como un elemento que se conectará a medios guiados (cable coaxial o guía de onda), y por otra parte a un medio no guiado (espacio libre), por consiguiente existirán pérdidas de potencia debido a estas líneas de transmisión. En cualquier tipo de enlace, en este caso satelital, siempre se debe buscar que las pérdidas sean las menores posibles y que las líneas de transmisión sean adecuadas a la frecuencia de operación, y con la menor longitud posible. En adición a esto se deben considerar los conectores adecuados para los dispositivos y las líneas de transmisión, es decir, todos los elementos en el enlace deben de estar acoplados para que la potencia no sea disipada (aunque parte de la potencia se perderá en forma de calor) [27].

Todos los materiales se oponen al flujo de electrones, a esto se le llama impedancia, si estamos trabajando con una corriente alterna. La mayoría de las antenas de telecomunicaciones tienen una impedancia de 50 ohms. Tenemos que estar seguros de que la impedancia característica de la línea de transmisión, los dispositivos electrónicos y de la antena tengan el mismo valor, para evitar reflexiones indeseables.



La impedancia de entrada se define como la impedancia que presenta la antena en sus terminales, es decir, el cociente entre el voltaje y la corriente en el conector. Si la antena está perfectamente acoplada a la línea de transmisión (la impedancia presentada por la antena es igual a la impedancia característica de la línea de transmisión) entonces toda la energía que alcanza la antena es radiada [27].

Si las dos impedancias no están acopladas, la antena no aceptará la totalidad de la energía que le entrega la línea de transmisión. La porción que no es aceptada es reflejada de vuelta hacia el transmisor y la interacción entre la onda transmitida y la reflejada forman la onda estacionaria, evidenciada por la presencia de máximos (picos de voltaje) y mínimos (valles de voltaje) en diferentes puntos a lo largo de la línea de transmisión, caracterizados por la Razón de Onda Estacionaria (ROE) conocida en inglés como Voltage Standing Wave Ratio (VSWR). El valor mínimo de la ROE es la unidad, obtenido en una línea de transmisión perfectamente adaptada tanto al radio como a la antena, en cuyo caso las reflexiones son nulas y tendremos  $V_{max} = V_{min}$  [27].

En la práctica un buen sistema tendrá una  $ROE < 1.5$  [27].

#### 5.1.4 Potencia Isotrópica Radiada Efectiva (EIRP-PIRE)

Es el producto de la potencia transmitida y la ganancia de la antena, la cual enfoca la señal de RF hacia el receptor de tal modo que se incremente la señal transmitida. La PIRE puede ser desde la estación terrena transmisora al satélite y del satélite hacia la estación terrena receptora [16], [18]. Se puede obtener con la siguiente expresión:

$$PIRE = P_t G_t [W] \quad ec (5.4)$$

En dB:

$$PIRE = 10 \log P_t + 10 \log G_t [dB] \quad ec (5.5)$$



donde:

PIRE = Potencia Isotrópica Radiada Efectiva [dB]

$P_t$  = Potencia transmitida [W]

$G_t$  = Ganancia de la antena

### 5.1.5 Relación portadora a ruido (C/N)

Esta relación contiene la potencia de la señal recibida o también llamada portadora (señal de alta frecuencia) y la señal de ruido que se acumula en el trayecto que viaja la señal electromagnética. Por lo tanto podemos tener C/N al enlace de subida y de bajada. Se llama portadora (carrier “C” en inglés) a la señal que se recibe de una antena transmisora (señal modulada y amplificada) ya sea de una estación terrena o de un satélite artificial [16], [18].

En pocas palabras, la señal recibida, es la señal portadora. La amplitud de la señal portadora no se ve afectada cuando la información es modulada, de este modo no afecta el tipo de modulación empleado. Generalmente se utiliza modulación en frecuencia para transmisiones analógicas y modulación en fase para sistemas digitales.

La portadora se puede calcular como:

$$C = P_r = \frac{P_t G_t A_e}{4\pi R^2} \quad ec \ (5.6)$$

si

$$G_r = \frac{4\pi A_e}{\lambda^2} \quad ec \ (5.7) \quad \longrightarrow \quad A_e = \frac{G_r \lambda^2}{4\pi} \quad ec \ (5.8)$$

entonces:



$$C = P_r = P_t G_t G_r \left[ \frac{\lambda}{4\pi R} \right]^2 \quad ec (5.9)$$

donde:

$\left[ \frac{4\pi R}{\lambda} \right]^2$  son las pérdidas por espacio libre

$P_r$  = Potencia recibida [W]

$P_t$  = Potencia transmitida [W]

$G_t$  = Ganancia de la antena transmisora

$G_r$  = Ganancia de la antena receptora

$A_e$  = Área efectiva de la antena

podemos concluir que la portadora  $C$ :

$$C = \frac{(PIRE)(Ganancia de la antena receptora)}{Pérdidas por espacio libre} = \frac{(PIRE)(G_r)}{L_{el}} \quad ec (5.10)$$

en dB:

$$C = PIRE + G_r - L_{el} \quad [dB] \quad ec (5.11)$$

La expresión anterior muestra de manera general un enlace satelital, aunque existen otro tipo de pérdidas además de las que se producen por el espacio libre. Por ejemplo si consideráramos las pérdidas por absorción atmosférica y por efecto de la lluvia, la ecuación nos quedaría:

$$C = PIRE + G_r - L_{el} - L_{a.a} - L_{lluvia} \quad [dB] \quad ec (5.12)$$

Así se pueden ir restando las pérdidas que tenga el enlace.



El ruido, es cualquier señal no deseada que se añade a nuestra señal portadora. Existen diferentes tipos de ruido, el ruido térmico, generado por el movimiento de electrones en un medio de conducción o un dispositivo electrónico es el que más afecta a los sistemas de comunicaciones y afecta la calidad de la señal. La temperatura de ruido, es un parámetro que nos ayuda a cuantificar cuánto ruido térmico se genera en un sistema de recepción. Todos los dispositivos activos y pasivos que tienen temperatura física arriba de los 0 K generan ruido eléctrico [16], [23].

La potencia del ruido  $N$ , está dada por:

$$N = kTB \quad ec \quad (5.13)$$

donde:

$N$  = Potencia de ruido

$k$  = Constante de Boltzman =  $1.38 \times 10^{-23}$  J/K

$T$  = Temperatura de ruido de la fuente (K)

$B$  = Ancho de banda del dispositivo (Hz)

La temperatura de ruido en el enlace de subida se obtiene a la entrada del amplificador de bajo ruido del satélite, mientras que en el enlace de bajada se obtiene a la entrada del amplificador de bajo ruido de la estación terrena. Es importante aclarar que en los dispositivos electrónicos se trabaja con la temperatura de ruido equivalente.

La temperatura de ruido equivalente se trabaja a la salida de un dispositivo electrónico con ganancia  $G$  (por ejemplo un amplificador de bajo ruido), es decir, se modela o se sustituye al amplificador real (ruidoso) por un amplificador ideal (que no genera ruido) con una resistencia en serie a la entrada. Entonces “La temperatura de ruido del amplificador será entonces aquella temperatura equivalente  $T_e$  de la resistencia, que genera la misma potencia de ruido a la salida del amplificador ideal que la generada por el amplificador real cuando éste no tiene ruido a la entrada. Como el amplificador





tiene una cierta ganancia  $G$ , el ruido total generado es igual a  $G(kT_eB)$ . Recordemos que  $B$  es el ancho de banda dentro del cual el ruido está siendo medido o calculado” [6].

Los fabricantes de estos dispositivos en las hojas de especificaciones pueden no colocar el valor de la temperatura de ruido equivalente, en lugar de eso colocan la figura de ruido, la cual es una relación del ruido a la entrada y salida del amplificador, se define de la siguiente manera:

$$F = \frac{N_{\text{salida del amplificador}}}{N_{\text{entrada del amplificador}}} = \frac{G[k(T_0 + T_e)B]}{G[kT_0B]} = \frac{T_0 + T_e}{T_0} = 1 + \frac{T_e}{T_0} \quad ec (5.14)$$

Si  $F$  está en dB, despejando podemos obtener la temperatura de ruido equivalente:

$$T_e = T_0 (F - 1) \quad ec (5.15)$$

### 5.1.6 Temperatura de ruido del sistema ( $T_s$ )

En el receptor (satelital o estación terrena) se encuentran elementos conectados en cascada, de tal forma se puede obtener una temperatura de ruido del sistema, la cual englobará todas las temperaturas de ruido equivalente y sus respectivas ganancias. Este es un parámetro que se considera en el enlace de bajada (de recepción por que nos ayuda a obtener la  $G/T$  de una estación terrena). En la Figura 5.3 se muestra un diagrama a bloques de manera general de un receptor satelital, con ayuda de éste obtendremos la temperatura de ruido del sistema  $T_s$  [6].

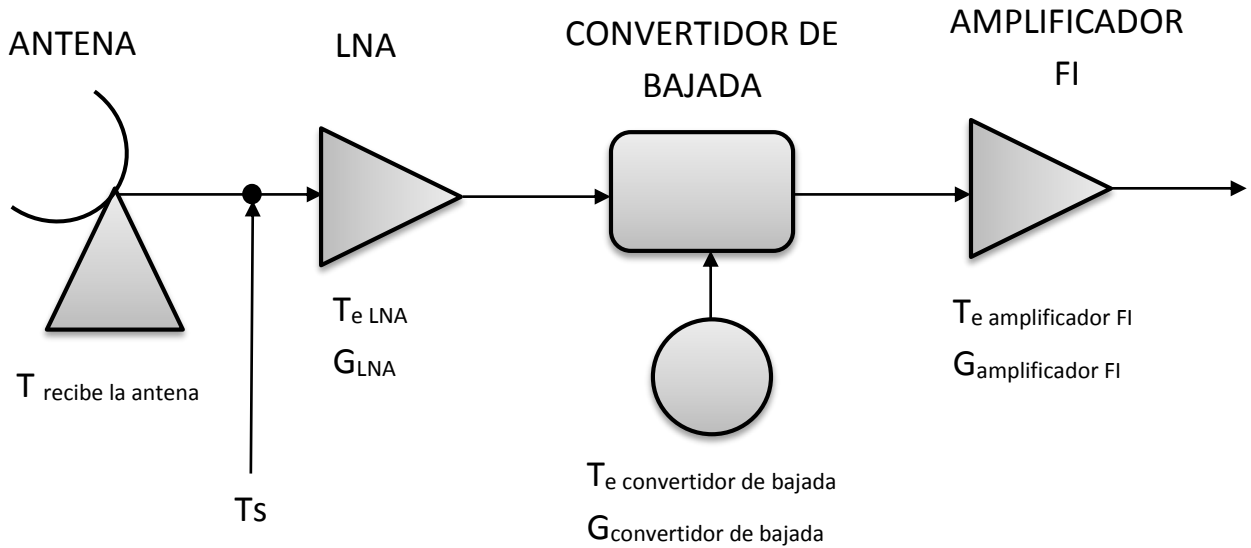


Figura 5.3 Receptor satelital

La temperatura del sistema será:

$$T_s = T_{recibe\ la\ antena} + T_{e\ LNA} + \frac{T_{e\ conv.\ de\ bajada}}{G_{LNA}} + \frac{T_{e\ amplif.\ de\ FI}}{G_{LNA}G_{conv.de\ bajada}} \quad ec\ (5.16)$$

### 5.1.7 Figura de Mérito (G/T)

Es un parámetro o medida que nos indica la “calidad” de una estación terrena. La figura de mérito relaciona la ganancia total en el equipo de recepción y la temperatura de ruido del sistema de acuerdo a la siguiente expresión:

$$\frac{G_T}{T_S} = G_T - T_S \quad \left[ \frac{dB}{K} \right] \quad ec\ (5.17)$$



Con un valor alto de  $G/T$  en la estación terrena, la potencia de transmisión o la ganancia de la antena pueden ser reducidas en la nave espacial (satélite artificial). Esta relación  $G/T$  ayuda a calcular la relación portadora a ruido  $C/N$ , que también es considerada como una medida de sensibilidad del receptor.

## 5.2 CÁLCULOS DE ENLACE DE RADIO (SATÉLITE-TIERRA/TIERRA-SATÉLITE)

El cálculo de enlace está basado principalmente en dos grandes aspectos: potencia de la portadora y calidad de la información. En cuanto a la potencia de la portadora, se debe obtener el valor de atenuación que sufrirá la señal, una vez obtenido el valor que el satélite puede recibir, se deberá tomar en cuenta la calidad de la portadora, la cual se ve afectada por el ruido. De nada sirve obtener una portadora con buena intensidad de potencia, si contiene un alto valor de ruido, en pocas palabras se debe obtener una relación portadora a ruido ( $C/N$ ) adecuada [28].

La banda “S” será utilizada para transmitir comandos y recibir telemetría (TT&C) y la banda “X” será utilizada para la recepción del payload del satélite.

Es necesario que el diseño de una estación terrena se vaya realizando de manera simultánea con el satélite, debido a que algunos datos del satélite aún no se tienen, utilizamos como referencia valores de satélites de percepción remota existentes, que son similares al satélite Condor. Estos satélites fueron TERRA, AQUA y LANSAT-7.

### 5.2.1 Cálculo de enlace de subida

Para nuestros cálculos de potencia tomaremos en cuenta las siguientes atenuaciones y estos cálculos los realizaremos para la transmisión en banda “S”:



- Pérdidas por espacio libre  $L_{el}$

Calcularemos estas pérdidas con ayuda de la ecuación:

$$L_{el} = 20 \log S + 20 \log f + 92.45$$

Necesitamos conocer el rango satelital (R)

$$R = Re \sqrt{\frac{r^2}{Re^2} - \cos^2 h - \sin h}$$

Consideraremos una altura de nuestro satélite de 800 km y un ángulo de elevación mínimo de  $5^\circ$  para evitar obstáculos y barreras naturales.

$$R = 6378km \sqrt{\frac{(6378km + 800km)^2}{(6378)^2} - \cos^2(5^\circ) - \sin(5^\circ)}$$

$$R = 3\,339.64 \text{ km}$$

La frecuencia de operación para el enlace de subida es 2030 MHz

$$L_{el} = 20 \log(3\,339.64) + 20 \log(2.030) + 92.45$$

$$L_{el} = 169.07 \quad [dB]$$

- Pérdidas por absorción atmosférica

$$[L_{a.a}]_{dB} = [L_{cenit}]_{dB} \operatorname{cosec} \theta$$



$$[L_{a.a}]_{dB} = [0.033]_{dB} \operatorname{cosec} 5^\circ$$

$$[L_{a.a}]_{dB} = 0.37 \quad [dB]$$

- Pérdidas por efecto de la lluvia

Para cuantificar estas pérdidas seguiremos el procedimiento descrito en el capítulo 4. Utilizando el mapa del continente americano y observando a México, consideraremos a Querétaro como una región M, con un factor de disponibilidad del enlace de 99.99%. Con esto obtendremos la intensidad de lluvia con un valor de 63 mm/h.

La antena de la estación terrena se encuentra en Juriquilla (Querétaro), en la “Unidad de Alta Tecnología” con una ubicación:

Latitud: 20° 42 N

Longitud: 100° 27 W

Altitud: 1 966 m

Obtenemos la altura a la isoterma  $h_r$ :

$$h_r = 3 + 0.028 /$$

$$h_r = 3 + 0.028 (20^\circ 42)$$

$$h_r = 3.571 \text{ [km]}$$



Obtenemos la distancia “d” que recorrerá la señal:

$$d = \frac{2(h_r - h_0)}{\sqrt{\sin^2 \theta + \frac{2(h_r - h_0)}{R_e} + \sin \theta}}$$

$$d = \frac{2(3.571 - 1.966)}{\sqrt{\sin^2(5^\circ) + \frac{2(3.571 - 1.966)}{8500} + \sin(5^\circ)}}$$

$$d = 10.40 \text{ [km]}$$

Calculamos el factor reductor, para una disponibilidad de 99.99 %

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + \left(\frac{d}{35e^{-0.015R_{0.01}}}\right) \cos \theta} \approx 1$$

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + \left(\frac{10.4}{35e^{-0.015(63)}}\right) \cos(5^\circ)} \approx 1$$

$$r_{0.01} = 0.567$$

Posteriormente calculamos el coeficiente de atenuación específica:

$$\gamma = kR_{0.01}^\alpha$$

Para los valores de k y  $\alpha$ , utilizamos las siguientes ecuaciones:



$$k = [k_H + k_V + (k_H - k_V)\cos^2\theta\cos 2\tau]/2$$

$$\alpha = [k_H\alpha_H + k_V\alpha_V + (k_H\alpha_H - k_V\alpha_V)\cos^2\theta\cos 2\tau]/2k$$

Para la banda "S" se adquieren los siguientes valores de la tabla:

$$k_H = 0.0001321$$

$$k_V = 0.0001464$$

$$\alpha_H = 1.1209$$

$$\alpha_V = 1.0085$$

$$k = 0.00013925$$

$$\alpha = 1.061$$

$$\gamma = kR_{0.01}^\alpha$$

$$\gamma = (0.00013925)63^{1.061}$$

$$\gamma = 0.01129$$

Por lo tanto las pérdidas quedarían como:

$$L_{lluvia} = \gamma(d)(r) \quad dB$$

$$L_{lluvia} = (0.01129)(10.40)(0.567)$$

$$L_{lluvia} = 0.066 \quad [dB]$$



- Llamaremos  $L_{adicionales}$  a las pérdidas por mal apuntamiento de antenas, de circuitería o alimentación y mal acoplamientos en conectores cable coaxial.

Las pérdidas totales en el enlace de subida serán:

$$L_{Totales} = L_{el} + L_{a.a} + L_{lluvia} + L_{adicionales}$$

$$L_{Totales} = 169.07 \text{ dB} + 0.37 \text{ dB} + 0.01129 \text{ dB} + 4.11 \text{ dB}$$

$$L_{Totales} = 173.56 \text{ dB}$$

La potencia del transmisor debe ser la suficiente para asegurar que el receptor satelital sea capaz de reconocer la señal portadora.

Para la temperatura equivalente de ruido en enlace de subida, se utiliza el ruido térmico de la tierra con un valor a 290 K. Debido a que el satélite sólo “ve” desde el espacio a nuestro planeta tierra, el ruido producido por otras fuentes es despreciable porque el satélite sólo “verá” la temperatura de la tierra.

$$N = kTB$$

$$N = (1.38 \times 10^{-23} \text{ J/K})(290 \text{ K})(6 \times 10^6 \text{ Hz})$$

$$N = 0.024012 \text{ pW}$$

$$N = -136.19 \text{ dB}$$

Generalmente en un satélite LEO la potencia transmitida no supera los 10 dB [29]. Además considerando que con una antena con diámetro mínimo de 3 m y eficiencia de 55% se puede recibir payload en banda “X” [30], [31]. Con estos datos podemos calcular un aproximado del PIRE.





$$PIRE = P_t [dB] + G_t [dBi]$$

$$P_t = 10 \text{ dB}$$

La ganancia de la antena:

$$G_t = 20 \log_{10} D + 20 \log_{10} f + 10 \log_{10} \eta + 20.4 [dBi]$$

$$G_t = 20 \log_{10}(3 \text{ m}) + 20 \log_{10}(2.030 \text{ GHz}) + 10 \log_{10}(0.55) + 20.4 [dBi]$$

$$G_t = 33.49 [dBi]$$

Por lo tanto:

$$PIRE = 10 \text{ dB} + 33.49 \text{ dBi}$$

$$PIRE = 43.49 \text{ dB} \text{ Valor de PIRE necesario de nuestra estación terrena.}$$

## 5.2.2 Cálculo de enlace de bajada

Para el cálculo de bajada lo realizaremos considerando la banda “S” para la telemetría y la banda “X” para el payload. La frecuencia de operación en la banda “S” para el enlace de bajada es 2 200 MHz y para la banda “X” es 8 300 MHz.

Para la banda “S”:

Los valores de las pérdidas por absorción atmosférica se quedan igual, por atenuación debido a que la lluvia no cambian mucho, se considerarán los mismos. El valor más afectado será la atenuación por espacio libre.

$$L_{el} = 20 \log S + 20 \log f + 92.45$$



$$L_{el} = 20 \log(3\,339.64 \text{ km}) + 20 \log(2.2 \text{ GHz}) + 92.45$$

$$L_{el} = 169.77 \text{ [dB]}$$

Por lo tanto las pérdidas totales son:

$$L_{Totales} = L_{el} + L_{a.a} + L_{lluvia} + L_{adicionales}$$

$$L_{Totales} = 169.77 \text{ dB} + 0.37 \text{ dB} + 0.01129 \text{ dB} + 3.16 \text{ dB}$$

$$L_{Totales} = 173.31 \text{ dB}$$

Como ya se había mencionado tomaremos como referencia para nuestra estación terrena los valores de PIRE de los satélites TERRA y AQUA.

La temperatura de ruido equivalente para el sistema de recepción es producido por diferentes fuentes, las cuales se van a añadir al ruido que lleva la señal recibida. Se tomará en cuenta el ruido cósmico, galáctico y el ruido troposférico y se tomará un valor de 20 K (temperatura de cielo despejado  $T_{c.d}$ ) y una temperatura de la Tierra de 50 K [6]. La suma de estos dos valores será el ruido que recibirá la antena de nuestra estación terrena.

$$T_{e.a} = T_{c.d} + T_{tierra}$$

$$T_{e.a} = 20 \text{ K} + 50 \text{ K}$$

$$T_{e.a} = 70 \text{ K}$$



$$N = kTB$$

$$N = (1.38 \times 10^{-23})(70)(6 \times 10^6)$$

$$N = 0.005796 \text{ pW}$$

$$N = -142.36 \text{ dB}$$

Para la banda "X":

- Pérdidas por espacio libre

$$L_{el} = 20 \log S + 20 \log f + 92.45$$

$$L_{el} = 20 \log(3\,339.64 \text{ km}) + 20 \log(8.3 \text{ GHz}) + 92.45$$

$$L_{el} = 181.30 \text{ [dB]}$$

- Pérdidas por absorción atmosférica

$$[L_{a.a}]_{dB} = [L_{cenit}]_{dB} \operatorname{cosec} \theta$$

$$[L_{a.a}]_{dB} = [0.033]_{dB} \operatorname{cosec} 5^\circ$$

$$[L_{a.a}]_{dB} = 0.37 \text{ [dB]}$$



- Pérdidas por efecto de la lluvia

Obtenemos la altura a la isoterma hr:

$$h_r = 3 + 0.028 l$$

$$h_r = 3 + 0.028 (20^\circ 42')$$

$$h_r = 3.571 \text{ [km]}$$

Obtenemos la distancia "d" que recorrerá la señal:

$$d = \frac{2(h_r - h_0)}{\sqrt{\sin^2 \theta + \frac{2(h_r - h_0)}{R_e} + \sin \theta}}$$

$$d = \frac{2(3.571 - 1.966)}{\sqrt{\sin^2(5^\circ) + \frac{2(3.571 - 1.966)}{8500} + \sin(5^\circ)}}$$

$$d = 10.40 \text{ [km]}$$

Calculamos el factor reductor, para una disponibilidad de 99.99 %

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + \left(\frac{d}{35e^{-0.015R_{0.01}}}\right) \cos \theta} \approx 1$$

$$r_{0.01} = \frac{1}{1 + \left(\frac{10.4}{35e^{-0.015(63)}}\right) \cos(5^\circ)} \approx 1$$



$$r_{0.01} = 0.567$$

Posteriormente calculamos el coeficiente de atenuación específica:

$$\gamma = kR_{0.01}^{\alpha}$$

Para los valores de  $k$  y  $\alpha$ , utilizamos las siguientes ecuaciones:

$$k = [k_H + k_V + (k_H - k_V)\cos^2\theta\cos 2\tau]/2$$

$$\alpha = [k_H\alpha_H + k_V\alpha_V + (k_H\alpha_H - k_V\alpha_V)\cos^2\theta\cos 2\tau]/2k$$

Para la banda "X" se adquieren los siguientes valores de la tabla:

$$k_H = 0.004115$$

$$k_V = 0.003450$$

$$\alpha_H = 1.3905$$

$$\alpha_V = 1.3155$$

$$k = 0.0037825$$

$$\alpha = 1.3562$$

$$\gamma = kR_{0.01}^{\alpha}$$

$$\gamma = (0.0037825)63^{1.3562}$$

$$\gamma = 1.042$$

Por lo tanto las pérdidas quedarían como:

$$L_{lluvia} = \gamma(d)(r) \quad dB$$

$$L_{lluvia} = (1.042)(10.40)(0.567)$$



$$L_{lluvia} = 6.14 \text{ [dB]}$$

Entonces:

$$L_{Totales} = L_{el} + L_{a.a} + L_{lluvia}$$

$$L_{Totales} = 181.3 \text{ dB} + 0.37 \text{ dB} + 6.14 \text{ dB}$$

$$L_{Totales} = 187.81 \text{ dB}$$

El ancho de banda depende de la cantidad de información (payload) que se va a recibir, como el satélite Condor aún no está totalmente desarrollado tomaremos como referencia a los satélites TERRA y AQUA de la NASA [30], para obtener algunos valores:

Satélite AQUA:

- EIRP = 27.2 W
- Ancho de banda = 15 MHz

Potencia efectiva Radiada isotrópicamente:

$$\text{PIRE} = 10 \log (27.2 \text{ W})$$

$$\text{PIRE} = 14.34 \text{ dB}$$

Satélite TERRA:

- EIRP = 14 W
- Ancho de banda = 26 MHz

Potencia efectiva Radiada isotrópicamente:

$$\text{EIRP} = 10 \log (14 \text{ W})$$

$$\text{EIRP} = 11.461 \text{ dB}$$



La ganancia de la antena de la estación terrena:

$$G_r = 20\log_{10}D + 20\log_{10}f + 10\log_{10}\eta + 20.4 \text{ [dBi]}$$

$$G_r = 20\log_{10}(3.4 \text{ m}) + 20\log_{10}(8.3 \text{ GHz}) + 10\log_{10}(0.55) + 20.4 \text{ [dBi]}$$

$$G_r = 46.81 \text{ [dBi]}$$

Si utilizamos la PIRE del satélite TERRA, nuestra portadora recibida en la estación terrena sería:

$$C_r = PIRE + G_r - L_{Totales} \quad \text{[dB]}$$

$$C_r = 11.461 \text{ [dB]} + 46.81 \text{ [dBi]} - 187.81 \quad \text{[dB]}$$

$$C_r = -129.53 \quad \text{[dB]}$$

La temperatura de ruido:

$$T_{e.a} = T_{c.d} + T_{tierra}$$

$$T_{e.a} = 20 \text{ K} + 50 \text{ K}$$

$$T_{e.a} = 70 \text{ K}$$

La potencia del ruido es:

$$N = kT_{e.a}B$$

$$N = (1.38 \times 10^{-23})(70)(26 \times 10^6)$$

$$N = 0.02511 \text{ pW}$$

$$N = -136 \text{ dB}$$

## 5.3 SELECCIÓN DE EQUIPO PARA LA ESTACIÓN TERRENA

A continuación se muestran algunos elementos que conforman la estación terrena, empezaremos con el elemento más visible en una estación terrena, la cual es la antena, posteriormente se mencionan el amplificador de alta potencia (HPA) y el amplificador de bajo ruido (LNA) y los convertidores de subida y bajada. Aun nos faltan los modem para complementar la estación terrena.

### 5.3.1 Subsistema de antena parabólica

Se trabajó el proyecto con la empresa TeleCommunication Systems, esta empresa se encarga de comercializar antenas para telemetría rastreo y comando (TT&C) en diferentes bandas de frecuencia y tamaños en platos parabólicos, el tipo de antena que nosotros tomamos es el tipo 2, ver Figura 5.4 y la hoja de especificaciones en la Figura 5.5.

### TCS Space & Component Technology

#### Type 2 X/Y Tracking Antenna



Figura 5.4. Antena para telemetría, rastreo y comando (TT&C) de la empresa TeleCommunication Systems



www.TCSspace.com

Specifications (Preliminary — Subject to Change)		
<b>Mechanical</b>		
Antenna Mount	Type 2 X/Y	
Aperture Size	3.0m—3.6m (Outdoor System) 3.0m—4.2m (In-Radome System)	
Pointing Accuracy	<0.1°	
Position Step Resolution	0.00004°	
Acceleration	10°/s <sup>2</sup> max	
Velocity	4°/s typical, 10°/s max	
Degrees of Freedom	2 (X and Y)	
Axis Travel	Full hemispheric coverage	
Horizon limits	-2° typical	
<b>Control System</b>		
Interface	Ethernet	
Power	110/240Vac, 1ph, 13A	
<b>RF</b>		
Frequency Range	L, S, X, C, Ku and Ka Band	
Polarization	LHCP and/or RHCP	
Feed Configuration	Prime Focus	
Typical Performance <sup>(1)</sup>	3.6m Outdoor	S Band—14.4dB/K
	3.6m Outdoor	X Band—24.4dB/K
	4.2m In-Radome	S Band—15.5dB/K
	4.2m In-Radome	X Band—25.8dB/K
<b>Environmental</b>		
Wind Speed	80km/h wind (Operational) <sup>(2)</sup> 200km/h wind (Survival)	
Temperature	-10°C—+50°C (Operational) <sup>(2)</sup> -40°C—+70°C (Survival)	
Humidity	100% Relative Humidity	
Driving Rain	Up to 10cm/hr	

(1) Performance at 5° elevation, clear sky

(2) Optional measures (heaters, radomes, HVACs) can be taken to improve operational environmental limits

Figura 5.5 Hoja de especificaciones de la antena



### 5.3.2 Ganancia de la antena

La hoja de especificaciones muestra la figura de mérito de la antena (G/T), este valor engloba la ganancia de la antena con la temperatura de ruido de la antena en condiciones de cielo despejado. Para la banda “S” tiene un valor de 14.4 dB/K y para la banda “X” un valor de 24.4 dB/K.

De manera teórica podemos obtener la ganancia de la antena:

Para la banda “S”

$$G_r = 20\log_{10}D + 20\log_{10}f + 10\log_{10}\eta + 20.4 \text{ [dBi]}$$

$$G_r = 20\log_{10}(3.4 \text{ m}) + 20\log_{10}(2.03 \text{ GHz}) + 10\log_{10}(0.55) + 20.4 \text{ [dBi]}$$

$$G_r = 34.58 \text{ [dBi]}$$

Para la banda “X”

$$G_r = 20\log_{10}D + 20\log_{10}f + 10\log_{10}\eta + 20.4 \text{ [dBi]}$$

$$G_r = 20\log_{10}(3.4 \text{ m}) + 20\log_{10}(8 \text{ GHz}) + 10\log_{10}(0.55) + 20.4 \text{ [dBi]}$$

$$G_r = 46.49 \text{ [dBi]}$$

### 5.3.3 Polarización de la antena (Izquierda - LHCP/ Derecha - RHCP)

La antena trabaja con los dos tipos de polarización, circular derecha e izquierda. Transmiremos en la banda “S” con polarización izquierda y recibiremos con polarización derecha para la banda “X”.

### 5.3.4 Control en ejes X y Y

Existen diferentes tipos de montaje para antenas, por ejemplo: elevación-azimut, X-Y y ecuatorial, cada uno de los tipos de montaje tiene dos ejes para realizar el movimiento de la antena. El eje primario está fijo [6].

En un montaje X-Y, los dos ejes se encuentran horizontales y perpendiculares entre sí, ver Figura 5.6 (tomada y modificada de [6]). Este tipo de montaje es apropiado para las antenas que se comunican con satélites LEO y no con satélites GEO.

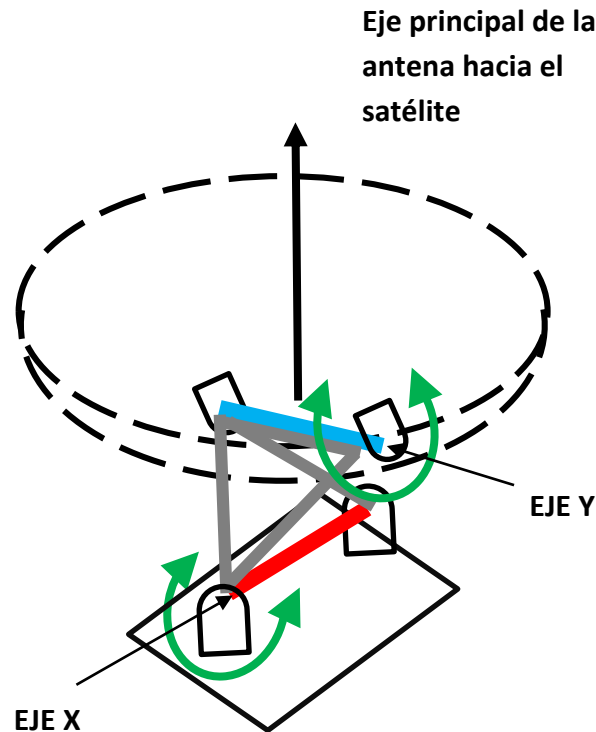


Figura 5.6 Montaje X – Y (ambos ejes son horizontales y perpendiculares entre sí)

Este tipo de montaje tiene una gran ventaja sobre el montaje elevación-azimut, y esta es que no existe pérdida de información mientras que el satélite se acerca al cenit.

### 5.3.5 Amplificadores para receptor

Como ya se mencionó existen diferentes tipos de amplificadores, para nuestra estación terrena, la cual no requiere una potencia de transmisión tan grande, se eligió un amplificador de estado sólido. El amplificador utilizado es amplificador de estado sólido de la empresa EMPOWER RF SYSTEMS, INC. Modelo 3085 - GCM4Q5EFL – ALC, ver Figura 5.7



## Solid State General Communication Power Amplifier

3085 - GCM4Q5EFL-ALC

1800 – 2200 MHz / 30 Watts

The GCM4Q5EFL (SKU 3085) is suitable for linear repeater and counter communication applications in the PCS and UMTS frequency ranges. This amplifier utilizes advanced LD MOS power devices that provide high gain, wide dynamic range and excellent group delay and phase linearity. Exceptional performance, long-term reliability and high efficiency are achieved by employing advanced broadband RF matching networks and combining techniques, EMI/RFI filters, machined housings and qualified components. Functions such as FWD/REV power reading and ALC circuits are included. Empower RF's ISO9001 Quality Assurance Program assures consistent performance and the highest reliability.



- Solid-state Class AB linear design
- Built-in ALC control circuit
- Built-in control, monitoring and protection circuits
- Small form factor and lightweight
- Suitable for CW, AM, and FM (Consult factory for other modulation types)
- 50 ohm input/output impedance
- High reliability and ruggedness

### ELECTRICAL SPECIFICATIONS @ +28V<sub>DC</sub>, 25°C, 50 Ω System

Parameter	Symbol	Min	Typ	Max	Unit
Operating Frequency	BW	1800		2200	MHz
Power Output CW	P <sub>SAT</sub>	30			Watt
Power Output @ 1dB Gain Compression	P <sub>1dB</sub>	25			Watt
Power Gain @ 1dB Gain Compression	G <sub>1dB</sub>	44		47	dB
ALC Level (external analog control voltage)	ALC	27	40		dBm
Small Signal Gain Flatness	ΔG		±0.75	±1.0	dB
Input Power @ Rated P <sub>SAT</sub> (ALC ON)	P <sub>IN</sub>		+5		dBm
Input/Output Return Loss	S <sub>11</sub> / S <sub>22</sub>			-10	dB
Noise Figure (at minimum attenuation)	NF		7	10	dB
Third Order Intercept Point 2-Tone @ 36dBm/Tone, 100kHz Spacing	IP3		+51		dBm
Harmonics @ P <sub>OUT</sub> = 30W	H			-30	dBc
Spurious Signals	Spur		-70	-80	dBc
Operating Voltage	V <sub>DC</sub>	24	28	30	Volt
Current Consumption @ P <sub>OUT</sub> = 30W	I <sub>DC</sub>			7.0	Amp

Figura 5.7 Amplificador de estado sólido para nuestra estación terrena



### 5.3.6 Convertidores de subida y bajada para la banda S y la banda X.


Los convertidores de subida y de bajada se compraron con la empresa Novella Satcoms, debido a que se encuentran en nuestra banda de interés y tienen un costo accesible. Para la banda “S” fueron los modelos D492 y U492; para la banda “S” el convertidor de bajada fue de la serie D600, ver las Figuras 5.8, 5.9, 5.10 y 5.11.

INPUT SPECIFICATION		Options
1. Frequency range:	7 to 9GHz in bands of 500MHz to 2GHz	(see model table)
2. Connector:	SMA	
3. Impedance:	50Ω	
4. Return loss:	≥18dB	
OUTPUT SPECIFICATION		
5. Frequency range:	70MHz, 140MHz or 70MHz plus 140MHz IF B/W: ±20MHz, ±40MHz (other values available)	(see model table)
6. Connector:	SMA	
7. Impedance:	50Ω	
8. Return loss:	≥15dB	
9. 1dB compression point:	+10dBm	
10. Third order intercept:	+20dBm	
TRANSFER CHARACTERISTICS		
11. Gain:	30 to 40dB, adjustable in 0.1dB steps <sup>(2)</sup>	20 to 40dB
12. Gain ripple:	over ±20MHz: ≤1dB p.t.p. over input band, 1GHz: ≤3dB p.t.p. <sup>(1)</sup> over input band, 2GHz: ≤4dB p.t.p. <sup>(1)</sup>	
13. Group delay distortion:	ripple, ±20MHz <2ns ptp linear, ±20MHz <0.03ns/MHz parabolic, ±20MHz <0.01ns/MHz <sup>2</sup>	
14. Gain stability, 0°C to 50°C:	±1dB 24hr. at constant temperature: ±0.1dB	
15. Frequency stability, -10°C to +60°C:	10 <sup>-7</sup> from -10°C to +60°C 10 <sup>-8</sup> at constant temperature over 24 hrs.	
16. External reference:	10MHz, 0dBm	5MHz, 0dBm
17. Synthesiser step size:	1kHz	
18. Noise figure (full gain):	<20dB	

Figura 5.8 Hoja de especificaciones del convertidor de bajada en banda X, serie D600



Figura 5.9 Vista frontal y trasera del convertidor de bajada en banda “X”



www.novella.co.uk

### D492 Series

#### S-band Downconverters

INPUT SPECIFICATION		Options
1. Frequency range:	1,900 to 2,900MHz	(see model table)
2. Connector:	N-type	SMA
3. Impedance:	50Ω	
4. Return loss:	≥15dB	
OUTPUT SPECIFICATION		
5. Frequency range:	70MHz, 140MHz or 70MHz plus 140MHz	(see model table)
	IF B/W: ±20MHz, ±40MHz	
6. Connector:	BNC	
7. Impedance:	50Ω	
8. Return loss:	≥15dB	
9. 1dB compression point:	+10dBm	
10. Third order intercept:	+20dBm	
TRANSFER CHARACTERISTICS		
11. Gain:	20 to 40dB, adjustable in 0.1dB steps	
12. Gain ripple:	over ±20MHz: ≤1dB p.t.p.	
	over input band, 400MHz: ≤2dB p.t.p	(1)
13. Group delay distortion:	ripple, ±20MHz <2ns ptp	
	linear, ±20MHz <0.03ns/MHz	
	parabolic, ±20MHz <0.01ns/MHz <sup>2</sup>	
14. Gain stability, 0°C to 50°C:	±1dB	
	24hr. at constant temperature:	±0.2dB
15. Frequency stability	0°C to +50°C:	1x10 <sup>-7</sup>
	At constant temperature over 24 hr:	1x10 <sup>-8</sup>
16. External reference:	10MHz, 0dBm	5MHz, 0dBm
17. Synthesiser step size:	1kHz	
18. Noise figure (full gain):	<17dB	

Figura 5.10 Hoja de especificaciones del convertidor de bajada para la banda “S”, de la serie D942



www.novella.co.uk

## U492 Series S-band Upconverters

INPUT SPECIFICATION		Options
1. Frequency range:	70MHz, 140MHz or 70MHz plus 140MHz IF B/W: $\pm 20$ MHz, $\pm 40$ MHz	(see model table)
2. Connector:	BNC	(2)
3. Impedance:	50 $\Omega$	
4. Return loss:	$\geq 15$ dB	
OUTPUT SPECIFICATION		
5. Frequency range:	1,900 to 2,900MHz	(see model table)
6. Connector:	N-type	SMA
7. Impedance:	50 $\Omega$	
8. Return loss:	$\geq 15$ dB	
9. 1dB compression point:	+10dBm	
10. Third order intercept::	+20dBm	
TRANSFER CHARACTERISTICS		
11. Gain:	0 to 30dB, adjustable in 0.1dB steps	
12. Gain ripple:	over $\pm 20$ MHz: over output band, 400MHz:	$\leq 1$ dB p.t.p. $\leq 2$ dB p.t.p. (1)
13. Group delay distortion:	ripple, $\pm 20$ MHz linear, $\pm 20$ MHz parabolic, $\pm 20$ MHz	$< 2$ ns ptp $< 0.03$ ns/MHz $< 0.01$ ns/MHz <sup>2</sup>
14. Gain stability, 0°C to 50°C:	$\pm 1$ dB	
24hr. at constant temperature:	$\pm 0.2$ dB	
15. Frequency stability	0°C to +50°C:	$1 \times 10^{-7}$
	At constant temperature over 24 hr:	$1 \times 10^{-8}$
16. External reference:	10MHz, 0dBm	5MHz, 0dBm
17. Synthesiser step size:	1kHz	
18. Noise figure (full gain):	$< 20$ dB	

Figura 5.11 Hoja de especificaciones del convertidor de subida para la banda "S", de la serie U492

## 5.4 ESTACIÓN TERRENA

Con los elementos mostrados anteriormente se realizó la instalación de nuestra estación terrena en la Unidad de Alta Tecnología de la UNAM, ver Figura 5.12. La antena se colocó en la parte superior del edificio en donde se tuvieron que realizar diferentes obras civiles para adecuar la zona en la cual se colocaría la antena.



Figura 5.12 Edificio de la unidad de Alta Tecnología en Juriquilla, Querétaro

Las principales actividades que se tuvieron que realizar fueron:



- Elegir el lugar donde se instalará la antena, Figura 5.13.



Figura 5.13 Lugar donde se instaló la antena

- Colocar la placa base en donde ira nuestra antena, Figura 5.14



Figura.5.14 Placa para la base de la antena

- Nivelar la base de la antena, Figura 5.15.



Figura 5.15 Comprobar el nivel de la base de la antena

- Ubicación del norte verdadero con ayuda del topógrafo, Figura 5.16.

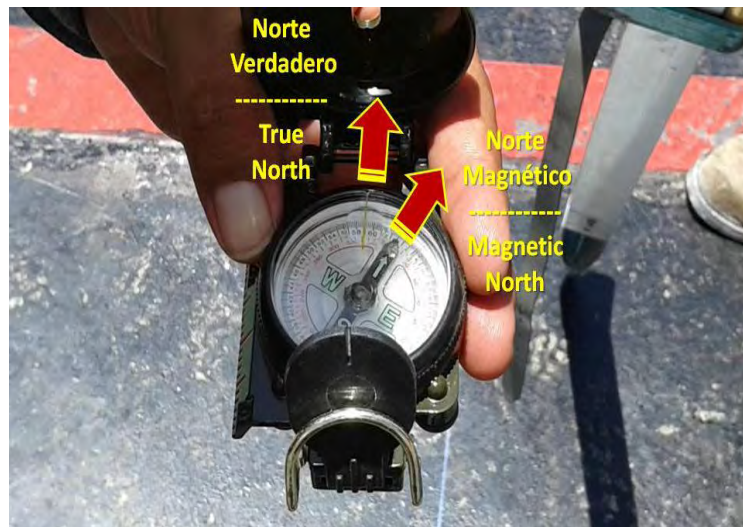


Figura 5.16 Ubicación del norte verdadero

- Usar de la plantilla guía con la cual se colocaron los 8 tornillos que sujetaron la base de la antena, Figura 5.17.

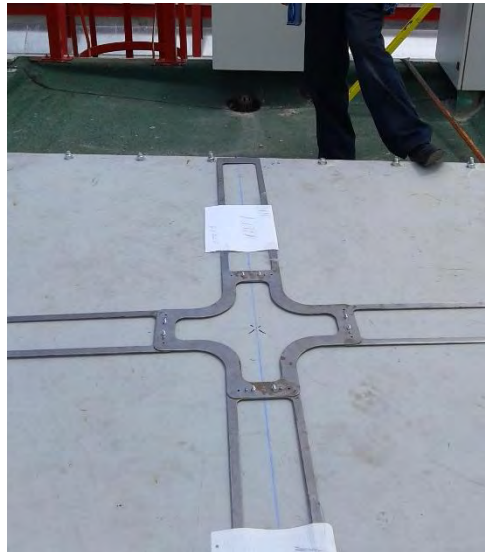


Figura 5.17 Plantilla para colocar los tornillos que sujetarán el pedestal de la antena

- Colocar los 16 tornillos para la base de la antena, Figura 5.18.

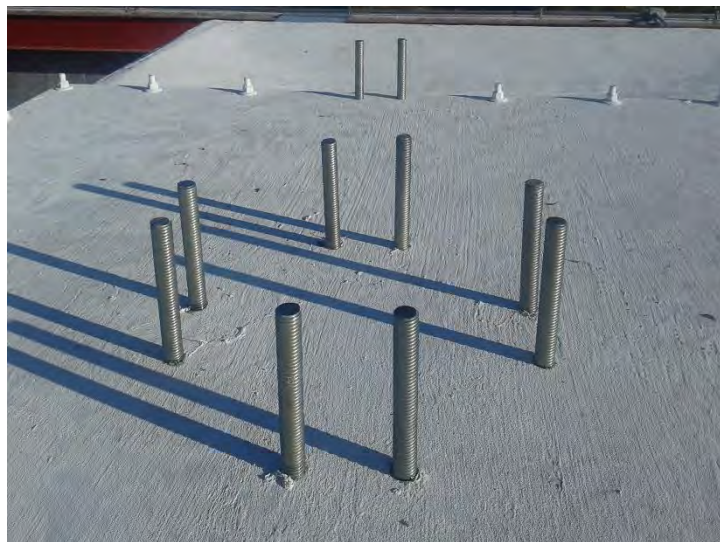


Figura 5.18 Tornillos que sujetaron el pedestal de la antena

- Colocar los registros para la energía eléctrica, Figura 5.19.



Figura 5.19 Registros para la energía eléctrica

- Desempacar la antena y la base para colocarla a la grúa, Figura 5.20.



Figura 5.20 Reflector parabólico desarmado



- Con ayuda de la grúa se llevó la base de la antena hasta el lugar donde sería colocada en el edificio, Figura 5.21.



Figura 5.21 Instalación del pedestal

- Se llevó el plato de la antena con la grúa, Figura 5.22.

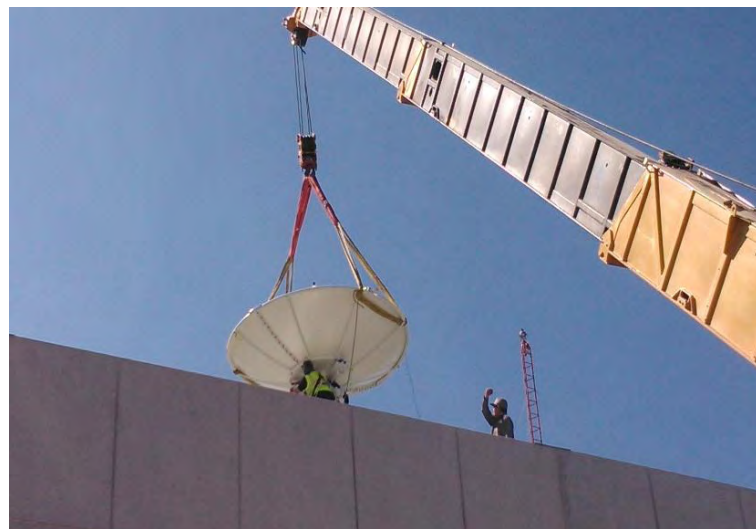


Figura 5.22 Uniendo el reflector de la antena con la base

- Se terminó la instalación de la antena, y se colocaron los convertidores de subida y bajada, Figura 5.23.



Figura 5.23 Estación terrena instalada

- Se realizaron pruebas en los dos ejes “X” y “Y” para comprobar la correcta instalación, Figura 5.24.



Figura 5.24 Seguimiento de algunos satélites de percepción remota (TERRA y AQUA)

- La Figura 5.25 muestra la señal portadora en el software de rastreo que nos proporcionaron, con lo cual comprobamos la puesta en marcha de la estación terrena.



Figura 5.25 Portadora de un satélite en frecuencia intermedia de 720 MHz

### 5.4.1 Estación de monitoreo y Control

La estación terrena en la Unidad de Alta Tecnología de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, cuenta con la infraestructura necesaria para recibir señales de satélites de percepción remota que se encuentran activos. La antena instalada, ver Figura 5.26 y Figura 5.27, además de funcionar como una antena para TT&C, funciona para recibir carga útil de diferentes satélites, entre ellos AQUA, TERRA, LANDSAT, por mencionar algunos. Todavía falta la instalación de los modem, pero aun así, la estación terrena está casi lista para operar. La Figura 5.28 muestra el diagrama de la estación terrena instalada.

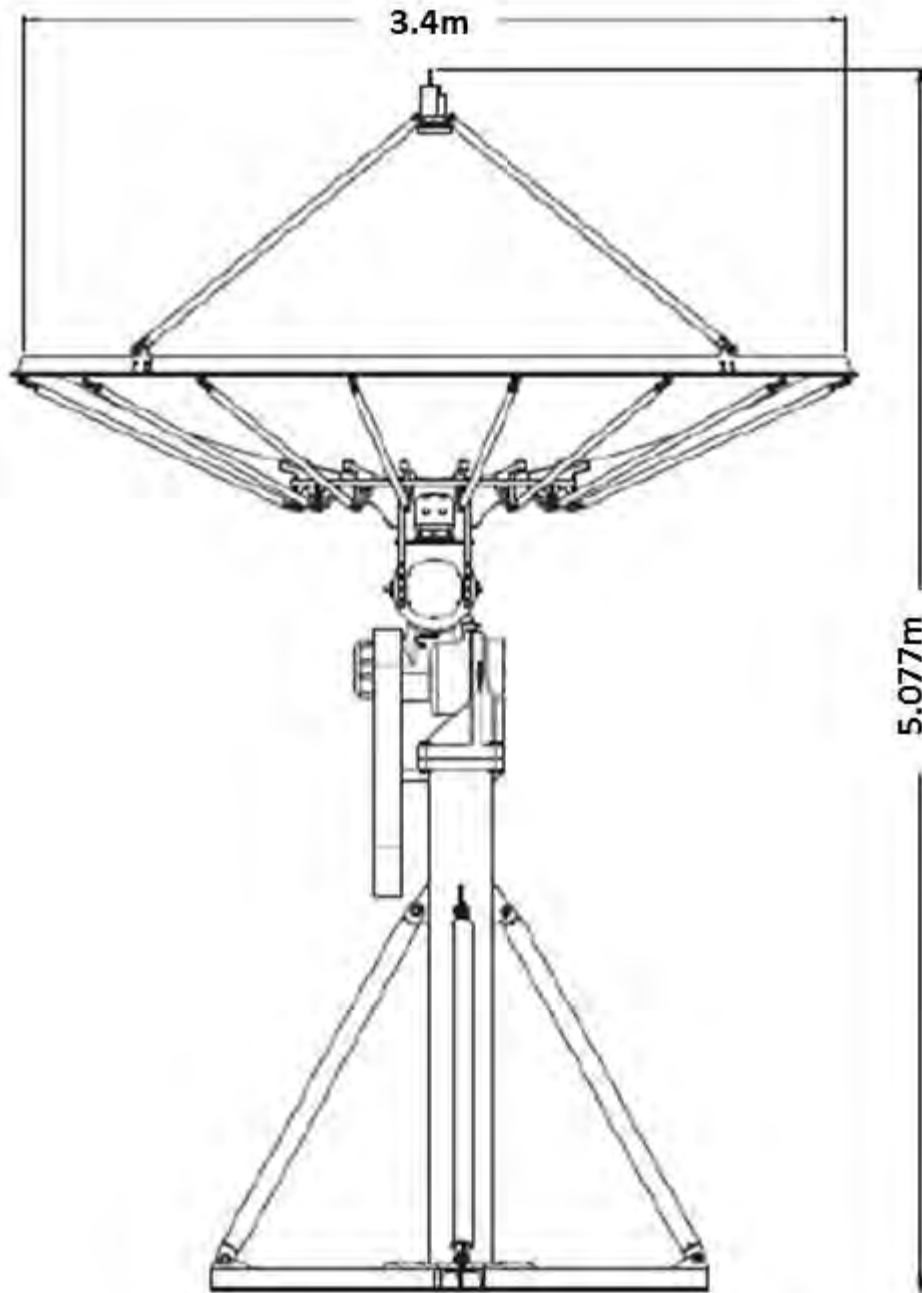


Figura 5.26 Esquema de la antena instalada



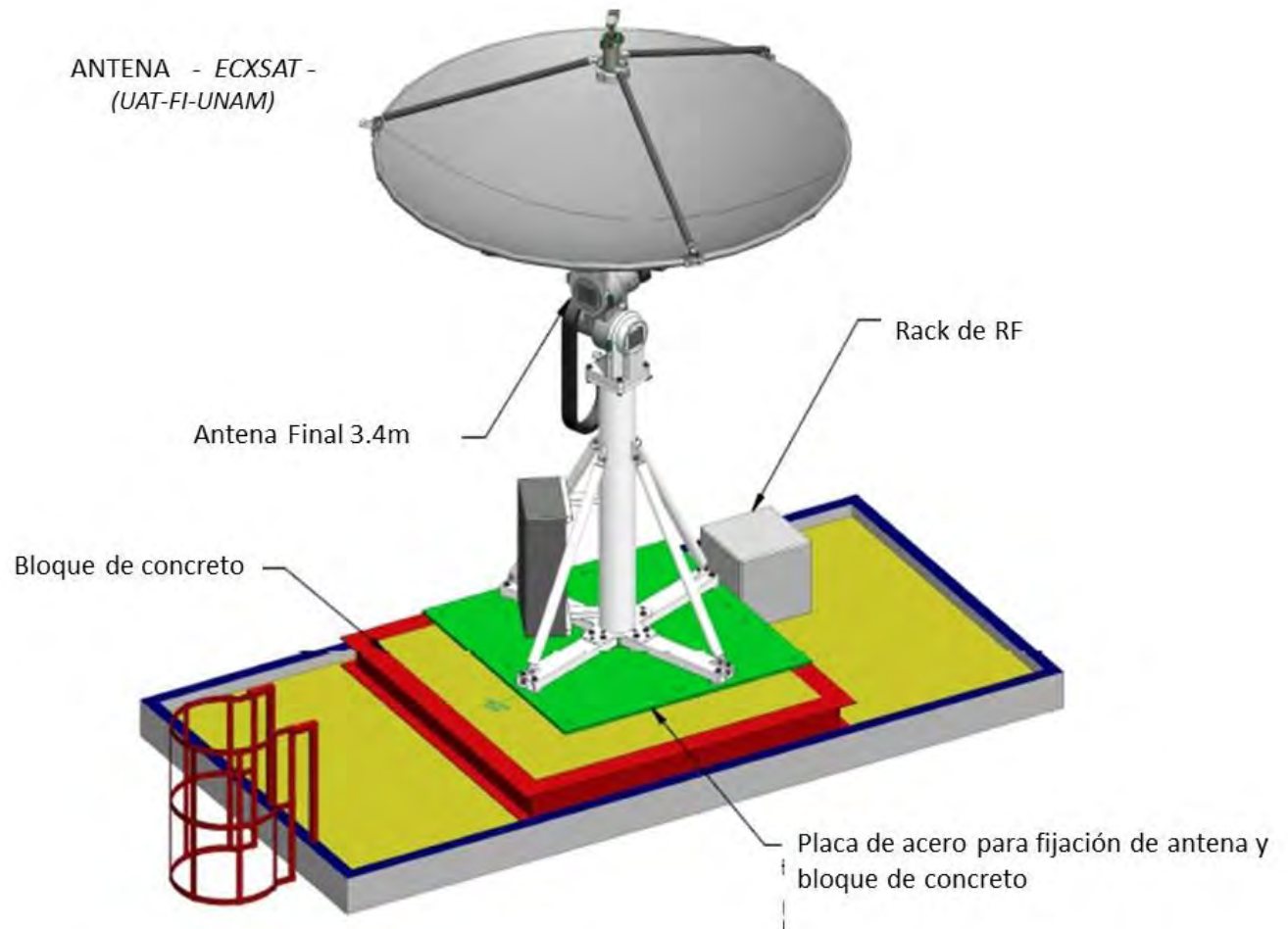


Figura 5.27 Diagrama de la antena instalada

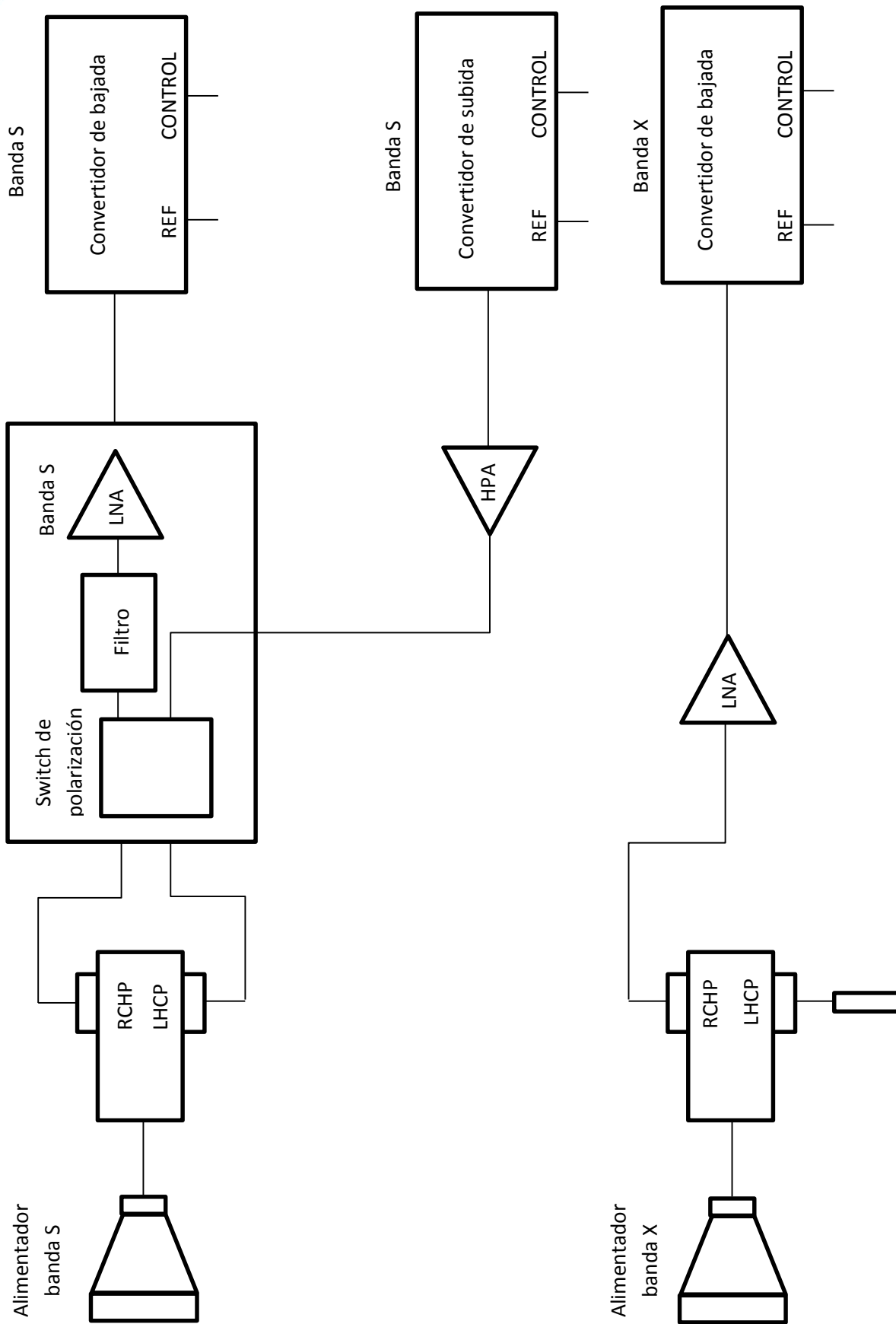


Figura 5.28 Estación Terrena instalada en el CAT Juriquilla UNAM



La Tabla 11 muestra los valores calculados para el enlace de subida en la banda S.

Tabla 11. Parámetros del enlace de subida en banda S

<b>BANDA S</b>	
<b>Enlace de subida (Uplink - Comando) f = 2030 MHz</b>	
<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
Amplificador de alta potencia (HPA)	30 W
Figura de ruido	7 dB
Pérdidas por apuntamiento	0.5 dB
Ganancia de la antena	34.58 dB
Pérdidas por espacio libre	169.07 dB
Atenuación por absorción atmosférica	0.37 dB
Atenuación por lluvia	0.066 dB
Ancho de banda (máximo)	6 MHz
Potencia de Ruido	-136.19 dB
Pérdidas en conectores y cable coaxial	3.61 dB



La Tabla 12 muestra los parámetros y una recopilación de los valores calculados para el enlace de bajada (telemetría)

Tabla 12. Parámetros del enlace de bajada en banda S

<b>BANDA S</b>	
<b>Enlace de bajada (Downlink - Telemetría) <math>f = 2200</math> MHz</b>	
<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
Pérdidas por apuntamiento	0.5 dB
Ganancia de la antena	35.28 dB
Pérdidas por espacio libre	169.77 dB
Atenuación por absorción atmosférica	0.37 dB
Atenuación por lluvia	0.01129 dB
Ancho de banda (máximo)	6 MHz
Potencia de Ruido	-142.36 dB
Pérdidas en conectores y cable coaxial	2.66 dB



La siguiente tabla muestra un resumen de los valores que se calcularon para saber los parámetros importantes para obtener la carga útil del satélite.

Tabla 13. Parámetros para el enlace de bajada en banda X

<b>BANDA X</b>	
<b>Enlace de bajada (Downlink - Payload) f = 8300 MHz</b>	
<b>Parámetro</b>	<b>Valor</b>
PIRE satélite (TERRA)	11.461 dB
Pérdidas por apuntamiento	0.5 dB
Ganancia de la antena	46.81 dB
Pérdidas por espacio libre	181.3 dB
Atenuación por absorción atmosférica	0.37 dB
Atenuación por lluvia	6.14 dB
Ancho de banda (máximo)	26 MHz
Potencia de Ruido	-136 dB
Pérdidas en conectores y cable coaxial	3.15 dB
Portadora	-137.78 dB



Como se había mencionado un parámetro fundamental es la relación portadora a ruido ( $C/N$ ), ésta es una medida de sensibilidad de nuestra estación terrena y nos ayudará a conocer el límite de la tasa de datos que se puede enviar o recibir. Este límite se conoce como el “Límite de Shannon” y se obtiene con la siguiente desigualdad:

$$R < B \log_2 \left( 1 + \frac{C}{N} \right) \quad ec (5.18)$$

donde:

R = tasa binaria [bits/s]

B = ancho de banda [Hz]

C/N = relación portadora a ruido [dB]

A continuación calcularemos la relación portadora a ruido para la banda “X” porque es donde se recibirá la carga útil. Como es necesario conocer el valor del PIRE del satélite y éste aun no lo conocemos, se tomara como referencia el PIRE y el ancho de banda de 26 MHz del satélite de percepción remota de la NASA llamado TERRA, debido a que estos satélites operan en las mismas bandas de frecuencias y se encuentran actualmente en operación.

La portadora es:

$$\frac{C}{N} = (PIRE_{sat})_{dB} + G_r - (L_{Totales})_{dB} - 10 \log T_{e.a} - 10 \log k - 10 \log B$$

$$\frac{C}{N} = 11.461 [dB] + 46.81 [dB] - 187.81 [dB] - 18.45 + 228.6 - 74$$

$$\frac{C}{N} = 6.611 [dB]$$



Entonces el límite de Shannon es:

$$R < B \log_2 \left( 1 + \frac{C}{N} \right)$$

$$R < 26 \times 10^6 \log_2 (1 + 6.61)$$

$$R < 76.12 \text{ Mbps}$$

Este valor, es la capacidad máxima que tiene nuestro enlace satelital, en base a este valor se escoge un tipo de modulación y BER (Bit Error Rate) para que sea el adecuado. Para ello, obtendremos la relación  $E_b/N_0$  (relación energía recibida por bit a densidad de ruido)

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{P_t G_t G_r}{L_{\text{Totales}} k T R} \quad \text{ec (5.19)}$$

donde:

$P_t$  = Potencia de transmisión del satélite

$G_t$  = Ganancia de la antena del satélite

$G_r$  = Ganancia de la antena de la estación terrena

$L_{\text{Totales}}$  = Pérdidas totales

$k$  = Constante de Boltzmann

$T$  = Temperatura de ruido

$R$  = Tasa de datos en bps

La tasa de transmisión que consideraremos será la del satélite TERRA, que tiene un valor de 13 Mbps

$$\frac{E_b}{N_0} = 11.461 \text{ dB} + 46.81 \text{ dB} - 187.81 \text{ dB} + 228.6 \text{ dB} - 18.45 \text{ dB} - 71.13 \text{ dB}$$

$$\frac{E_b}{N_0} = 9.48 \text{ dB}$$

Con la siguiente gráfica se puede apreciar el valor de la relación  $E_b/N_0$  y la relación con el BER.

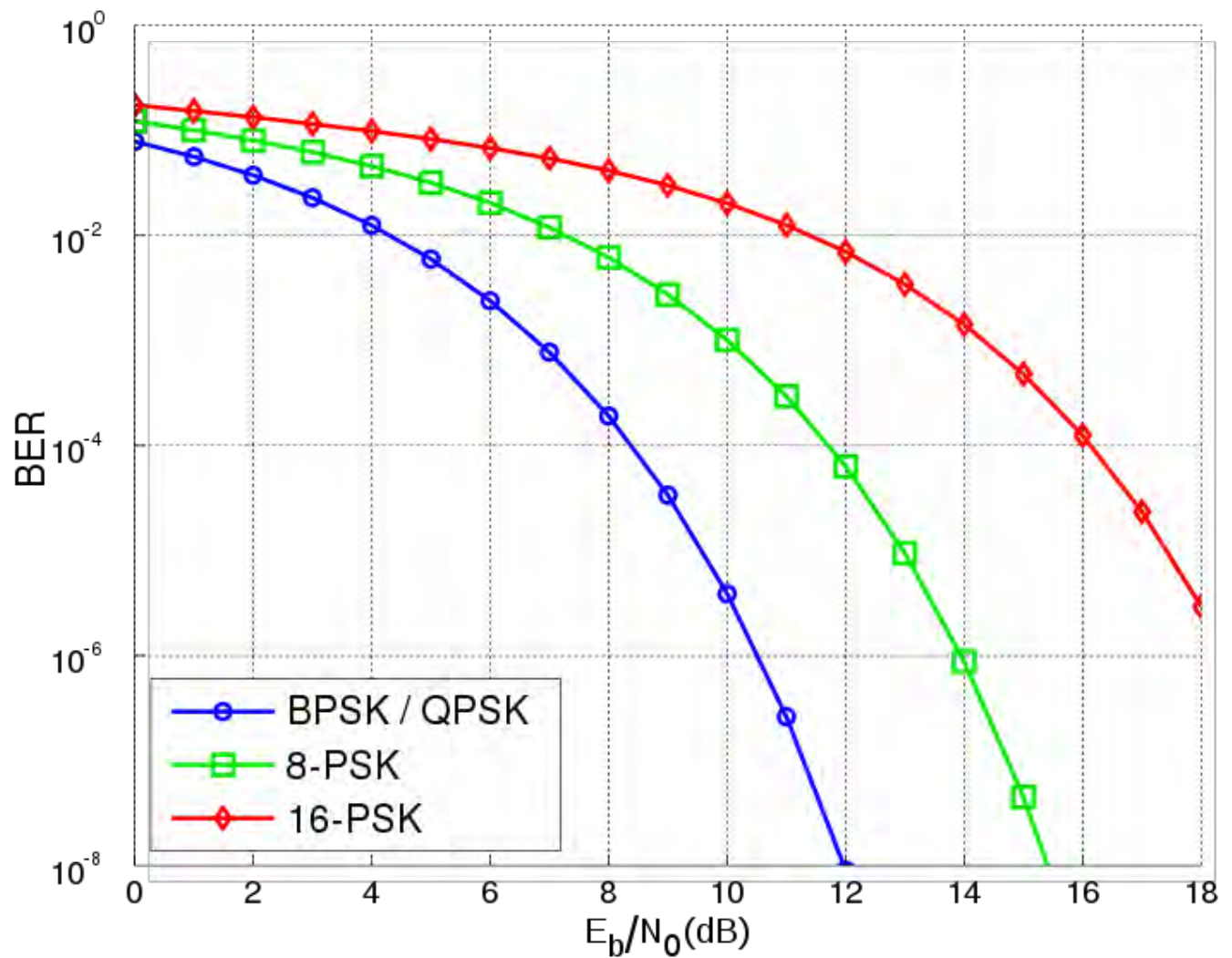


Figura 5.29 Gráfica BER vs  $E_b/N_0$





La Tabla 14 muestra el costo de algunos elementos que conforman nuestra estación terrena

Tabla 14. Cotización de la estación terrena

<b>Antena de 3.4 metros con pedestal X/Y, incluye los siguientes elementos:</b>	<b>Costo MXN</b>
<p>1) unidad de control de antena</p> <p>2) Plato parabólico de 3,4 metros</p> <p>3) Pedestal X / Y Tipo 2 (para 3,4 metros)</p> <p>5) El software que contiene toda la programación para monitorear y controlar al satélite de manera manual o automática.</p> <p>6) Gabinetes de instrumentación con aire acondicionado situados en la antena.</p> <p>7) Banda S con TX / RX seleccionable (incluye conmutador coaxial) LHC / RHC alimentador y un LNA, rango de frecuencia 2200-4) La computadora integrada con todos los sistemas de monitoreo y control</p> <p>2300MHz; Rango de frecuencia TX 2025-2120MHz.</p> <p>8) Alimentación de banda X (8000Mhz a 8400Mhz) (ganancia de 50-60 dB, LNA de 28 grados de ruido) LHC y polarización de RHC.</p> <p>9) Amplificador de alta potencia de 60 W.</p> <p>10) Servidor de Tiempo GPS y Referencia de 10 MHz</p> <p>11) Todos los cables del sistema relacionados.</p> <p>12) Plantilla de instalación que se utilizará en la plataforma de instalación para la alineación del perno.</p> <p>13) Dibujos y documentación relacionados, incluyendo planos y planos de financiación recomendados por la antena.</p> <p>14) Convertidores de subida y de bajada.</p>	<p>4.706.865</p>

## 5.4.2 Simulación con STK de los pases del satélite con la estación terrena

El software Systems Tool Kit (STK), es un software que permite a ingenieros y científicos realizar análisis de objetos en el espacio, en la tierra y en el aire, además nos proporciona la relación entre ellos. Entre las aplicaciones en las que puede ser utilizado este software están: misiones espaciales, defensa con misiles, misiones aéreas (por ejemplo drones), sistemas electrónicos y de comunicaciones.

La simulación que realizamos en el software STK nos permitió conocer los pases que tendría el satélite CONDOR con nuestra estación terrena en un día, para conocer el tiempo que tendremos para comunicarnos con el satélite y saber cuántas veces lo podremos ver en un día. Para hacer la simulación primero debemos definir los parámetros del satélite, ver Figura 5.30

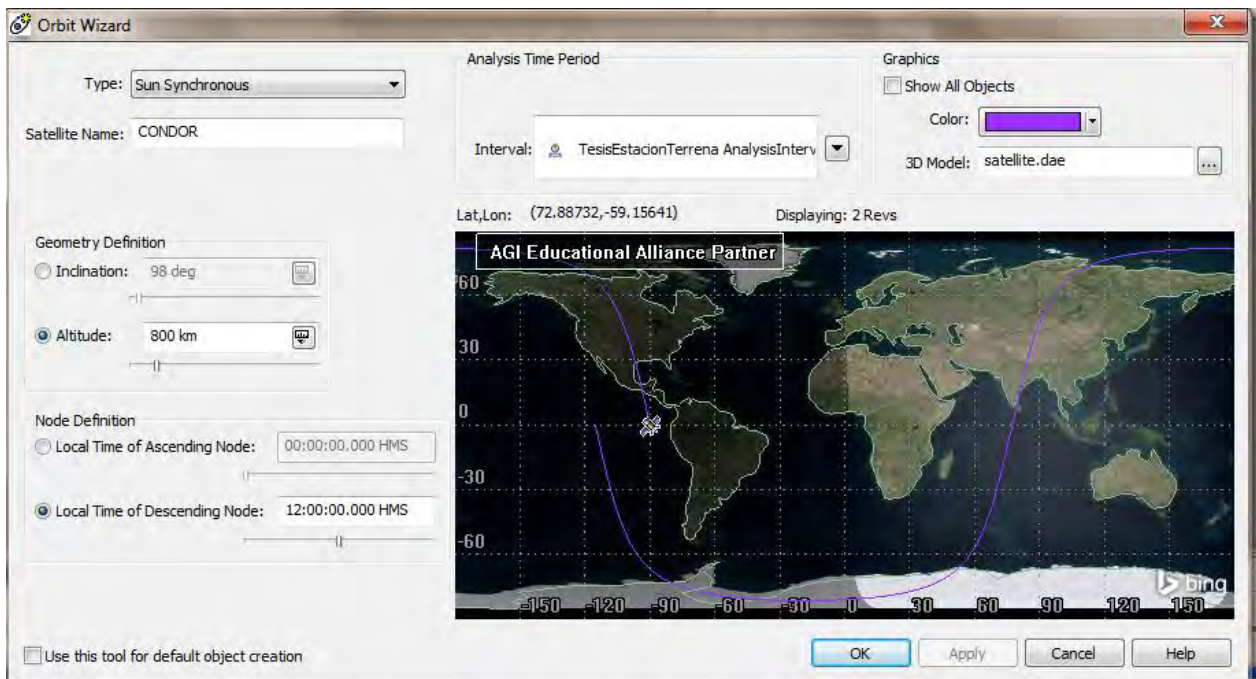


Figura 5.30 Parámetros del satélite CONDOR en el software STK

Una vez añadido el satélite, colocamos una instalación con las coordenadas de la UAT en donde colocaremos la antena que registrará los pases del satélite. Ver Figura 5.31.

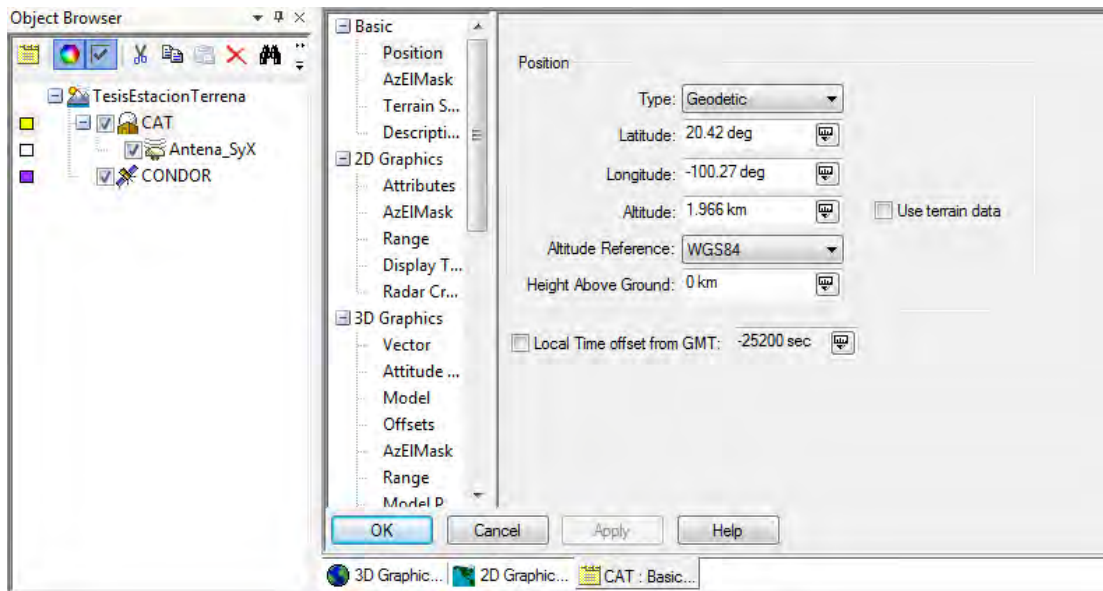


Figura 5.31 Coordenadas de la UAT en el software STK

Una vez definida la UAT, calculamos el número de pases en los cuales se conectará con nuestro satélite en un día, de esta manera obtendremos el tiempo de visibilidad que tendrá el satélite, ver Figuras 5.32, 5.33, 5.34.



Figura 5.32 Vista en 3D del seguimiento del satélite

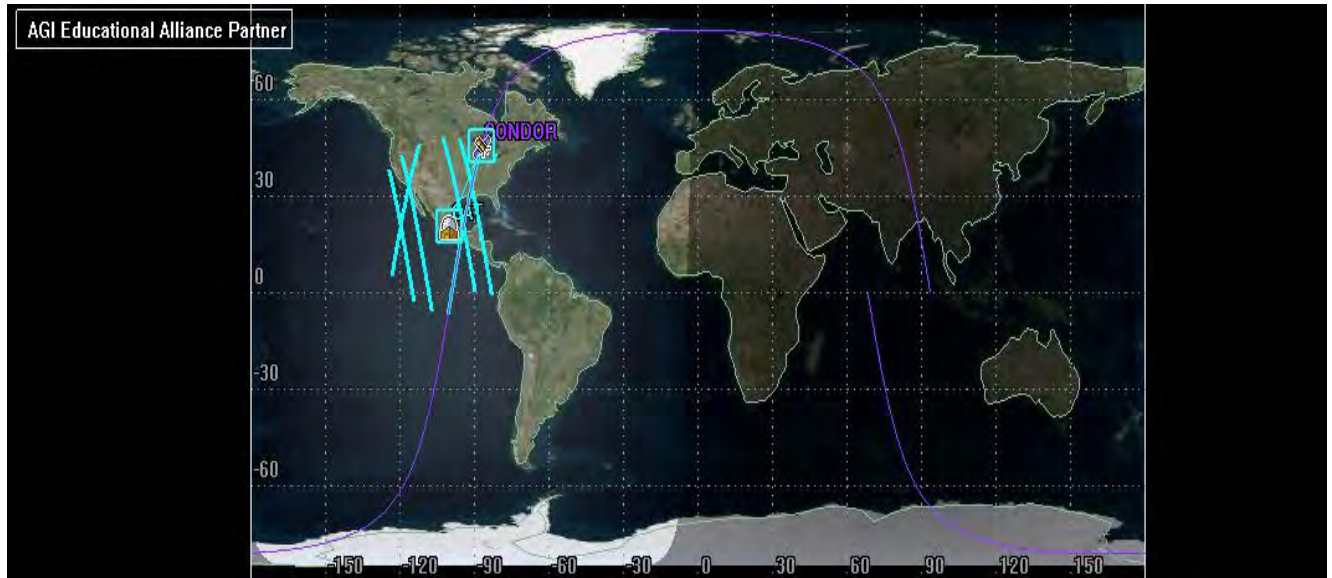


Figura 5.33 Vista en 2D de los pases del satélite CONDOR

AGI Educational Alliance Partner

Jump To: Top

Start: 23 Mar 2017 06:00:00.000 UTCG

Stop: 24 Mar 2017 18:00:00.000 UTCG

22 Mar 2017 17:24:40

AGI Educational Alliance Partner  
 Facility-CAT-To-Satellite-CONDOR: Access Summary Report

CAT-To-CONDOR

Access	Start Time (UTCG)	Stop Time (UTCG)	Duration (sec)
1	23 Mar 2017 06:00:00.000	23 Mar 2017 06:13:34.217	814.217
2	23 Mar 2017 07:40:08.082	23 Mar 2017 07:51:43.421	695.339
3	23 Mar 2017 18:24:28.186	23 Mar 2017 18:39:23.461	895.274
4	23 Mar 2017 20:05:22.094	23 Mar 2017 20:17:00.198	698.104
5	24 Mar 2017 05:33:32.519	24 Mar 2017 05:47:25.346	832.828
6	24 Mar 2017 07:13:10.283	24 Mar 2017 07:26:54.893	824.610
7	24 Mar 2017 17:59:07.078	24 Mar 2017 18:00:00.000	52.922

Figura 5.34 Número de pases del satélite con línea de vista a la estación terrena y el tiempo de visibilidad



Con la simulación realizada observamos que la estación terrena funciona adecuadamente y podremos rastrear satélites en orbitas bajas. Cuando el satélite CONDOR esté en órbita podremos obtener la telemetría, rastreo y comando de manera adecuada

## CONCLUSIONES

Con la conclusión del proyecto de estación terrena llevado a cabo en la UAT Juriquilla con perspectivas a la recepción de telemetría científica y envío de comandos a satélites en órbita LEO, permitió tener gran aprendizaje y beneficios para la UNAM y para México, entre ellos, tener la infraestructura mínima necesaria para poder transmitir y recibir datos de satélites en órbita baja y por consecuencia capacidad de realizar maniobras en órbita desde tierra lo que se traduce en soberanía e independencia tecnológica. Con la estación terrena implementada con apoyo de nuestra contraparte del proyecto aseguramos que se pueden recibir datos de satélites ya existentes que se encuentran en operación, tales como TERRA, AQUA, Jason 2, etc. Con esto, ayudamos a que desde México se comiencen a operar satélites de percepción remota, lo que se traduce para poder controlarlos desde Querétaro y recibir una tasa de información máxima de 76.12 Mbps.

Aún falta integrar más equipo para completar el cien por ciento de la operatividad de la estación, por ejemplo el modem satelital, se adquirirá con capacidad de soportar diversos métodos de modulación digital tales como: BPSK y QPSK con un BER aproximado de  $10^{-6}$ . Podremos tener hasta 7 pases por día, en los cuales se podrá comunicar la estación terrena con el satélite con duración aproximada de entre 5 y 12 min por cada pase.

En adición a lo anterior, el proyecto de estación terrena permitió dimensionar y trabajar con los elementos básicos que conforman una estación terrena satelital, también, ayudo a conocer el funcionamiento que tiene cada uno de estos dispositivos para la transmisión y recepción de información. Así mismo, este proyecto ayudará a los estudiantes de licenciatura y posgrado a poder realizar prácticas reales de enlaces satelitales y poder ejemplificarlos con satélites operativos en tiempo real y visualizar el movimiento que realiza la antena y el tiempo de visibilidad.

Este proyecto es de suma importancia debido a que la estación terrena mencionada viene a complementar la infraestructura satelital existente en nuestro país, por ejemplo, la estación ERIS que



se encuentra en Chetumal Quintana Roo del INEGI. Este hecho, convierte a la UAT en pionera en este tipo de proyectos de infraestructura satelital de alta especialización en el ámbito espacial.

La estación terrena podría funcionar como un respaldo de la estación ERIS en caso de falla con sus limitaciones respectivas. Aunque nuestra estación tiene ciertas limitaciones, es capaz de recibir imágenes de los mismos satélites para los cuales se instaló la estación terrena de Chetumal.

Una vez contando con la estación terrena se pueden seguir desarrollando más proyectos satelitales que requieran rastreo, telemetría y comando. Así, la UNAM cuenta con infraestructura para operar satélites pequeños y encaminarnos a una independencia tecnológica.

## **TRABAJO A FUTURO**

La estación terrena del campus Juriquilla de la UNAM para operar dentro de las bandas S y X, permitirá realizar colaboraciones con diferentes organismos para la recolección de información científica, por ejemplo, una de ellos pueden ser INEGI. Así mismo podríamos estrechar lazos de comunicaciones con la NASA, para conocer el estado general de sus satélites mientras tienen línea de vista con México.

También como trabajo futuro es trabajar con los satélites de investigación que actualmente desarrolla la Facultad de Ingeniería de la UNAM a través de la UAT tales como el microsatélite CONDOR, proyecto que se desarrolla en colaboración Internacional con Rusia y la Universidad Central de Taiwán.

Finalmente, algo muy importante es que con este proyecto se contribuye a la formación de especialistas mexicanos en el diseño, implementación y operación de estaciones terrenas para el rastreo, telemetría y comando de satélites científicos para México y en colaboración internacional.





## BIBLIOGRAFÍA

- [1] A. K. Maini and V. Agrawal, *Satellite Technology. Principles and Applications*, 3rd ed. Chichester: John Wiley & Sons, 2014.
- [2] C. Duarte, “Sistemas de telemetría, rastreo y control de naves espaciales,” *Hacia el Espacio.*, no. 33, 2015.
- [3] B. R. Elbert, *The Satellite Communication Ground Segment and Earth Station Handbook*. London: Artech House.
- [4] G. D. Gordon and W. L. Morgan, *Principles of Communications Satellites*, 1st ed. New York: John Wiley & Sons, 1993.
- [5] L. E. Frenzel, *Sistemas Electrónicos de Comunicaciones*, 1ª. ed. México: Alfaomega, 2003.
- [6] R. Neri-Vela and S. Landeros-Ayala, *Comunicaciones por satélite*, 1a ed. Xalapa: Universidad Veracruzana, 2015.
- [7] C. Duarte, “Órbitas satelitales, hay mucho de donde escoger,” *Hacia el Espacio.*, no. 24, 2015.
- [8] G. Maral and M. Bousquet, *Satellite Communications Systems*, 4th ed. John Wiley & Sons, 2002.
- [9] J. Liu, *Spacecraft TT&C and Information. Transmission Theory and Technologies*. Springer.
- [10] M. Calvo, *Subsistema de TT&C*. 2008.
- [11] C. Duarte, “Selección de órbitas satelitales para observación de la tierra,” *Hacia el Espacio.*, no. 31, 2015.
- [12] J. A. Cabrera, “Órbitas satelitales,” *Hacia el Espacio.*, no. 14, 2014.
- [13] R. M. Rodríguez-Osorio, “Constelaciones de satélites,” pp. 1–32, 2009.
- [14] S. Cakaj and W. Keim, “Communications Duration With Low Earth Orbiting Satellites,” pp. 85–88.
- [15] I. Ali, N. Al-dhahir, and J. E. Hershey, “Doppler Characterization for LEO Satellites,” vol. 46, no. 3, pp. 309–313, 1998.



- [16] D. Roddy, *Satellite Communications*, 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 2001.
- [17] J. J. Sellers, *Understanding Space. An Introduction to Astronautics*, 2nd ed. McGraw-Hill, 2004.
- [18] T. Pratt and C. W. Bostian, *Satellite Communications*, 1st ed. New York: John Wiley & Sons, 1986.
- [19] S. Cakaj, B. Kamo, A. Lala, and A. Rakipi, "The Coverage Analysis for Low Earth Orbiting Satellites at Low Elevation," vol. 5, no. 6, pp. 6–10, 2014.
- [20] C. Duarte, "Frecuencias de comunicación satelital," *Hacia el Espacio.*, no. 19, 2014.
- [21] M. Vergara and N. Morales, "Antenas, Polarización y Diagramas de Radiación," pp. 1–25.
- [22] B. R. Elbert, *Introduction to Satellite Communication*, 3rd ed. Artech House, 2008.
- [23] C. Rosado, *Comunicación por satélite*. AHCJET, 2000.
- [24] F. Solórzano Palomares, *Panorama Actual de la Tecnología Satelital y las Redes de Microondas. Un Enfoque básico*, 1ª. ed. México: Facultad de Ingeniería, UNAM, 2008.
- [25] UIT-R, "Recomendación UIT-R PN.837-1," pp. 1–4, 1994.
- [26] L. A. De Radiocomunicaciones, "RECOMENDACIÓN UIT-R P.838-3 Modelo de la atenuación específica debida a la lluvia para los métodos de predicción," pp. 1–8, 2005.
- [27] R. Frecuencia, "Antenas y Líneas de Transmisión," pp. 87–130, 2010.
- [28] C. Hernández, O. F. Corredor C., and L. F. Pedraza, "Metodología para el diseño de enlaces satelitales," pp. 102–117, 2010.
- [29] S. Dey, "An Approach to calculate the Performance and Link Budget of LEO Satellite (Iridium) For Communication Operated at frequency Range (1650-1550) MHz Snehasis Dey," *Int. J. latest Trends Eng. Technol.*, vol. 4, no. 4, pp. 96–103, 2014.
- [30] S. E. O. Resources, "Terra Mission," 2017. [Online]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/terra#ground>.





[Accessed: 02-Feb-2017].

- [31] Sharing Earth Observation Resources, “Landsat-7,” 2017. [Online]. Available: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/l/landsat-7>. [Accessed: 02-Feb-2017].