

56
Lej



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

**FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN**

**“SATELITES DE COMUNICACIONES.
SERVICIO MOVIL”**

T E S I S
QUE PARA OBTENER EL TITULO DE:
INGENIERO MECANICO ELECTRICISTA
P R E S E N T A N :
FABIAN ORDUÑA JARAMILLO
MIGUEL ANGEL VAZQUEZ BOBADILLA

ASESOR: ING. J. JUAN CONTRERAS ESPINOSA.
COASESOR: ING. JUAN GONZALEZ VEGA.

CUAUTITLAN IZCALLI, EDO. DE MEX.

1999

TRABAJO
FALLA DE ORIGEN

2700-19



Universidad Nacional
Autónoma de México



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.

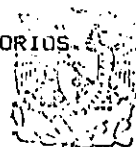


FACULTAD NACIONAL
DE ESTUDIOS SUPERIORES
DE LA UNIÓN

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR

DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES M. A. M.
FACULTAD DE ESTUDIOS
SUPERIORES CUAUTITLAN

ASUNTO: VOTOS APROBATORIOS



DEPARTAMENTO DE
EXAMENES PROFESIONALES

DR. JAIME KELLER TORRES
DIRECTOR DE LA FES-CUAUTITLAN
P R E S E N T E .

ATIN: Ing. Raimel Rodríguez Ceballos
Jefe del Departamento de Exámenes
Profesionales de la F.E.S. - C.

Con base en el art. 28 del Reglamento General de Exámenes, nos permitimos comunicar a usted que revisamos la TESIS:

"Satélites de Comunicaciones. Servicio Móvil"

que presenta el pasante: Orduña Jaramillo Fabián
con número de cuenta: 8839463-5 para obtener el TITULO de:
Ingeniero Mecánico Electricista

Considerando que dicha tesis reúne los requisitos necesarios para ser discutida en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VOTO APROBATORIO.

A T E N T A M E N T E .

"POR MI RAZA HABLARA EL ESPIRITU"
Cuautitlan Izcalli, Edo. de Méx., a 01 de diciembre de 199 7

PRESIDENTE	<u>Ing. J. Juan Contreras Espinosa</u>		<u>4/8/97</u>
VOCAL	<u>Ing. José Luis Buenrestro Rodríguez</u>		<u>1/10/97</u>
SECRETARIO	<u>Ing. Antonio Trejo Lugo</u>		<u>4/8/97</u>
PRIMER SUPLENTE	<u>Ing. Ramón Osorio Galicia</u>		<u>1/10/97</u>
SEGUNDO SUPLENTE	<u>Ing. Juan González Vega</u>		<u>4/8/97</u>



ESTADOS UNIDOS MEXICANOS
SECRETARÍA DE EDUCACIÓN PÚBLICA

FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN
UNIDAD DE LA ADMINISTRACION ESCOLAR

DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES N. A. M.
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES CUAUTITLAN

ASUNTO: VOTOS APROBATORIOS



DEPARTAMENTO DE EXAMENES PROFESIONALES

DR. JAIME KELLER TORRES
DIRECTOR DE LA FES-CUAUTITLAN
P R E S E N T E .

AT'N: Ing. Rafael Rodríguez Ceballos
Jefe de: Departamento de Exámenes Profesionales de la F.E.S. - C.

Con base en el art. 28 del Reglamento General de Exámenes, nos permitimos comunicar a usted que revisamos la TESIS:

" Satélites de Comunicaciones. Servicio Móvil "

que presenta el pasante: Vázquez Hobadilla Miguel Angel
con número de cuenta: 8730091-2 para obtener el TITULO de:
Ingeniero Mecánico Electricista

Considerando que dicha tesis reuna los requisitos necesarios para ser discutida en el EXAMEN PROFESIONAL correspondiente, otorgamos nuestro VOTO APROBATORIO.

A T E N T A M E N T E .

"POR MI FAZA HABLARA EL ESPIRITU"

Cuautitlan Izcalli, Edo. de Mex., a 21 de noviembre de 199 7

PRESIDENTE Ing. Juan Contreras Espinosa

VOCAL Ing. José Luis Buenrostro Rodríguez

SECRETARIO Ing. Antonio Trejo Lugo

PRIMER SUPLENTE Ing. Ramón Osorio Galicia

SEGUNDO SUPLENTE Ing. Juan González Vega

[Firma] 21/xi/97
[Firma] 21/xi/97
[Firma] 21/xi/97
[Firma] 21/xi/97
[Firma] 21/xi/97

A la Universidad Nacional Autónoma de México, que es nuestra Alma Mater, porque ella nos dio la oportunidad de realizar nuestro sueño de ser útiles a la sociedad.

A la Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán y a todos los profesores, que con sus conocimientos transmitidos hicieron posible la culminación de ésta etapa.

Al Ing. José Juan Contreras Espinosa, por su tiempo, dedicación y apoyo para lograr terminar ésta tesis profesional, una de nuestras metas más importantes.

Al Ing. Juan González Vega, por haber participado en la asesoría de ésta tesis profesional.

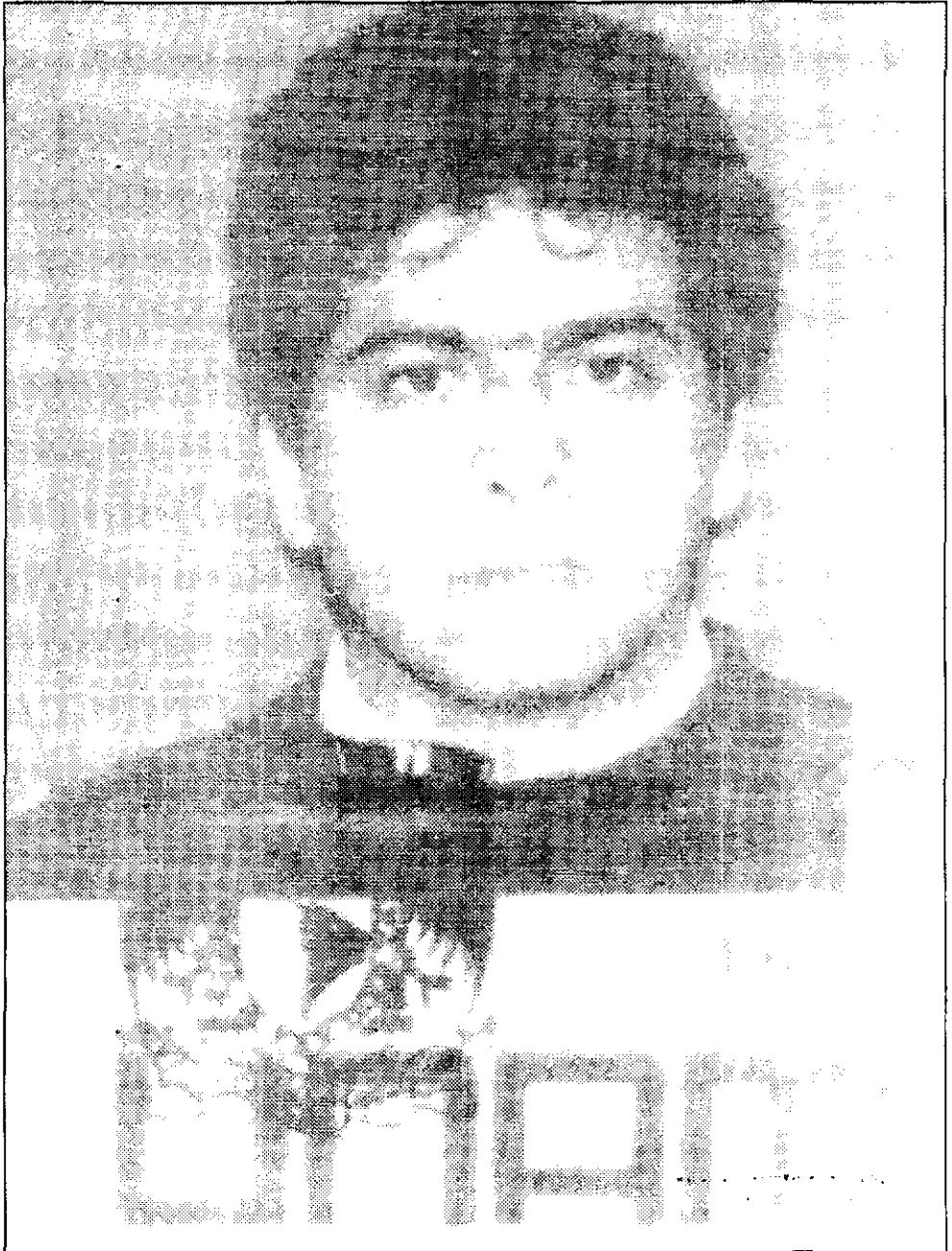
Al Ing. José Ricardo Patiño Arias, por su tiempo, consejos, dedicación y apoyo para poder lograr el desarrollo y culminación de ésta tesis profesional.

Al Ing. José L. Hernández, por su tiempo y apoyo brindado para poder culminar esta tésis.

A TODOS ELLOS, GRACIAS.

FABIAN.

MIGUEL ANGEL.



FABIAN ORDUÑA JARAMILLO.

A DIOS.

Porque El es mi fuerza y mi fé, mi camino y mi esperanza.

A MIS PADRES.

SOFIA y ANGEL, por haberme dado la vida, porque siempre están a mi lado y gracias a su confianza, apoyo físico y moral, he logrado culminar una de las metas más anheladas en mi vida ya que sin su ayuda nunca hubiera sido posible ser quien ahora soy.

MAMA, quiero decirte que para mi eres un modelo de entrega y dedicación y que por tí logré conocer y creer en DIOS. Nunca en la vida, olvidaré todos los sacrificios que tuviste que entregar para hacer de mi un verdadero hombre.

PAPA, quiero decirte que te admiro y te agradezco de todo lo que en la vida me enseñas, gracias a tus consejos he entendido muchas cosas de la vida; gracias porque con tu ejemplo de rectitud, puedes ver en mí al mejor de todos tus discípulos.

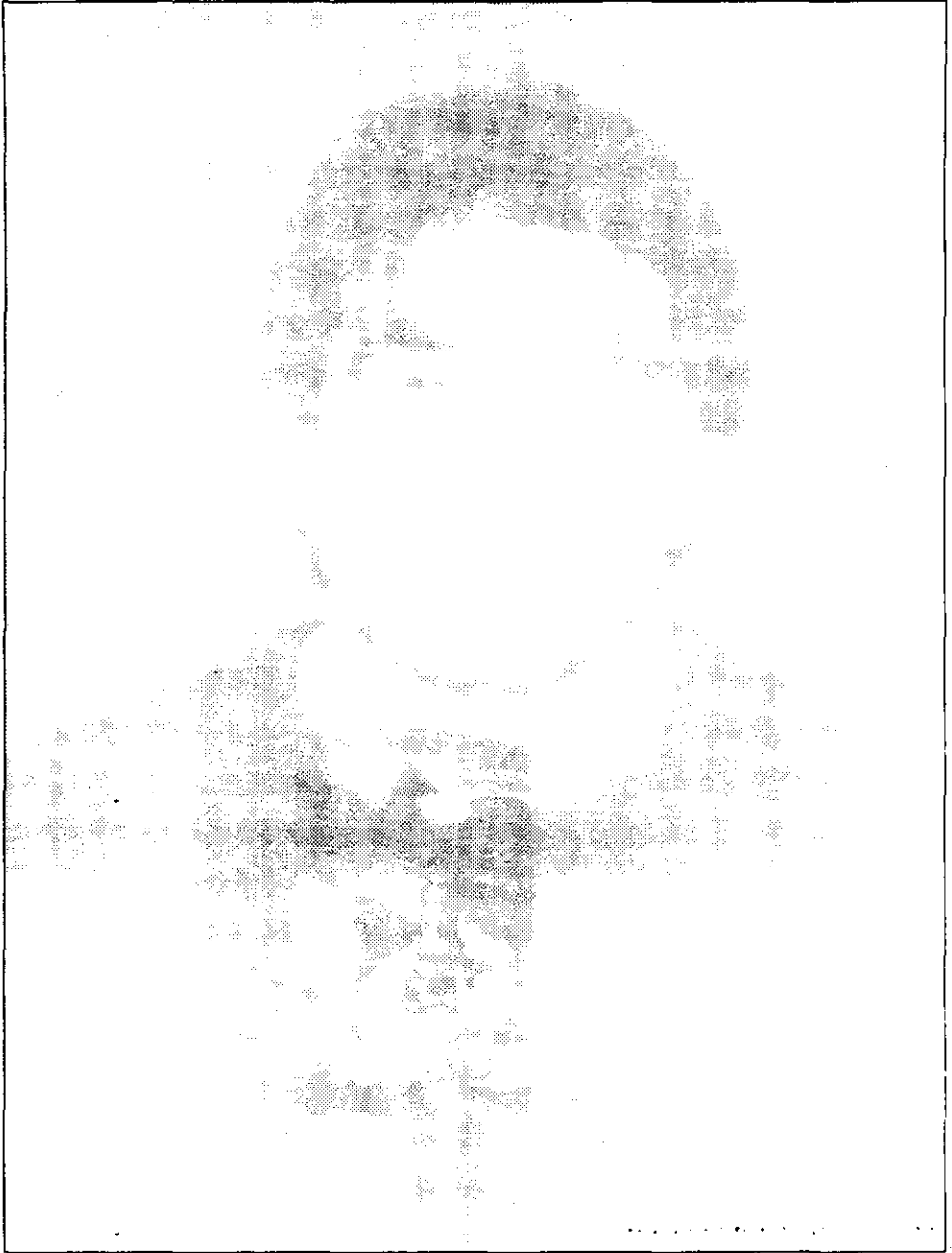
A MIS HERMANOS.

GELIS, EDUARDO, CECILIA, MONICA y ADAN, porque cuando los necesito siempre recibo sus consejos, apoyo y comprensión, y porque siempre han estado conmigo en los momentos más difíciles de mi vida.

A MI ESPOSA.

JUANA CECILIA FERREIRA ASCENCIO, por sus consejos, ayuda y comprensión, por todo su amor incondicional y su entrega total; es ahora cuando puedo entregarle la culminación de uno de mis más grandes sueños; y a nuestro hijo Fabián, porque él es y será el motivo de nuestra superación.

FABIAN.



MIGUEL ANGEL VAZQUEZ BOBADILLA.

En primer lugar doy gracias a Dios por todo lo que me ha brindado hasta el momento, y por poner gente muy valiosa en mi camino; además de la excelente familia que tengo.

A mis padres JORGE y LOURDES, no sólo por haberme dado el ser, sino por todo su apoyo incondicional ya que siempre confiaron en mí y ahora pueden ver que sus sacrificios no fueron en vano.

A mi tía CARMEN y a mis hermanos LOURDES, NORMA, GENOVEVA, ERNESTO, YOLANDA, VICTOR y SALVADOR, porque siempre creyeron en mí y me apoyaron de manera directa e indirecta para poder alcanzar ésta meta.

MIGUEL ANGEL.



UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA DE MEXICO.
FACULTAD DE ESTUDIOS SUPERIORES
CUAUTITLAN.



**SATELITES DE COMUNICACIONES.
"SERVICIO MOVIL".**

Contenido.

Pag.

INTRODUCCION.....	vii
I. HISTORIA DE LOS SATELITES.....	1
II. ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO DE UN SATELITE.....	9
II.1 Tipos de satélites.....	10
II.2 Subsistemas componentes de un satélite.....	13
II.2.1 Subsistema de antenas.....	14
II.2.2 Subsistema de comunicaciones.....	16
II.2.2.1 Conceptos generales.....	16
II.2.2.2 Acceso múltiple por división de frecuencia.....	22
II.2.2.3 Acceso múltiple por división de tiempo.....	29
II.2.2.4 Acceso múltiple por diferenciación de código.....	30
II.2.3 Subsistema de energía eléctrica.....	31
II.2.4 Subsistema de control térmico.....	35
II.2.5 Subsistema de posición y orientación.....	37
II.2.6 Subsistema de propulsión.....	42
II.2.7 Subsistema de rastreo, telemetría y comando.....	45
II.2.8 Subsistema estructural.....	47

III.	LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO DEL SATELITE Y SU MEDIO AMBIENTE EN EL ESPACIO.....	49
III.1	Generalidades.....	50
III.2	Colocación del satélite en órbita geostacionaria.....	54
III.2.1	Inyección directa en órbita estacionaria.....	54
III.2.2	Inyección inicial en órbita elíptica.....	55
III.2.3	Inyección Inicial en órbita circular baja.....	56
III.3	Tipos de lanzadores.....	57
III.4	China.....	58
III.5	Europa (Ariane).....	59
III.5.1	Ariane 4.....	60
III.5.2	Ariane 5.....	62
III.6	Estados Unidos.....	63
III.6.1	Delta.....	65
III.6.2	Atlas \ Centauro.....	66
III.6.3	Titán.....	67
III.7	Transbordadores espaciales.....	70
III.8	Unión Soviética.....	72
III.8.1	Serie A.....	73
III.8.2	Serie C.....	73
III.8.3	Serie D.....	73

III.9	Rescate de satélites.....	74
III.10	Costos de instalación en órbita.....	76
III.11	Medio ambiente del satélite.....	76
III.11.1	Fuerzas perturbadoras.....	78
III.11.2	Temperatura del satélite.....	82
III.11.3	Otros factores de perturbación.....	85
IV.	ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO DE UNA ESTACION TERRENA.....	87
IV.1	Introducción.....	88
IV.2	La antena.....	89
IV.2.1	Configuraciones geométricas y su funcionamiento.....	89
IV.2.2	Orientación en elevación y azimut.....	99
IV.2.3	Tipos de montaje.....	101
IV.3	Rastreo del satélite.....	105
IV.4	El transmisor.....	110
IV.5	El receptor.....	115
IV.5.1	Generalidades.....	115
IV.5.2	El amplificador de bajo ruido.....	116
IV.5.3	Conversión de frecuencia, demodulación y calidad de recepción.....	117
IV.6	Alimentación de energía.....	120

CONTENIDO.

V.	SERVICIO MOVIL.....	121
V.1	Introducción.....	122
V.2	Antecedentes.....	123
V.3	Servicios marítimos.....	128
V.3.1	Norma a de INMARSAT.....	128
V.3.2	Norma c de INMARSAT.....	130
V.3.3	Características del sistema.....	134
V.3.4	Canales norma C.....	135
V.4	Servicio de llamada de grupo ampliada (EGC)...	139
V.5	Sistemas aeronáuticos.....	140
V.6	Sistema AVSAT.....	143
V.7	Servicios terrestres.....	150
V.8	Sistema de Posicionamiento Global (GPS).....	154
V.8.1	Introducción.....	154
V.8.2	Descripción del sistema.....	156
V.8.3	Funcionamiento.....	156
V.8.4	Uso en aeronavegación.....	161
V.8.5	Uso en cartografía.....	165
V.8.5.1	Sistema espacial.....	166
V.8.5.2	Segmento de control.....	166
V.8.5.3	Segmento del usuario.....	167
V.8.5.4	Técnica de medición.....	168
V.8.5.5	Métodos de levantamiento.....	169
V.8.5.5.1	Método estático.....	169
V.8.5.5.2	Método cinemático.....	170
V.8.5.5.3	Método pseudoestático.....	171

V.8.5.6	Recolección de datos en campo.....	172
V.8.5.7	Resultados de levantamientos.....	172
V.8.5.8	Después del levantamiento.....	174
V.8.6	Uso en sistema "AVL".....	175
V.9	INTELSAT.....	178
V.9.1	Qué es INTELSAT.....	178
V.9.2	Quién creo INTELSAT y por qué.....	178
V.9.3	Qué hace INTELSAT.....	179
V.9.4	Satélites con que cuenta INTELSAT.....	179
V.9.5	Cómo trabaja INTELSAT.....	180
V.9.6	Quién puede utilizar el sistema INTELSAT.....	180
V.9.7	Qué volumen de negocio tiene INTELSAT....	181
V.9.8	Algunas realizaciones notables de INTELSAT.....	182
V.9.9	Países miembros de INTELSAT.....	184
V.9.10	Sistema global de INTELSAT.....	185
V.9.11	La distribución de los satélites en las cuatro regiones.....	186
V.9.11.1	Región del Océano Atlántico.....	186
V.9.11.2	Región del Océano Indico.....	186
V.9.11.3	Región del Pacífico de Asia.....	187
V.9.11.4	Región del Océano Pacífico.....	187
V.9.12	Próximos lanzamientos.....	187
CONCLUSIONES.....		189
BIBLIOGRAFIA.....		193

INTRODUCCION.

INTRODUCCION.

Desde hace tiempo, sabemos que para el hombre, el servicio que prestan los satélites artificiales es de mucha importancia, ya que permiten una comunicación constante de cualquier región de la tierra.

También se sabe, que las fibras ópticas presentan ahora un reto a los satélites en lo que concierne al desarrollo de los mismos, pero, en lugar de llevar a una desaparición de las telecomunicaciones por satélite, han permitido el desarrollo de mercados nuevos para los cuales los satélites son la mejor opción.

Los cambios principales han ocurrido en una introducción de antenas más pequeñas para servicios nuevos como la recepción directa de televisión, de sistemas de negocios con aperturas muy pequeñas y de terminales móviles para comunicaciones marítimas, aeronáuticas y también terrestres.

Uno de los resultados más fascinantes y notables a partir de los programas espaciales es la tecnología de los satélites artificiales.

La llegada de estos aparatos electrónicos complejos ha modificado visiblemente la forma de vida de la mayor parte de la población del mundo, y quizá de toda ella aunque sea de forma indirecta.

Gracias a ellos conocemos con más precisión los recursos naturales de la Tierra y los fenómenos meteorológicos, las distancias entre las ciudades y los países se han acortado y ahora pueden intercambiar todo tipo de información casi instantáneamente, y más allá de las capas atmosféricas podemos observar y comprender mejor el universo.

En general, todos los satélites artificiales funcionan bajo el mismo principio y constan de varias partes comunes, independientemente de su objetivo en órbita alrededor de la Tierra.

Es obvio que sí existen diferencias entre ellos, pero de cualquier forma todos necesitan, por ejemplo, una buena cantidad de celdas solares para alimentarse de energía, antenas para transmitir su información a ciertos puntos del planeta y también para poder recibir instrucciones o cualquier otro tipo de señales desde ellos, así como medios de propulsión para corregir su órbita, posición u orientación con respecto a la Tierra.

Los satélites integran una gran familia, y parte de ella constituyen los que están abocados específicamente al servicio de comunicaciones; dentro de estos últimos, existen algunas variantes, pero los **geoestacionarios** son los más importantes y los que más se utilizan en la actualidad. Con ellos es ahora posible comunicar lugares muy alejados o que previamente eran inaccesibles, y la cantidad y la variedad de la información que transmiten y reciben es sorprendente.

El objetivo de esta tesis es dar a conocer a la comunidad estudiantil de la Facultad de Estudios Superiores Cuautitlán, una visión general de las técnicas que se emplean para colocar a los satélites geoestacionarios de comunicaciones en órbita, cómo es el medio ambiente del espacio en que éstos trabajan, qué influencia tiene ese medio en su diseño, cómo están estructurados, qué función tiene cada una de sus partes, y qué equipos terrestres se necesitan para comunicarse con ellos y aprovecharlos; de igual manera, dar a conocer "el servicio móvil" que prestan dichos satélites.

CAPITULO I.
HISTORIA DE LOS SATELITES.

Se da el nombre de satélite artificial a una luna construida por el hombre que dé vueltas alrededor de nuestro planeta a unos centenares de kilómetros de altura.

El principio en que se basa la construcción de un satélite artificial es el siguiente: Un cuerpo colocado a una cierta distancia de la Tierra, con una velocidad orbital tal, que la fuerza centrífuga del cuerpo anule la fuerza de gravedad, seguirá girando según ésta órbita, sin gasto posterior de energía, siempre que no haya ninguna fuerza de rozamiento; por tanto, el satélite artificial de ser posible debería estar situado más allá de la atmósfera.

Para colocarlo en su órbita hay que darle unos empujes: el primero para situarlo a la altura conveniente y el segundo para comunicarle la velocidad orbital precisa.

No es conveniente que el satélite artificial esté situado muy cerca de la Tierra, ya que, a menor distancia, mayor velocidad de rotación.

La construcción de un satélite artificial, desde el punto de vista militar, ya había interesado a los técnicos alemanes del III Reich, hablándose con fantasía, de grandes espejos parabólicos para incendiar bases enemigas y de extraordinarias plataformas de lanzamiento de cohetes portadores de enormes cargas explosivas, que llegarían fácilmente a cualquier punto de nuestro planeta. En 1948, el entonces Secretario de Defensa de los Estados Unidos, James V. Forrest, anunció que se hallaba en estudio un programa para la construcción de un satélite artificial terrestre. A partir de 1950, la Nueva Federación Astronáutica Internacional agrupaba cada año a los especialistas en cohetes y en navegación interplanetaria.

El Dr. Singer, profesor de la Universidad de Maryland, el 4 de mayo de 1954, dio detalles de su proyecto Ratón (este proyecto fue la base para la realización del proyecto Vanguard).

El profesor Singer pensaba lanzar el satélite a 320 Km de altura sobre una órbita circular que pasara por ambos polos. Y llegó a la conclusión de que era necesario tener un cohete de lanzamiento de tres etapas.

En junio de 1954, una reunión privada de especialistas tomaba diversos contactos y en particular intentaba uniformar los puntos de vista de la marina norteamericana con los del ejército. Se llegó a un acuerdo que conducía a un programa oficioso, llamado Proyecto Orbitario, según el cual la marina se hacía cargo de la construcción de un satélite de 2 a 3 Kg de peso y de su observación, mientras que el ejército se ocupaba del cohete y del lanzamiento.

Estando ya todo listo para pasar a la fase de realización, el proyecto fue postergado en julio de 1955 por el anuncio oficial de un nuevo proyecto.

El 29 de julio de 1955, la Casa Blanca dio en una conferencia de prensa algunos detalles prematuros de un proyecto exclusivamente científico, contribución de los Estados Unidos a los trabajos del Año Geofísico Internacional, que debía realizar sus investigaciones desde junio de 1957 hasta diciembre de 1958. El proyecto Vanguard, que nacía entonces, tenía a su cargo los trabajos de lanzamiento de un satélite de observación científica, repleto de aparatos de medición. Los elementos del proyecto Orbiter, los estudios del Mouse y otras contribuciones importantes anteriores se hallaban reunidos y fundidos en un generoso proyecto que bien merecía el nombre de Vanguardia.

Al día siguiente del anuncio Vanguard norteamericano, en agosto de 1955, durante el Congreso Astronáutico que se realizaba en Copenhage, el profesor ruso Sedov declaró que la Unión Soviética también estudiaba la posibilidad de lanzamientos orbitales. Al año siguiente, en septiembre de 1956, en Roma corrió el rumor de que los rusos habían ya logrado realizar al menos un lanzamiento de satélite. El 28 de agosto de 1957, la Unión Soviética anunciaba oficialmente que poseía el cohete intercontinental.

El 4 de octubre de 1957, fue lanzado el Sputnik I, el primer satélite artificial. El satélite pesaba 84 Kg, siendo su velocidad de 29,000 Km/hr (muy cercana a la velocidad de liberación), por lo que daba vueltas alrededor de la tierra en 96 minutos 4 segundos.

Iba equipado con dos transmisores de 1 Watt con cuatro antenas retráctiles, dos de 2.224 y dos de 2.9 metros, emitiendo a una frecuencia de 20 y 40 MHz, el célebre biip-biip que fue captado por primera vez en Barcelona y grabado magnetofónicamente en la A.A. Aster por el presidente de la Comisión Electrónica, Don Francisco Almor, y varias copias fueron depositadas en la Federación Internacional de Astronáutica.

La Unión Soviética no siguió lo establecido en la Reunión del Comité de Cohetes y Satélites del A.G.I. (Asociación Geofísica Internacional), ya que la órbita estipulada debía estar comprendida en la franja $\pm 33^\circ$, con lo que se lograba que pasara por encima del mayor número de sitios habitados, ya que el Sputnik I tenía una órbita inclinada de 64.3° respecto al ecuador. Mucho se exageró al enumerar los datos que el satélite emitía, cuando en realidad, su tarea estaba limitada a enviar informes sobre la presión y temperatura, a fin de poder despejar una interrogante que ha venido preocupando desde hace muchos años a los científicos: Qué temperatura tiene un cuerpo fuera de la atmósfera?

El Sputnik I cayó a la Tierra el 4 de enero de 1958, después de dar aproximadamente 1400 vueltas. Había recorrido en el espacio vacío más de 70 millones de kilómetros, o sea, la distancia que separa la Tierra de Marte.

El Sputnik II ha sido el más espectacular de entre todos los satélites artificiales lanzados, debido a que estaba tripulado por la célebre perrita Laika de la que se sabía que iba a una muerte segura, pues no era posible recuperarla. En el interior de su cabina, mientras daba continuamente vueltas alrededor de la Tierra, la famosa perrita iba consumiendo automáticamente sus dosificadas raciones de comida, la última de la cual contenía un veneno que puso fin a su vida. En Moscú se le ha levantado un monumento, y se ha puesto el nombre de Sputnik a un barrio.

El Sputnik II fue lanzado el 3 de noviembre de 1957 a una hora no anunciada.

Lo que sacudió enormemente a la opinión fue, ante todo, la masa de 508 Kg y especialmente la presencia de una perra como pasajera.

Según fuentes autorizadas, mandó informaciones sobre rayos cósmicos, rayos X y ultravioletas, actividad solar, temperatura y datos de impactos de meteoritos. Su distancia a la Tierra era, en el perigeo, de 212 Km y de 1470 Km en el apogeo, con un período de rotación de 103 minutos 3 segundos.

La inclinación de la órbita respecto al ecuador era de 65.4°. Fue observable fotográficamente con telescopio y con radar.

Cayó el 14 de abril de 1958, en el Atlántico, cerca de las Guayanas.

En Estados Unidos, el Explorer I. Después del fracaso del primer Vanguard, ocurrido el 6 de diciembre de 1957, la marina norteamericana postergó la nueva tentativa para dos meses más tarde. Inmediatamente después del Sputnik II, el ejército norteamericano da a entender que puede lanzar su propio satélite de aquí a un mes con sus propios elementos, por medio del cohete Júpiter C.

El satélite estaba ya construido y desde el 20 de diciembre comenzó el armado de los cohetes y del satélite; el cohete llamado Redstone estaba dispuesto el 19 de enero de 1958.

El 27 de enero de 1958 un grave accidente (explosión) reveló una vez más que la segunda etapa del Vanguard, listo para el lanzamiento, debía ser totalmente reemplazado.

Finalmente, el primer satélite norteamericano, fue lanzado el 31 de enero de 1958.

El Explorer I pesó unos 14 Kg y midió 84 cm de longitud y 6 m de diámetro. Su forma es parecida a un lápiz, llevando dos transmisores intermitentes, y dejaban de transmitir a intervalos, haciéndolo en una frecuencia de 108 MHz, tal como quedó estipulado en la reunión de Barcelona, lo que no había sido tenido en cuenta por los soviéticos.

La inclinación de la órbita del Explorer I respecto al ecuador fue de 33.5°.

La distancia a la Tierra osciló entre 360 y 2500 Km, siendo su período de rotación de 114 minutos y 80 segundos.

La permanencia en órbita del satélite norteamericano superó por mucho al de los Sputniks no solo porque pesaba menos que ellos, sino también porque giró más lejos y, por lo tanto, era frenado en menos grado por la muy tenue atmósfera terrestre.

El primer transmisor de alta potencia cesó sus emisiones el 12 de febrero, más tarde de lo previsto, y luego permaneció mudo, pero el 24 de febrero, las reinició por algunos días.

El segundo transmisor, de débil potencia, transmitió regularmente, y enmudeció el 25 de mayo de 1958. Cabe señalar que se descubrió el cinturón de radiaciones de Van Allen.

El Vanguard I; éste proyecto triunfaría por fin el 17 de marzo, el cual colocó en órbita un pequeño Pamplemousse.

El Pamplemousse era una esfera de 16.4 cm de diámetro y 1.47 Kg. Tenía 6 antenas cortas y 6 ventanas que resguardaban las células fotoeléctricas, que a su vez alimentaban a un transmisor de 108.03 MHz con 5 mW de potencia. Otro transmisor de 108 MHz y 10 mW de potencia está alimentado por pilas que no aseguran sino dos meses de emisión.

Las baterías solares durarán hasta que la erosión de los micrometeoritos destruyan la superficie de las células. La única información transmitida fue la de la temperatura. Después de experimentar los lanzamientos de los primeros satélites, se empezaron a desarrollar los satélites con otros fines. Los primeros en desarrollarse fueron los satélites de comunicación.

Estos son vehículos destinados a actuar como repetidores para señales radioeléctricas, en la gama de microondas, que no experimentan reflexión en las capas ionizadas de la atmósfera.

HISTORIA DE LOS SATELITES.

En 1961, la academia Nacional de Ciencias de Estados Unidos, entregó un reporte, describiendo las perspectivas para el mejoramiento de las ciencias atmosféricas mediante el uso de miles de observaciones meteorológicas realizadas desde el espacio.

En base a lo encontrado y a la iniciativa de Naciones Unidas en el Comité para el uso pacífico de nuestro espacio exterior, la Asamblea General de Naciones Unidas adoptó una resolución en diciembre de 1962 en la que mediante cooperación se harían planeaciones en las ciencias meteorológicas y atmosféricas para el uso de los satélites meteorológicos.

CAPITULO II.
ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO
DE UN SATELITE.

II.1 TIPOS DE SATELITES.

En la actualidad hay gran diversidad de satélites geoestacionarios orbitando la Tierra. Algunos de ellos se utilizan para el servicio móvil de comunicaciones, como los Marecs y los Intelsat V; otros están dedicados al servicio fijo de comunicaciones, y el número restante cumple con otros propósitos, como son observaciones meteorológicas, vigilancia y experimentación.

No todos los satélites operan a la misma frecuencia, pero por lo que respecta a las comunicaciones, la mayor parte funciona en las **bandas C y Ku**; algunos de ellos, los híbridos, trabajan simultáneamente en ambas bandas, pero aún son muy pocos en comparación con los que operan con una banda exclusivamente. En la actualidad, se pretende sustituir gradualmente a éstos por satélites híbridos que permiten duplicar el ancho de banda de transmisión y recepción, con el consecuente incremento en la cantidad de la información que se puede conducir, aunque a expensas de mayor complejidad y costo.

Algunos satélites se usan solamente para transmitir televisión analógica, para telefonía analógica o digital y otros para el manejo exclusivo de información que contengan datos, telefonía y video digitalizados, pero muchos operan simultáneamente con cualquiera de estos tipos de información, ya sea en transpondedores independientes o, en el mismo. Sus configuraciones geométricas son muy variadas; los hay de estabilización triaxial y por giro, de potencia media o alta, de menor o mayor vida de diseño, y de coberturas geográficas muy diversas.

TABLA II.1.1¹

SATELITES GEOESTACIONARIOS DE TELECOMUNICACIONES QUE OPERAN EN LA BANDA C.

NOMBRE	POSICION (LONG. GEOGRAFICA)		PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
F-Sat I	7°	E	Francia	----
Stacionar-18	8°	E	URSS	----
Nat-Sat-3	14°	E	Nigeria	----
AMS-1	15°	E	Israel	1990
Nat-Sat-2	16°	E	Nigeria	----
Arabsat-1A	19°	E	L.Paises Arabes	1985
Nat-Sat-1	20°	E	Nigeria	----
Arabsat-1B	26°	E	L.Paises Arabes	1985
Raduga-17	35°	E	URSS	1985
Raduga-19	45°	E	URSS	1986
More-53	53°	E	URSS	----
Intelsat VI	57°	E	Intelsat	1989
Intelsat VI-2	63°	E	Intelsat	----
Inmarsat-2 F3	64.5°	E	Inmarsat	1990
Intelsat V-F7	66°	E	Intelsat	1983
STW-2	70°	E	China	1986
Marisat-F2	72.5°	E	Inmarsat	1976
Insat-IB	74°	E	India	1983
Intelsat V-F2	1°	O	Intelsat	1980
Telecom IC	3°	O	Francia	----
Telecom IB	5°	O	Francia	1985
Telecom IIA	8°	O	Francia	1991
Telecom IA	8°	O	Francia	1984
Stacionar-11	11°	O	URSS	----
Potok-1	13.5°	O	URSS	----
Garizont-12	14°	O	URSS	1986
More-14C	14°	O	URSS	----
Avsat I	22°	O	EE.UU.Aeron/Rad.	----
Intelsat VA-F10	24.5°	O	Intelsat	1985
Raduga-18	25°	O	URSS	1986
Inmarsat-2 F2	26°	O	Inmarsat	1989
Morelos 1	113.5°	O	México	1985
Morelos 2	116.5°	O	México	1985
Spacenet I	120°	O	EE.UU.GTE.Spacnt	1984

¹ En esta tabla sólo se mencionan algunos de los satélites geoestacionarios de comunicaciones que operan en la banda C.

ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO DE UN SATELITE.

TABLA II.2.2²

SATELITES GEOESTACIONARIOS DE TELECOMUNICACIONES QUE OPERAN EN LA BANDA Ku.

NOMBRE	POSICION (LONG. GEOGRAFICA)		PROPIETARIO	AÑO DE LANZAMIENTO
Eutelsat II-2	3°	E	Eutelsat	1990
Telecom 1C	3°	E	Francia	1987
Tele-X	5°	E	N. Nórdicas	1989
Eutelsat I-2	7°	E	Eutelsat	1987
Telecom IB	8.5	E	Francia	1985
Eutelsat I-4	10°	E	Eutelsat	1987
Eutelsat I-1	13°	E	Eutelsat	1983
Zenon B	15°	E	Francia	----
AMS-1	15°	E	Israel	1990
Sicral 1A	16°	E	Italia	1987
Eutelsat I-1	16°	E	Eutelsat	1988
SABS	17°	E	Arabia Saudita	----
Zenon-C	19°	E	Francia	----
SES-Astra 1	19°	E	Luxemburgo	1988
Eutelsat II-3	19°	E	Eutelsat	1990
DFS-1	23.5°	E	Alemania Occ.	1989
DFS-2	28.5°	E	Alemania Occ.	1989
Videosat-1	32°	E	Francia	----
Intelsat V-F2	1°	O	Intelsat	1980
Telecom IC	3°	O	Francia	----
Telecom IB	5°	O	Francia	1985
Zenon A	8°	O	Francia	----
Gorizont 12	18°	O	URSS	1986
Intelsat V-F6	19°	O	Intelsat	1983
TV-Sat-1	19°	O	Alemania Occ.	1987
Helvesat-1	19°	O	Suiza	1990
TDF-1	19°	O	Francia	1988
Sarit	19°	O	Italia	1989
BSB	31°	O	Teino Unido	1989
Hispasat	31°	O	España	1992
Orion-1	37.5°	O	EE.UU.Orion, Co.	----
Morelos 1	113.5°	O	México	1985
Morelos 2	116.5°	O	México	1985
Mex-Sat	136°	O	México	----

² En esta tabla sólo se mencionan algunos de los satélites geoestacionarios de comunicaciones que operan en la banda Ku.

II.2 SUBSISTEMAS COMPONENTES DE UN SATELITE.

Un satélite es un sistema integrado por varios subsistemas; cada uno de ellos es igualmente importante, pues su probable falla podría causar la inutilidad parcial o total del conjunto. El satélite necesita energía eléctrica, disipar calor, corregir sus movimientos y mantenerse en equilibrio, se capaz de regular su temperatura, ser resistente al medio ambiente en el que vive, y desde luego, poder comunicarse con la Tierra.

PRINCIPALES SUBSISTEMAS DE UN SATELITE Y SUS FUNCIONES.

SUBSISTEMA	FUNCION
1. Antenas.	Recibir y transmitir señales de radiofrecuencia.
2. Comunicaciones.	Amplificar las señales y cambiar su frecuencia.
3. Energía Eléctrica.	Suministrar electricidad con los niveles adecuados de voltaje y corriente.
4. Control Térmico.	Regular la temperatura del conjunto.
5. Posición y orientación.	Determinar la posición y orientación del satélite.
6. Propulsión.	Proporcionar incrementos de velocidad y pares para corregir la posición y la orientación.
7. Rastreo, telemetría y comando.	Intercambiar información con el centro de control en Tierra para conservar el funcionamiento del satélite.
8. Estructural.	Alojar todos los equipos y darle rigidez al conjunto.

II.2.1 SUBSISTEMA DE ANTENAS.

Las antenas reciben las señales de radiofrecuencia provenientes de las estaciones terrenas transmisoras, y después de que son procesadas³ en el satélite, las transmisiones regresan hacia la Tierra, concentradas en un haz de potencia. Los dispositivos de alimentación, denominados alimentadores, son generalmente antenas de corneta conectadas a guías de onda, que emiten energía hacia un reflector parabólico, o bien la captan proveniente de este último para entregársela a los equipos receptores.

Su principio básico de operación es similar al de las antenas parabólicas de estaciones terrenas. Las antenas son el puerto de entrada y salida del satélite; son la interfase o etapa de transformación entre las señales electromagnéticas que viajan por el espacio y las señales que circulan dentro de varios de sus subsistemas.

Existen antenas de diversos tamaños, configuraciones y acabados, según las frecuencias a las que tengan que trabajar y la cobertura que deban tener de ciertas regiones geográficas de la Tierra. Cabe mencionar que una antena parabólica chica puede recibir y transmitir dentro de una extensión territorial muy grande, mientras que una antena de mayor tamaño, que opere a la misma frecuencia, solo puede hacerlo dentro de una zona geográfica muy pequeña. Esto quiere decir que, cuanto más grandes son las antenas, tienen la propiedad de una mayor capacidad para concentrar la energía en un haz electromagnético muy angosto, que ilumina pocas unidades cuadradas, pero que las irradia con niveles muy

³ Este proceso se limita fundamentalmente a amplificación y conversión de frecuencia, y le corresponde al subsistema de comunicaciones.

altos de densidad de potencia; esto facilita el diseño y reduce el costo de las estaciones terrenas receptoras. Por otra parte, mientras más alta sea la frecuencia a la que una antena de dimensiones constantes trabaje, mayor es su capacidad de concentración de energía; ésta es una característica propia de las antenas parabólicas y, en general, de todas las antenas llamadas "de apertura"⁴, cuya capacidad de concentrar la potencia en un haz invisible de radiación o iluminación muy angosto es función directa de sus dimensiones eléctricas y no de las físicas.

La **dimensión eléctrica** de una antena es igual a su dimensión física dividida entre lo que mide la longitud de onda a la frecuencia de operación, o sea, es el número de longitudes de onda que cabrían alineadas en su apertura o boca. Existen antenas de cobertura puntual, se llaman así porque concentran su potencia casi en un punto, en relación con las dimensiones del planeta; los haces de iluminación de estas antenas, por ser tan angostos, reciben el nombre de **haces pincel o puntuales**.

Existe otro tipo de antena que no tiene nada que ver con la recepción y transmisión de señales de televisión, telefonía, o información digital; esta antena es llamada antena de telemetría y comando, que se encarga de recibir señales que contienen órdenes emitidas por el Centro de Control en la Tierra, para que se efectúe alguna corrección a bordo; también es responsable de enviarle al Centro de Control señales que contienen información vital sobre el estado de operación de todo el satélite, con el fin de que en la Tierra se pueda saber que ocurre en su interior, y cómo está funcionando en general.

⁴ Las antenas de corneta, parabólicas simples y Cassegrain caen dentro de esta categoría.

La antena de telemetría y comando no es parabólica ni de corneta, pues estas últimas son altamente direccionales⁵, normalmente es una antena bicónica, cuya radiación es casi omnidireccional, es decir, que emite más o menos con la misma intensidad en todas direcciones; de esta forma, aun cuando el satélite cambie bruscamente de orientación, su comunicación con el Centro de Control no se interrumpe y se sigue teniendo control sobre el mismo⁶.

II.2.2 SUBSISTEMA DE COMUNICACIONES.

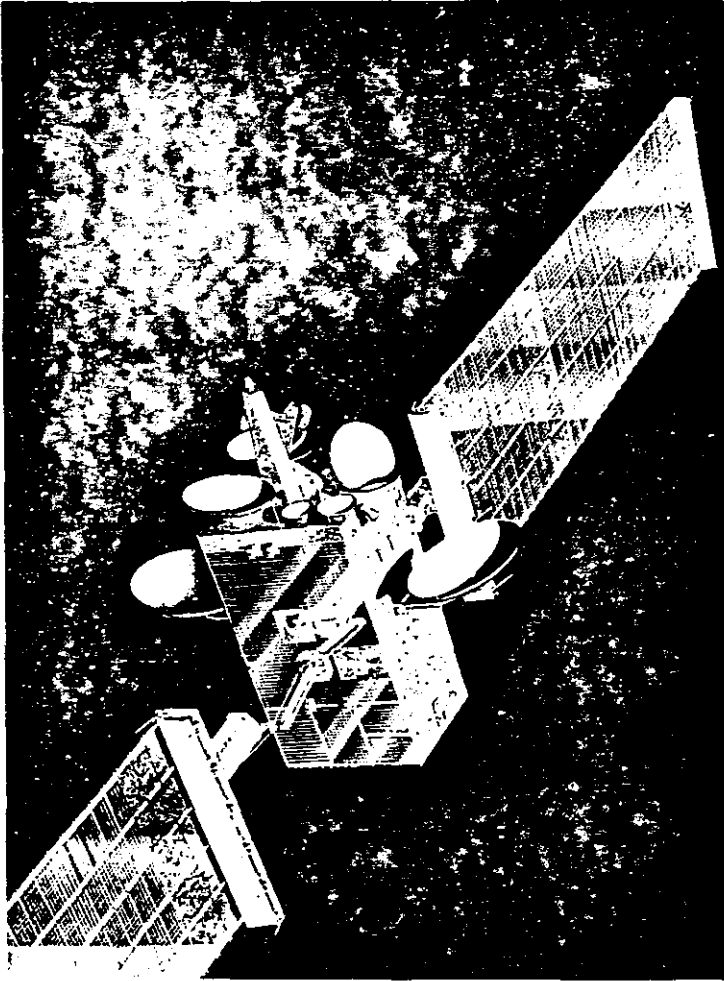
II.2.2.1 Conceptos Generales.

Las señales de comunicaciones (telefonía, televisión e información digital), recibidas por el satélite entran a él a través de sus antenas, y ellas mismas se encargan de retransmitir toda esta información hacia la Tierra, después de procesarla debidamente.

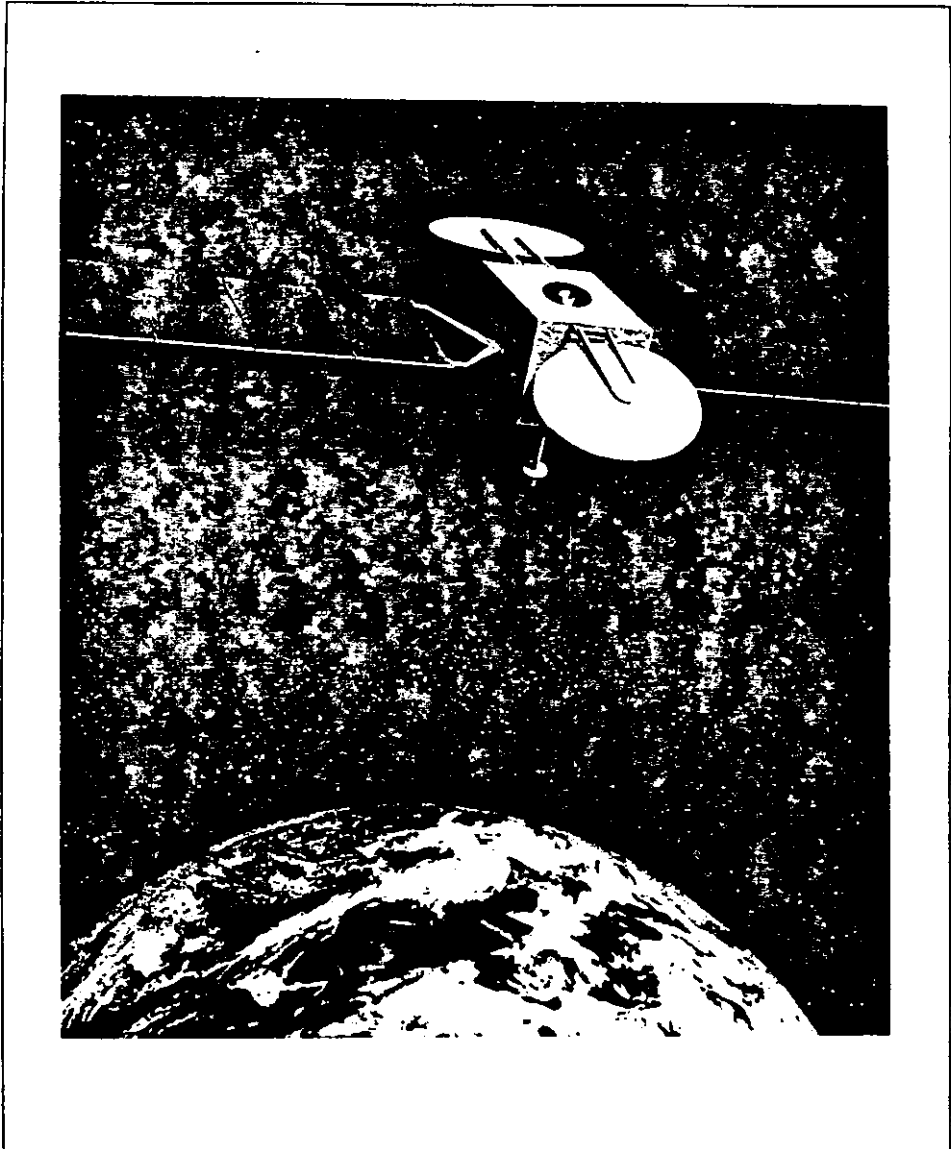
Los principales pasos del proceso son amplificar las señales a un nivel de potencia adecuado, así como cambiarlas de frecuencia para que salgan por el conjunto de antenas sin interferir con las señales que estén llegando simultáneamente. El subsistema de comunicaciones, realiza estas funciones mediante filtros, amplificadores, convertidores de frecuencia, conmutadores y multiplexores.

⁵ Una antena direccional concentra la mayor parte de su potencia radiada en un haz angosto de iluminación; es decir, en cierta dirección.

⁶ En la práctica, y en condiciones normales de operación, se prefiere usar las antenas parabólicas del satélite para la transmisión y recepción de señales de telemetría y comando. La antena propia de telemetría y comando juega su principal papel durante el lanzamiento y colocación en órbita del satélite, y por supuesto, en cualquier caso imprevisto.



Sistema de antenas de un satélite



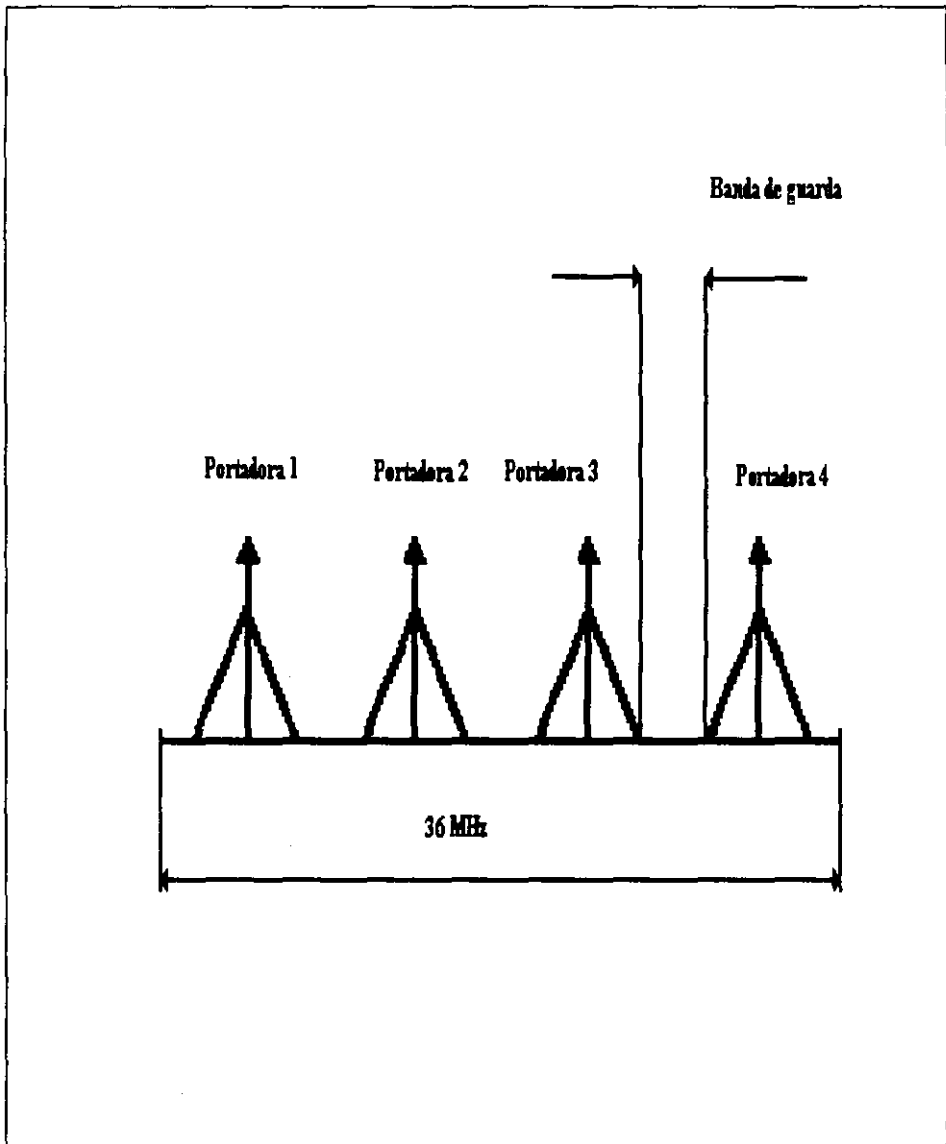
Sistema de antenas de un satélite internacional INTELSAT VI.

A la trayectoria completa de cada repetidor, comprendiendo todos sus equipos desde la salida de la antena receptora hasta la entrada de la antena transmisora se le da el nombre de **transpondedor**, o sea que el subsistema de comunicaciones consta de muchos transpondedores, y su número depende del diseño del satélite.

Este subsistema, incluyendo el de las antenas, es el de mayor interés para los ingenieros en comunicaciones cuya responsabilidad es planificar el uso del satélite, es decir, asignar las trayectorias o transpondedores en los que deben de ir los diferentes servicios, como los canales de televisión, telefonía y datos, con sus correspondientes niveles de potencia, así como el espacio⁷ que deban ocupar dentro de cada amplificador.

Las señales provenientes de la Tierra, son enviadas a diferentes frecuencias; al rango de frecuencias que hay entre la frecuencia más baja y la más alta de las que se transmiten se le da el nombre de **ancho de banda**. Cuanto mayor sea el ancho de banda de un equipo, este será más capaz de trabajar de igual forma dentro de un mayor rango de frecuencias. Las antenas receptoras, así como las antenas transmisoras, tienen un ancho de banda muy grande, suficiente para operar a las frecuencias asignadas para los satélites de comunicaciones, cuya mayor parte funciona actualmente en las **bandas de frecuencia C y Ku**. En cada una de estas bandas, el **ancho de banda de operación**, o sea, el rango de frecuencias disponibles, es de 500 MHz para transmisión y 500 MHz para recepción. Existen satélites denominados **híbridos**, que tienen los equipos necesarios para trabajar simultáneamente en ambas bandas.

⁷ Por espacio, se entiende el porcentaje de la potencia total del amplificador y el porcentaje de su ancho de banda que son usados por cada señal.



Espacio de frecuencias de un transpondedor de 36 MHz.

El primer dispositivo electrónico importante que encuentran las señales recibidas por la antena es un **amplificador de bajo ruido**⁸, con poca potencia de salida; este aparato genera internamente muy poco ruido, que se suma a las señales originales que entran a él para amplificación. Todos los dispositivos electrónicos generan **ruido**, principalmente por su calentamiento; este término se emplea para identificar a las señales nuevas, de diversas frecuencias, que son generadas interna e indeseablemente por el aparato. Si estas nuevas señales, ajenas a la información original, son muy grandes e intensas, entonces al sumarse con la segunda pueden alterar su contenido.

Cuando las señales han alcanzado un nivel adecuado de potencia, pasan a un dispositivo conocido como **convertidor de frecuencia**, que no es más que un oscilador local que multiplica las señales que entran por otra generada internamente; las señales obtenidas a la salida del aparato son similares a las que entraron, por lo que respecta a su contenido, pero han sido desplazadas a frecuencias más bajas en el espectro radioeléctrico. Después de amplificar y cambiar la frecuencia de las señales, el siguiente paso es separarlas en grupos o bloques; cada grupo puede contener un solo canal de televisión o dos, cientos de canales telefónicos, un paquete de información digital de alta velocidad, o alguna otra variante. La separación se realiza con un **demultiplexor**⁹, que tiene un solo conducto de entrada y varios de salida. Después cada bloque entra a una etapa muy fuerte de amplificación, proporcionada por un **amplificador de potencia** y después todos los bloques son reunidos nuevamente en un solo conjunto, a través de un **multiplexor**,

⁸ A este dispositivo también se le denomina preamplificador de bajo ruido, porque después de él hay otras etapas de amplificación.

⁹ A él entra la información completa de 500 Mhz de ancho de banda, y en su interior, mediante filtros, se separan los canales en bloques de 36 Mhz cada uno.

conectado a la antena transmisora del satélite. Después de cada salida del demultiplexor hay un **atenuador** o resistencia variable; esta sirve para disminuir a control remoto, y en distinto grado, la intensidad del bloque de señales que entra a cada amplificador de potencia¹⁰, o a la primera etapa de amplificación si es que hay más de una¹¹. Todo tipo de información que se transmite al satélite tiene una frecuencia asignada, denominada **portadora**¹². Para que no ocurra ningún tipo de conflicto entre las señales que llegan simultáneamente al satélite, se establece un orden mediante una técnica de **acceso múltiple**, de la cual hay tres tipos: por división de frecuencia, por división de tiempo, y por diferenciación de código.

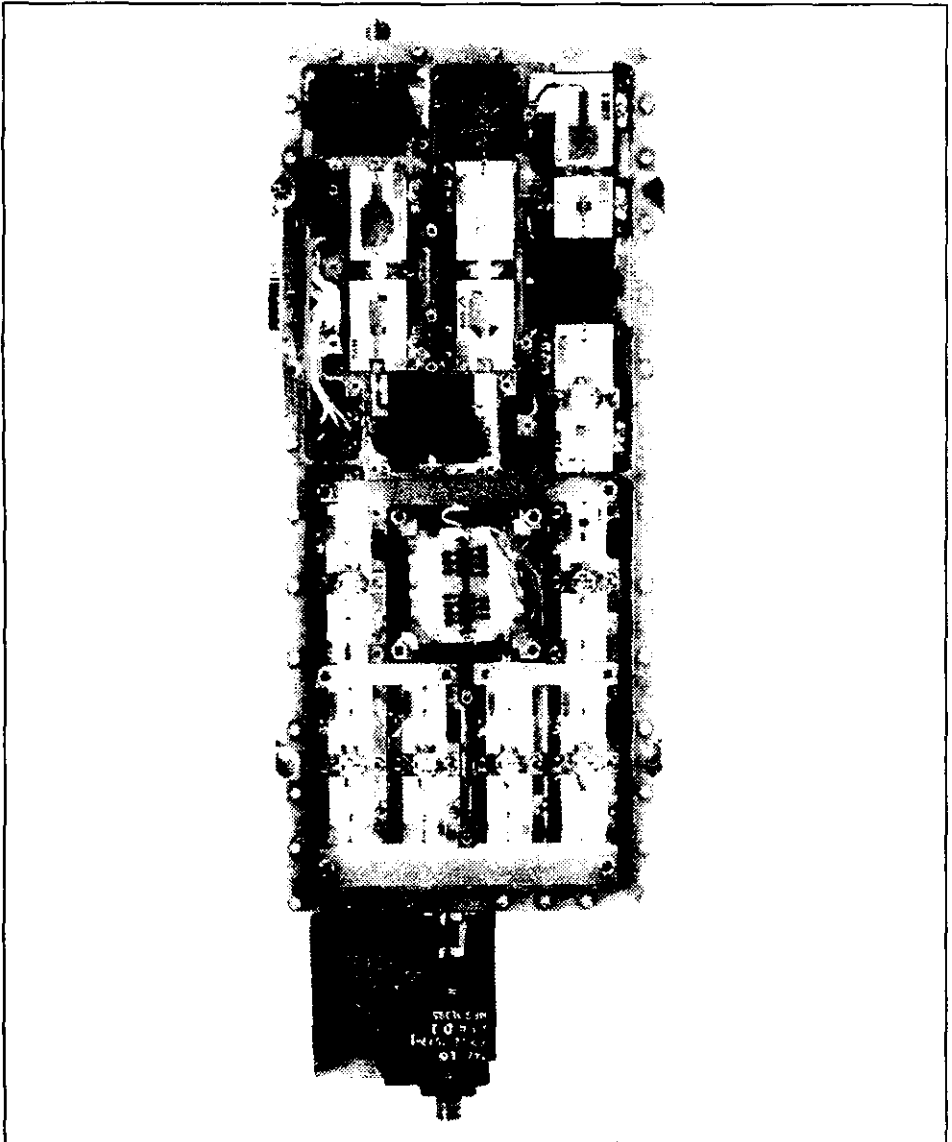
II.2.2.2 Acceso Múltiple por División de Frecuencia.

Para poder describir este tipo de acceso, se tomará en cuenta un ejemplo; considérese una gran ciudad que se designa con la letra A, otra de tamaño medio que se designa con la letra B y una población rural con unos cuantos miles de habitantes, que se designa con la letra C; y supóngase que las tres quieren hacer uso del satélite. Es evidente que si las tres quieren transmitir al mismo tiempo, deben hacerlo con frecuencia portadoras diferentes para que no haya interferencia.

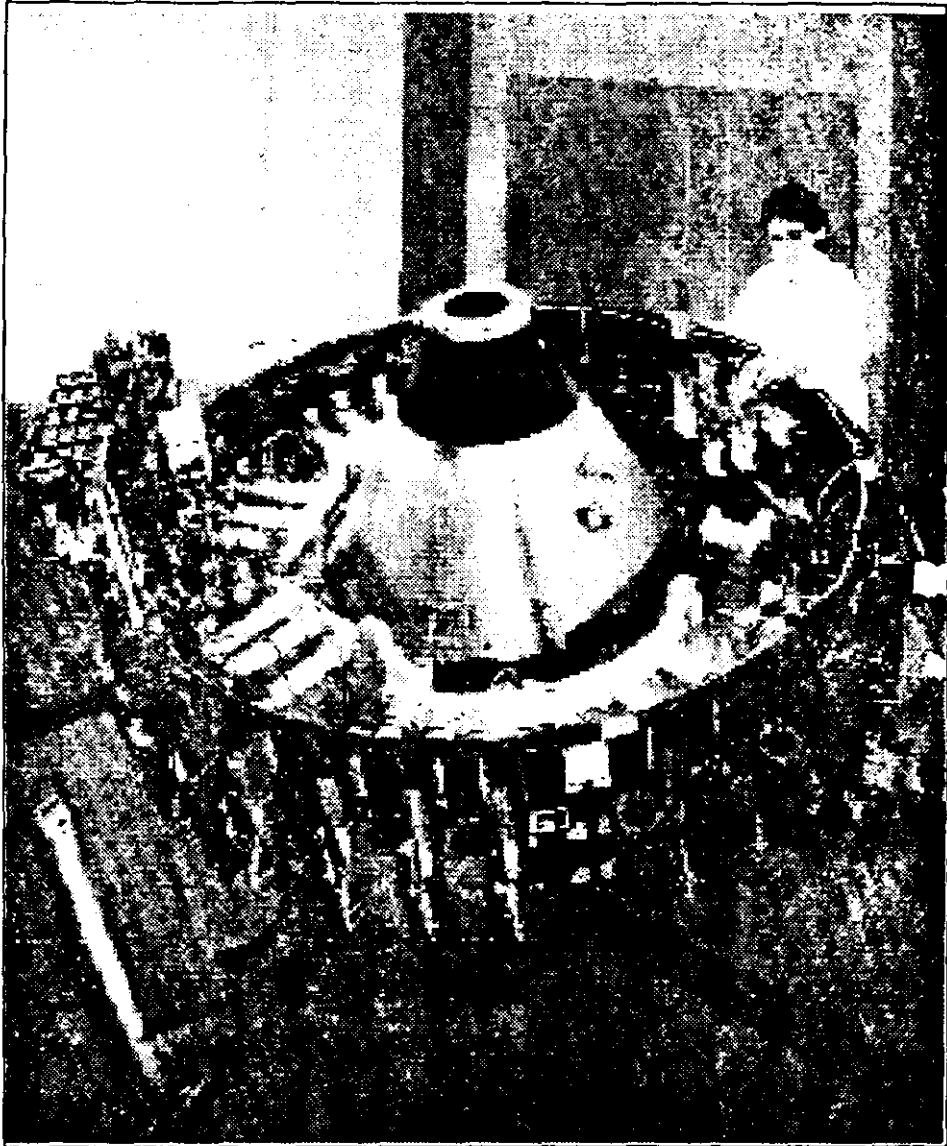
¹⁰ La potencia total de entrada del amplificador es la suma de las potencias de las portadoras.

¹¹ Cuando la ganancia del amplificador de potencia no es suficiente para obtener toda la amplificación necesaria en cualquier condición de operación, antes de él se utiliza un amplificador excitador; esto ocurre principalmente en la banda Ku o en frecuencias superiores.

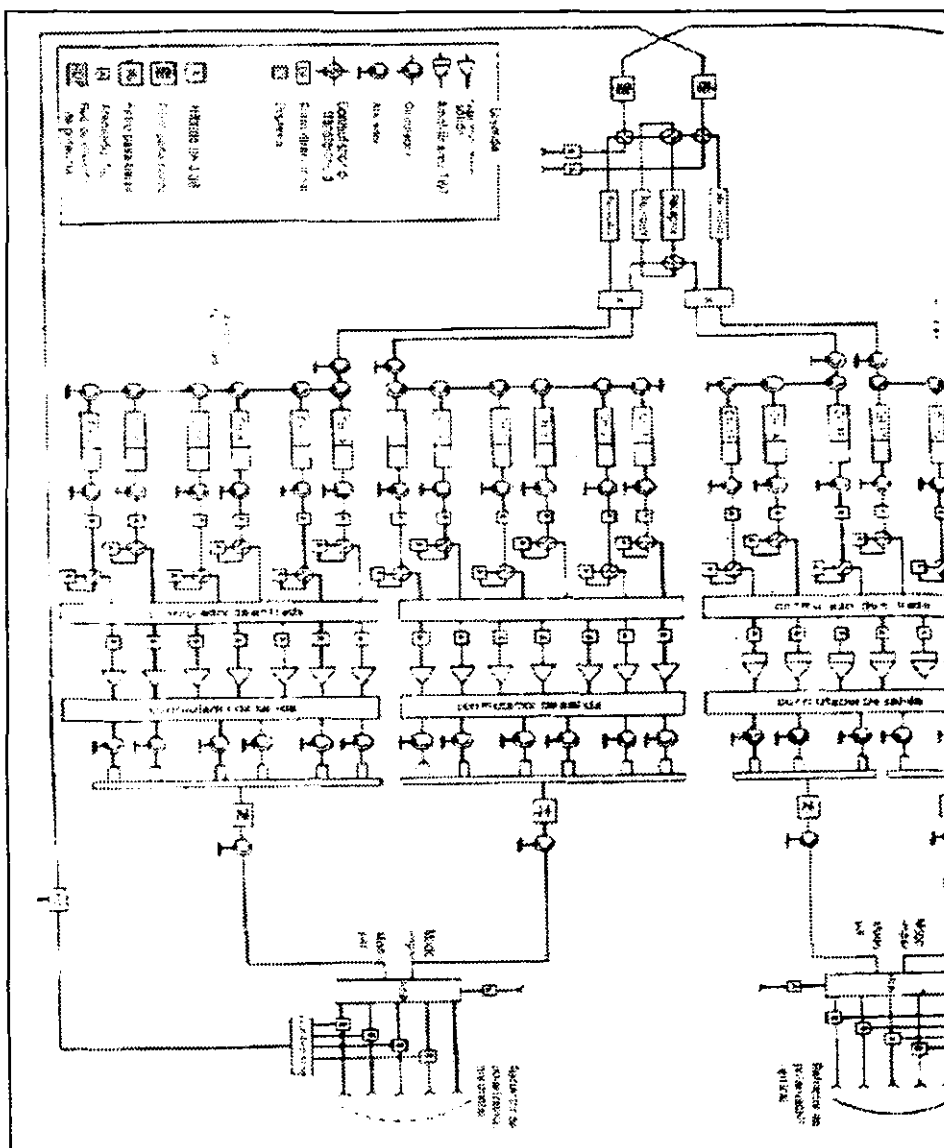
¹² La portadora es una señal senoidal de muy alta frecuencia (frecuencia portadora), que es modulada por la información que se desea transmitir o portar sobre ella. Este proceso es necesario para efectos de transmisión y para la ubicación de cada bloque de información dentro del espectro radioeléctrico, de tal forma que no se traslapen entre sí.



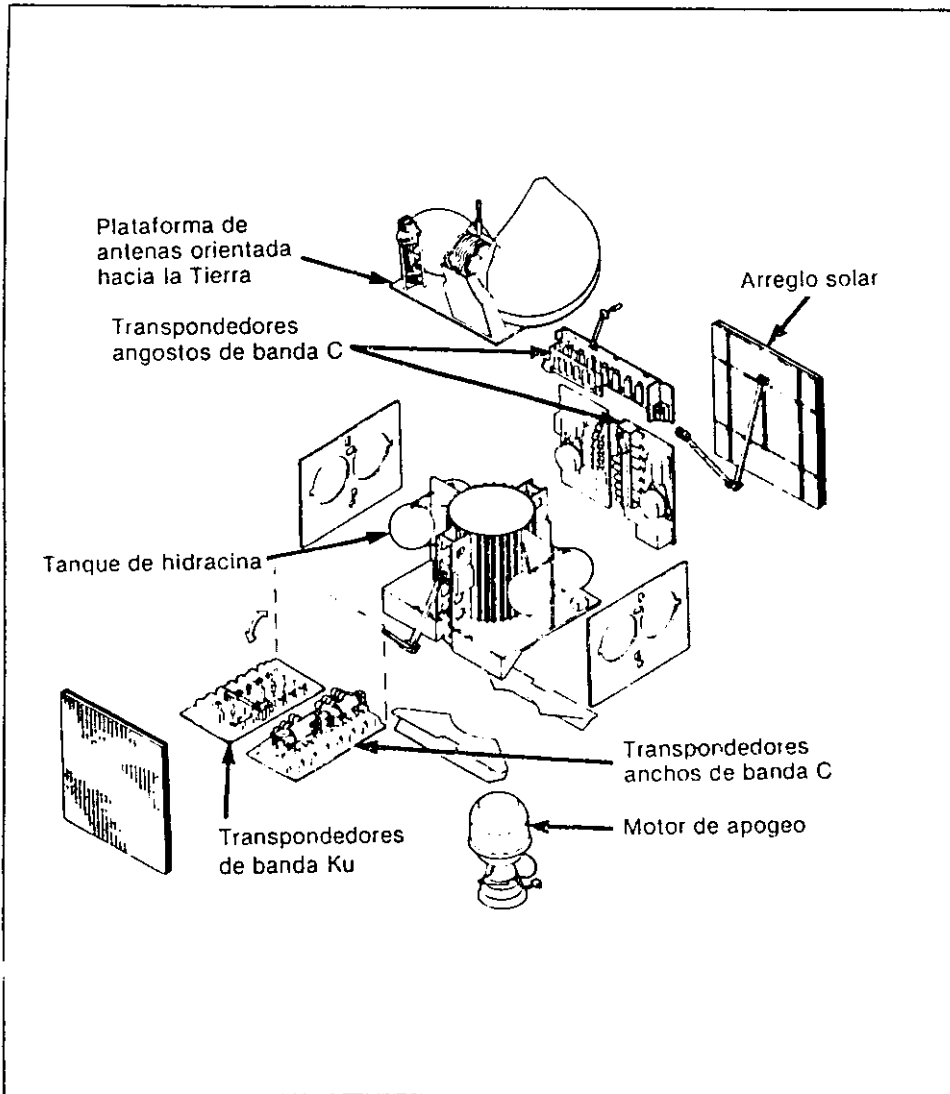
Amplificador de potencia de estado sólido (85 Watts).



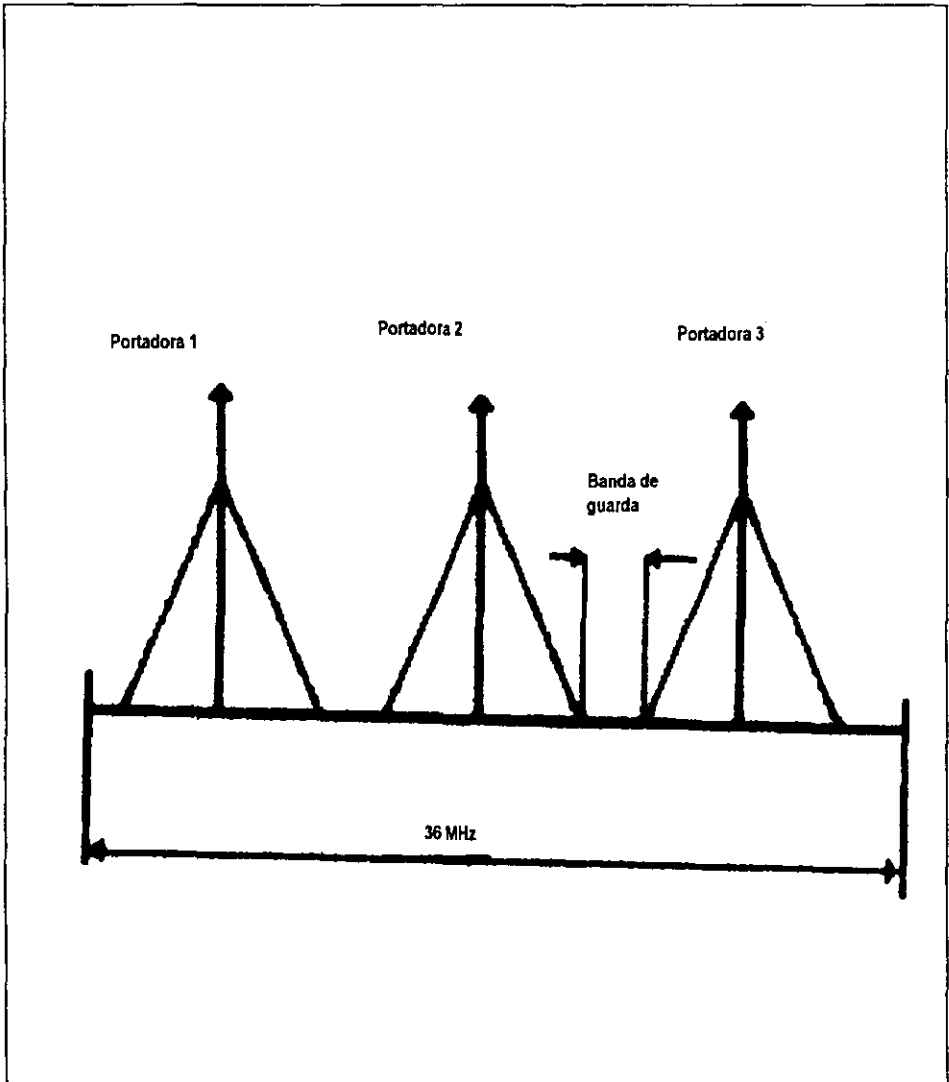
Módulo de comunicaciones de un satélite Morelos.



Sistema de comunicaciones (Banda C) de un satélite SPACENET.



Estructura modular de una satélite SPACENET (Posición de transpondedores banda KU y C).



Ocupación de un transpondedor de 36 MHz con acceso múltiple por división de frecuencia.

Si la suma de los anchos de banda que requieren las tres estaciones individualmente da un total cercano a 36 MHz, entonces las tres ocuparían el mismo transpondedor del satélite, separadas por bandas de guarda, como se muestra a continuación. Esta forma de uso simultáneo del transpondedor por varias estaciones terrenas, estén o no situadas en la misma ciudad, recibe el nombre de **acceso múltiple por división de frecuencia o FDMA**, ya que el espectro radioeléctrico del transpondedor se divide en secciones o ranuras de frecuencias asignadas a cada una de ellas. La configuración es rígida e invariable, pues cada estación debe transmitir siempre con la misma frecuencia central o portadora, y es válida cuando se puede garantizar que, la mayor parte del tiempo, cada una de ellas ocupará activo ese ancho de banda que se le asignó; por esta razón, también se llama **acceso múltiple por división de frecuencia con asignación fija**¹³.

Cuando el tráfico generado que comparte un transpondedor es intermitente y esporádico, se requiere utilizar otra alternativa que se denomina **acceso múltiple por división de frecuencia con asignación por demanda o DAMA**.

Este acceso, permite aprovechar al máximo las ranuras de frecuencia y la potencia del satélite cuando el tráfico que genera cada estación es esporádico, pues las ranuras se asignan a las estaciones terrenas solamente durante el tiempo que las necesitan para establecer comunicación; en el momento en que alguna deja de transmitir, esa ranura se libera y queda disponible para cualquiera de las otras estaciones del sistema que la solicite temporalmente.

¹³ Su utilización radica principalmente en sistemas comerciales de alta capacidad.

II.2.2.3 Acceso Múltiple por División de Tiempo.

El Acceso múltiple por división de tiempo o TDMA, es una técnica totalmente digital mediante la cual varias estaciones terrenas accesan u ocupan un transpondedor o parte de él. A diferencia del acceso múltiple por división de frecuencia, en donde cada estación transmisora tiene asignada una ranura de frecuencias dentro del transpondedor, normalmente con un ancho de banda diferente, en esta nueva técnica, todo un grupo de estaciones tiene asignada la misma ranura, con cierto ancho de banda fijo, y se comparte entre ellas secuencialmente en el tiempo; es decir, cada estación tiene asignado un tiempo T para transmitir lo que guste dentro de la ranura, y cuando su tiempo se agota debe dejar de transmitir para que lo hagan las estaciones que le siguen en la secuencia, hasta que le toque nuevamente su turno.

El tiempo T asignado a cada estación no es necesariamente igual en todos los casos, puesto que algunas estaciones conducen más tráfico que otras y, por lo tanto, la ranura de tiempo que se les asigne debe ser más larga que la de las estaciones chicas. Estos tiempos asignados pueden ser fijos por estación, en cuyo caso se tiene acceso múltiple por división en el tiempo con asignación fija, o bien pueden variar con el tiempo cuando algunas estaciones tengan exceso de tráfico. En estas condiciones, es preciso reorganizar la distribución de los tiempos con una nueva estructura del marco o trama de transmisión, dándole ranuras de tiempo más largas a las estaciones con exceso de tráfico y ranuras más cortas a las de poco tráfico; la nueva estructura de marco se repite secuencialmente hasta que haya necesidad de hacer otro cambio. En cualquiera de los dos casos anteriores, la duración usual de un marco o ciclo es de unos cuantos milisegundos y se requiere contar con un mecanismo confiable de sincronización, para que no haya traslapes entre las transmisiones de las diversas estaciones.

Un sistema TDMA es más complejo que uno de FDMA y necesita una buena coordinación entre todas las estaciones terrenas de la red que lo usan y una estación de referencia; además, como las estaciones transmiten en forma de ráfaga a intervalos con duración de una pequeña fracción de milisegundo¹⁴, deben contar con módulos de almacenamiento de información digital, que funcionan como memorias de amortiguamiento y que van liberando la información por paquetes de cada ráfaga.

II.2.2.4 Acceso Múltiple por Diferenciación de Código.

Este tipo de **acceso múltiple por diferenciación de código o CDMA**, es una alternativa que consiste en que un transpondedor completo es ocupado por varias estaciones que transmiten a la misma frecuencia y al mismo tiempo; y que aparentemente resulta imposible, es particularmente útil en transmisiones confidenciales o altamente sensitivas a la interferencia; al igual que TDMA, es totalmente digital, y presenta la ventaja de que las antenas terrenas transmisoras y receptoras pueden ser muy pequeñas, sin importar que sus ganancias sean bajas y sus haces de radiación muy amplios. Presenta el inconveniente de que, ocupa mucho ancho de banda (un transpondedor completo), pues cada bit de información como los que se transmiten en modalidad TDMA se transforma en un nuevo tren de bits muy largo, de acuerdo con un código determinado previamente.

¹⁴ Un marco de transmisión dura varios milisegundos (por lo general de 5 a 20 ms) y, dependiendo del número de estaciones que lo compartan, el tiempo por estación puede ser menor de un milisegundo.

II.2.3 SUBSISTEMA DE ENERGIA ELECTRICA.

Para funcionar adecuadamente, todo satélite necesita un suministro de energía eléctrica sin interrupción y sin variaciones significativas en los niveles de voltaje y corriente. La cantidad de potencia requerida por cada uno en particular depende de sus características de operación, y normalmente varía entre los 500 y 2000 watts.

El subsistema de energía eléctrica consiste de tres elementos fundamentales: una fuente primaria, una fuente secundaria y un acondicionador de potencia; este último está integrado por dispositivos como reguladores, convertidores y circuitos de protección, que permiten regular y distribuir la electricidad con los niveles adecuados a cada una de las partes del satélite.

Ningún satélite comercial de comunicaciones utiliza energía nuclear, debido a que tendría un costo muy elevado. Por consiguiente, la fuente principal de energía del satélite está construida por arreglos de celdas solares.

Una gran desventaja que tienen las celdas solares es que su factor de eficiencia en la conversión de energía solar a eléctrica es muy bajo. En un principio era del orden del 8%; ahora se utilizan celdas con una tecnología mejor, que brindan factores de eficiencia del 10 al 12%, pues también aprovechan gran parte de la energía radiada por el Sol en la región ultravioleta de su espectro.

Las celdas solares funcionan bajo el efecto del principio del efecto fotovoltaico; cuanto mayor sea la densidad de flujo de la radiación solar sobre ellas, mayor es la electricidad que generan.

El efecto fotovoltaico también depende de la temperatura a la que estén expuestas las celdas solares; cuanto más baja sea ésta, mayor será el nivel de voltaje entregado por las celdas.

Cuando el satélite se encuentra a la distancia de una unidad astronómica¹⁵ del Sol, la intensidad de la radiación solar sobre sus celdas es de 1350 watts por cada metro cuadrado de superficie. Cada celda solar tiene un área de unos 5 cm², y uniendo muchas de ellas en serie y en paralelo se forma un arreglo solar. Todas las celdas están expuestas durante su vida de operación a diversos tipos de radiaciones, que van disminuyendo su eficiencia; después de unos siete años de operación, la reducción de la eficiencia puede disminuir aproximadamente un 30% con respecto a la eficiencia original.

La distancia del satélite al Sol y el movimiento aparente del Sol con respecto al satélite, ocasionan que en diferentes épocas del año se tenga más o menos energía eléctrica disponible, siendo máxima durante los equinoccios¹⁶ y mínima en los solsticios¹⁷.

Existen dos formas de mantener a los satélites geoestacionarios relativamente estables en lo que concierne a su orientación con respecto a la Tierra; estas dos formas son: estabilización por giro y estabilización triaxial con cuerpo fijo.

¹⁵ Una unidad astronómica (1 UA) es la longitud del semieje mayor de la órbita elíptica de la Tierra alrededor del Sol, aproximadamente igual a ciento cincuenta millones de kilómetros.

¹⁶ Época en donde el Sol se halla sobre el ecuador celeste y los días son iguales a las noches en toda la Tierra.

¹⁷ Cualquiera de los dos puntos de la elíptica en que el Sol aparece a una máxima distancia del ecuador, o sea, sobre el Trópico de Cáncer y el Trópico de Capricornio.

Los satélites estabilizados por giro son cilíndricos y llevan las celdas solares montadas sobre la mayor parte de su superficie, envolviendo casi totalmente su perímetro. En cambio los satélites con cuerpo fijo y estabilización triaxial no tienen una geometría cilíndrica, sino que se asemejan a un cubo o caja, y normalmente emergen dos largos y planos paneles solares de sus costados en forma de alas¹⁸.

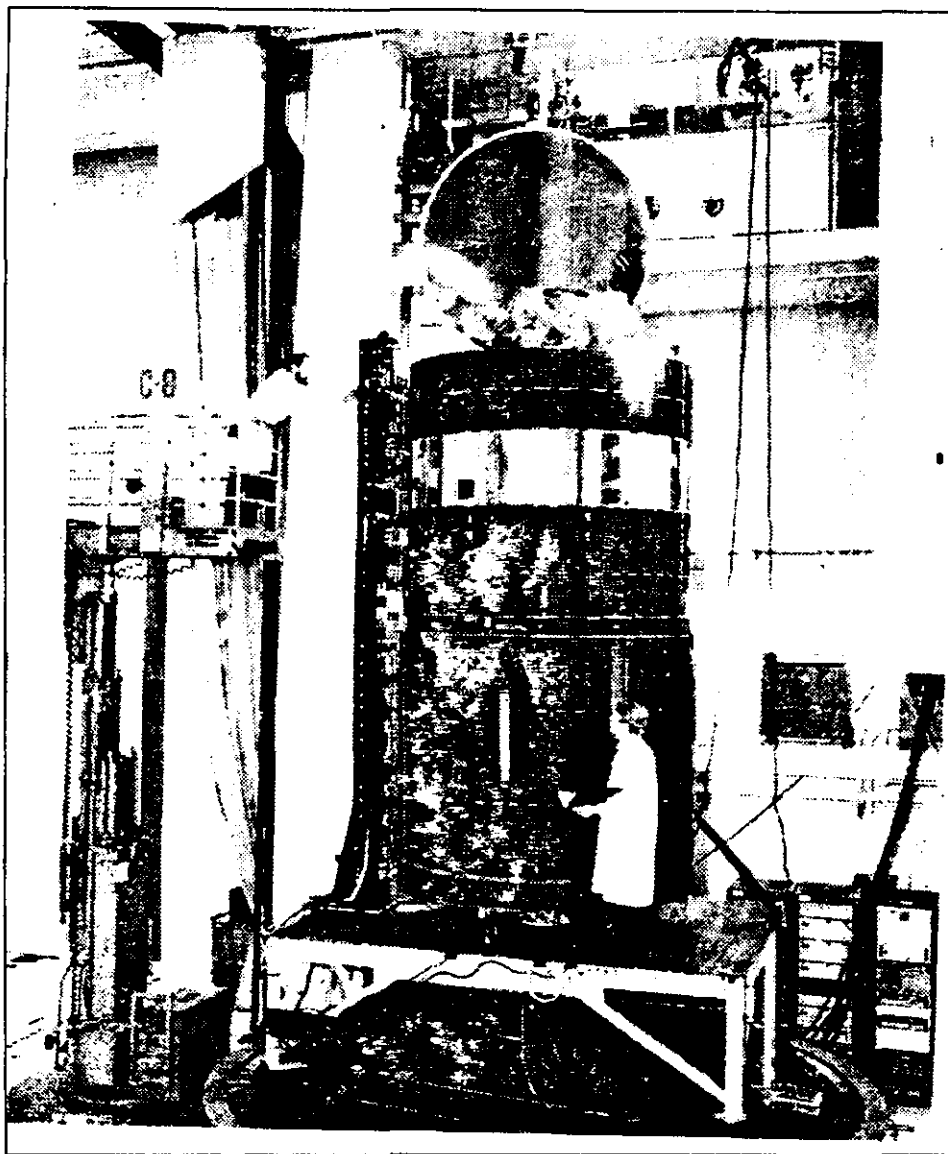
En los satélites estabilizados por giro o rotación, no todas las celdas solares están expuestas al Sol en todo momento, y solamente se aprovecha una parte de ellas para efectuar la conversión a electricidad; el porcentaje aprovechada en cada instante es aproximadamente un tercio.

Los satélites de cuerpo fijo con estabilización triaxial, en su interior tienen volantes inerciales que actúan como giroscopios y que mantienen estable al satélite sin necesidad de que este gire.

Sus paneles solares cuentan con un mecanismo para orientarse constante y óptimamente hacia los rayos del Sol; esto permite aprovechar al máximo las celdas y todas al mismo tiempo, ya que la eficiencia de conversión es función del ángulo de incidencia de los rayos del Sol sobre ellas. Un satélite durante toda su vida de operación se ve expuesto a eclipses, y en este caso necesita obtener su energía eléctrica de alguna otra fuente que no sea el Sol para poder seguir funcionando; esta fuente secundaria o de respaldo la constituye un conjunto de baterías¹⁹.

¹⁸ Esta configuración se asemeja a un ave suspendida en el espacio con las alas extendidas, por lo que es común referirse a un satélite como "pájaro electrónico".

¹⁹ Las baterías que más utilizan los satélites geoestacionarios de comunicaciones son de níquel-cadmio.



Satélite de configuración cilíndrica con estabilización por giro.

Estas baterías se cargan cuando las celdas solares se hallan expuestas al Sol y se descargan durante los eclipses o en las horas pico de mayor demanda de energía. En el momento en que ocurre un eclipse, de Tierra o de Luna, unos relevadores eléctricos detectan la disminución en el nivel de energía suministrada por las celdas a los equipos y conectan las baterías automáticamente.

Cuando el eclipse concluye y el satélite queda expuesto nuevamente a los rayos del Sol, las celdas solares vuelven a hacerse cargo como fuente primaria de energía al mismo tiempo que recargan las baterías para que estén listas cuando se les requiera nuevamente.

II.2.4 SUBSISTEMA DE CONTROL TERMICO.

Varias partes del satélite requieren rangos distintos de temperatura para operar eficientemente, de igual manera se requiere mantener un balance o equilibrio térmico del conjunto para que dichos rangos se conserven. Uno de los factores que intervienen en el equilibrio en cuestión es el calor generado constantemente por el satélite en su interior, cuya principal contribución proviene de los amplificadores de potencia; así como de la energía que absorbe del Sol y de la Tierra. La energía proveniente de la Tierra la integran dos tipos de radicación: la propia de ella y la del Sol reflejada en su superficie.

La suma del calor generado internamente por el satélite más el producido por la absorción de energía del Sol y de la Tierra, menos el radiado por el satélite hacia el exterior, se debe mantener lo más constante posible, de tal modo, que el satélite funcione íntegra y correctamente.

El control de este balance térmico es también muy importante cuando ocurre un eclipse, pues el satélite se enfría bruscamente al quedar en la oscuridad, y cuando está expuesto de nuevo a los rayos del Sol sufre otro cambio brusco de temperatura. La transferencia del calor sobrante del satélite en vacío se efectúa por radiación; en su interior también se produce una ligera transferencia de calor entre sus partes, pero por conducción en la estructura.

Por otra parte, los módulos del interior, así como el subsistema de antenas que va en el exterior, van cubiertos con algún tipo de material plástico aislante que los protege del calor o de los cambios bruscos de temperatura; por ejemplo, las antenas parabólicas van cubiertas con Kapton, las antenas de corneta con mylar y kapton aluminizados, y algunos equipos internos con kapton, mylar y kevlar.

Los colores también juegan un papel muy importante en el acabado del satélite; por ejemplo, la pintura blanca absorbe la radiación infrarroja de la Tierra, pero rechaza el flujo solar; su emitancia es muy alta y su absorbencia muy baja, de manera que se comporta como un elemento frío ante el Sol. Por otra parte, la pintura negra también tiene una emitancia alta, pero al mismo tiempo posee una absorbencia muy alta, y cuando está expuesta al Sol su temperatura es mayor a los 0°C , a diferencia de la pintura blanca cuya temperatura puede ser inferior a los -50°C .

Entre otros acabados, también se utiliza en algunas secciones la pintura de aluminio; por tener una emitancia más baja que la pintura negra, así como una absorbencia también baja, las zonas cubiertas con pintura de aluminio son más calientes en la oscuridad, o sea, donde no inciden los rayos del Sol, de lo que serían si tuviesen un terminado con pintura negra.

II.2.5 SUBSISTEMA DE POSICION Y ORIENTACION.

El objetivo del satélite de comunicaciones es recibir señales radioeléctricas de alguna parte de la Tierra y retransmitirlas a otra a través de su subsistemas de antenas direccionales, que deben estar permanentemente orientadas hacia la zona geográfica de servicio. Para que tal situación se logre, es necesario mantener la orientación de la estructura del satélite estable con respecto a la superficie de la Tierra, lo cual se obtiene mediante las técnicas de **estabilización por giro** o de **estabilización triaxial**.

En la técnica de estabilización por giro, una parte del satélite, o en algunos casos toda su estructura, gira para mantener el equilibrio del conjunto, al mismo tiempo que las antenas permanecen orientadas hacia la Tierra. En los primeros satélites se utilizaron antenas de haces direccionales, éstas se hacían girar en sentido contrario al giro del cuerpo cilíndrico del satélite, de tal forma que en realidad no se movían con relación a la superficie terrestre.

Sin embargo, esta solución perdió practicabilidad al ir revolucionando las generaciones de los satélites, y en la actualidad sólo una parte de su cuerpo del satélite gira mientras que el resto de la estructura se mantiene fijo; la unión entre la sección que gira y la que no gira es un mecanismo de rodamiento y transferencia de energía eléctrica con muy poca fricción²⁰. Los satélites de estabilización triaxial no giran, y aparentemente permanecen estáticos con sus largos paneles solares extendidos en el vacío y sus antenas apuntando hacia la Tierra.

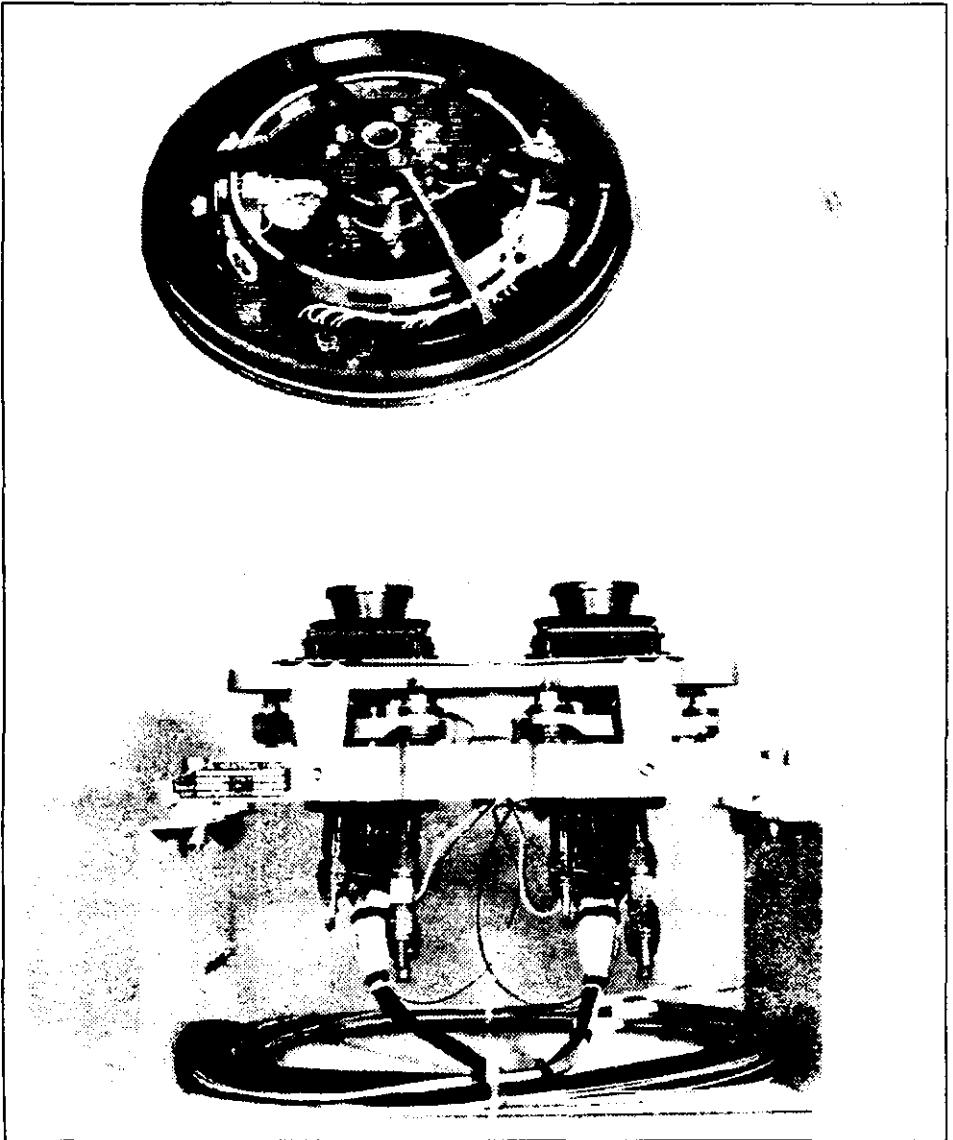
²⁰ Este mecanismo se denomina BAPTA; posee rodamientos para la interfase mecánica, anillos conductores para la transferencia de energía eléctrica de una sección a otra y motores que controlan la velocidad relativa entre las dos secciones.

En estos casos, la estabilización de la estructura del satélite se conserva mediante volantes giratorios que van colocados en su interior, sobre cada uno de los tres ejes utilizados como referencia para definir la orientación del satélite hacia la superficie terrestre.

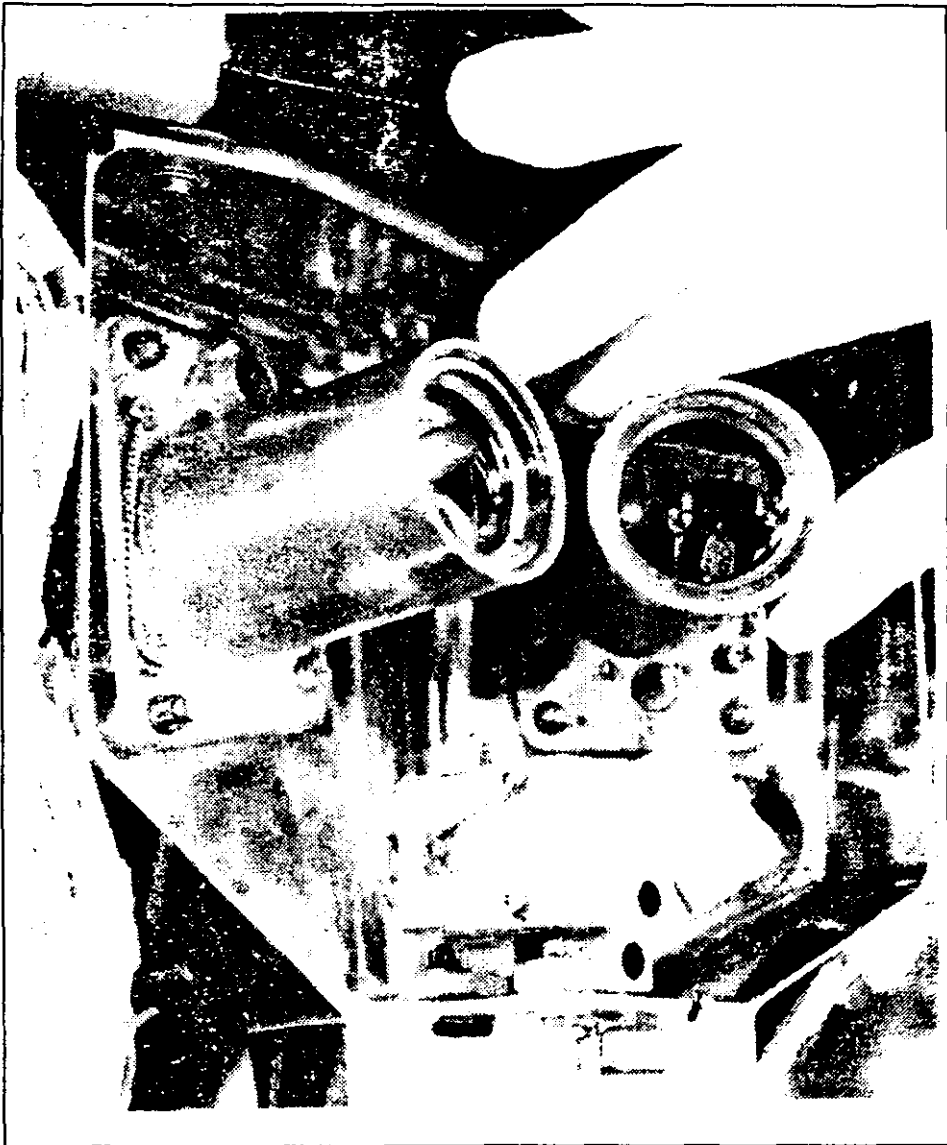
Independientemente del tipo de estabilización que se use, las fuerzas perturbadoras en el espacio no dejan de provocar cambios en la posición del satélite en su órbita y en su orientación con respecto a la superficie de la Tierra. Por lo tanto, es necesario poder determinar en todo momento, dónde está el satélite y cuál es la orientación exacta de su cuerpo.

Para conocer la posición, se necesita medir la distancia a la que se encuentra y en qué dirección o ángulo con relación a algún punto de referencia sobre la Tierra (Centro de Control).

La distancia se mide transmitiendo una señal piloto hacia el satélite, que éste retransmite después, y la diferencia que se detecta en el Centro de Control entre las fases de la señal transmitida y la recibida es un indicador de lo lejos que se encuentra. La medición del ángulo o la dirección a la que se halla se puede hacer por interferometría, empleando dos estaciones separadas por cierta distancia y comparando las señales piloto recibidas por cada una de ellas. La técnica de máxima recepción es otra alternativa para medir el ángulo, y tiene la ventaja de que sólo requiere una estación terrena y no dos; opera bajo el principio de orientar la antena hacia el satélite e ir la moviendo poco a poco hasta que se detecte el nivel máximo de radiación. Cuando se obtiene la posición de máxima recepción, se considera que la antena de la estación terrena está perfectamente orientada hacia el satélite, y por lo tanto se puede conocer la dirección o ángulo en que éste se encuentra.



Volante de reacción; y, ensamblado de dos propulsores.



Sensores de Tierra y de Sol de un satélite Westar III.

Por lo que se refiere a la determinación de la orientación del cuerpo del satélite con relación a la superficie terrestre, se puede utilizar para ello una variedad de sensores, de los cuales los más comunes son los de Sol y los de Tierra.

Los sensores solares son dispositivos fotovoltaicos en los que se produce una corriente eléctrica cuya magnitud depende de la dirección de la radiación solar sobre ellos. Por lo tanto, si de alguna forma se conoce la cantidad de corriente generada, es posible relacionarla con la dirección a la que se encuentra el Sol; es decir, se mide el ángulo entre la dirección en la que se halla el Sol y uno de los ejes del cuerpo del satélite. Por su parte los sensores de Tierra miden la radiación infrarroja emitida por el planeta, utilizando para ello un dispositivo sensible al calor, como un bolómetro o una termopila.

La cantidad de calor que reciben estos dispositivos depende de su orientación con relación a la superficie de la Tierra, y si el satélite cambia su orientación, los sensores van detectando esas variaciones; cuando los sensores están "viendo" sobre los bordes del horizonte terrestre, es decir, sobre el contorno del planeta, ocurre un cambio muy brusco, pues el espacio que lo rodea se comporta como un medio sumamente frío en el infrarrojo, y el nivel del calor detectado tiende a cero. El procedimiento de la corrección de la posición y orientación del satélite se basa en comparar los resultados de las mediciones de los sensores con ciertos valores de referencia considerados como correctos, calcular a continuación las correcciones que deben hacerse para reducir esos errores o diferencias, y finalmente llevarlas a cabo mediante la operación de algún actuador o conjunto de actuadores montados en el satélite; el flujo de la información correspondiente se realiza por el subsistema de rastreo, telemetría y comando.

Entre otro tipo de actuadores, se cuenta con los volantes²¹ o giroscopios, cuya velocidad de rotación se puede cambiar para producir un par correctivo; asimismo, hay bobinas que generan un momento magnético mediante una corriente eléctrica cuando ésta interactúa con el campo magnético de la Tierra, produciéndose así, el par deseado de corrección.

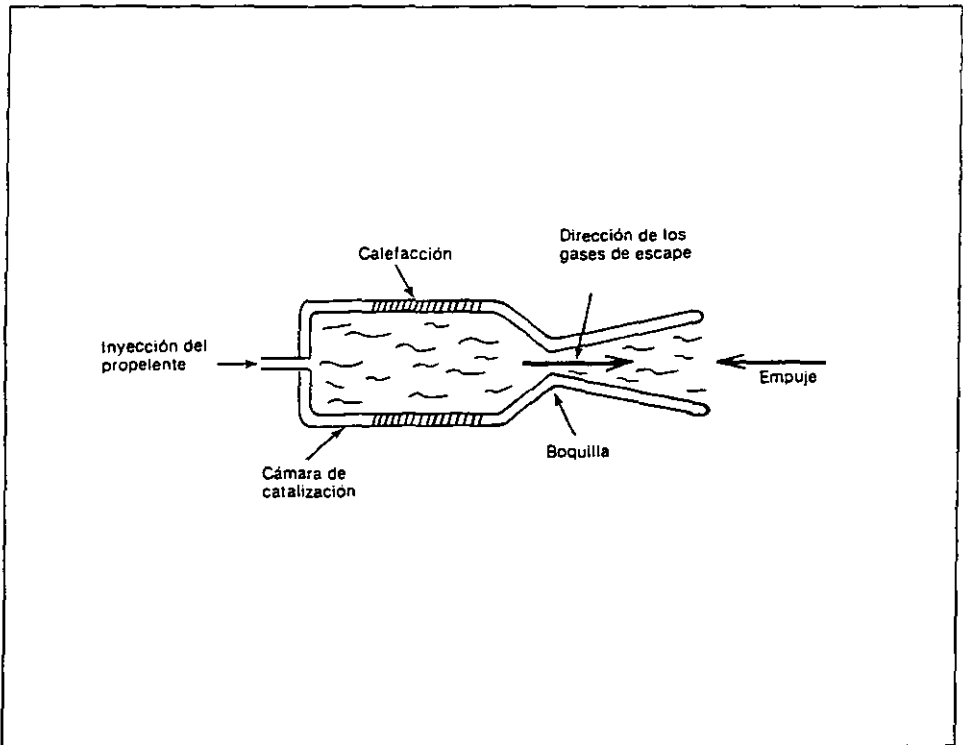
En ambos casos, la magnitud que se puede obtener en los pares generados de corrección es poca, y por consiguiente estos dispositivos son poco empleados como actuadores. Los más comunes, y que proporcionan niveles importantes en la magnitud de los pares necesarios de corrección, son los propulsores.

II.2.6 SUBSISTEMA DE PROPULSION.

El subsistema de propulsión o de control a reacción opera según el principio de la Tercera Ley de Newton; mediante la expulsión de materia a gran velocidad y alta temperatura a través de toberas o conductos de escape, se obtienen fuerzas de empuje en sentido contrario. Hay propulsores químicos y eléctricos; los primeros son los de mayor uso porque proporcionan niveles de empuje cientos o miles de veces más grandes que los eléctricos. La eficiencia de un propulsor se caracteriza por su empuje y su impulso específico del propelente que utilice.

Cada tipo de propelente produce un incremento de velocidad diferente con cierta cantidad de masa consumida; cuanto mayor sea la masa necesaria para producir un incremento de velocidad determinado mayor es el impulso específico del propelente.

²¹ Hay varios tipos de volantes estabilizadores, como son: inerciales, de momento, y de reacción con cojinetes magnéticos.



Cámara de catalización y boquilla de escape de un propulsor monopropelente.

El impulso específico se puede definir como el empuje aplicado o producido por cada unidad de peso del propelente que se consume cada segundo; en consecuencia, tiene dimensiones de tiempo y se expresa en segundos. Para efectuar las correcciones de posición y orientación del satélite se requiere aplicar empujes de duración determinada hasta obtener el incremento de velocidad necesario en la dirección deseada.

El principio básico mediante el cual operan los propulsores químicos es la generación de gases a muy alta temperatura en el interior de una cámara mediante la reacción química de propelentes, y los gases se aceleran al pasar por una tobera de escape cuya boquilla va disminuyendo poco a poco en su área transversal y después se ensancha. Los primeros sistemas de control a reacción utilizaban gases fríos como el nitrógeno y el peróxido de hidrógeno; sin embargo, su impulso específico era muy bajo (del orden de setenta segundos), y muy pronto fueron sustituidos por **hidrazina monopropelente**.

La hidrazina es inyectada en una cámara en donde se pone en contacto con un catalizador; como resultado, la primera se evapora y se descompone exotérmicamente en una mezcla de nitrógeno, hidrógeno y amoníaco, a temperaturas del orden de 300°C y con un impulso específico de unos 225 segundos. El impulso específico se puede mejorar incrementando la temperatura de los gases mediante algún sistema de calentamiento resistivo, después de la descomposición catalítica, hasta unos 1900°C, y antes de que se escapen por la tobera; de esta forma, el impulso específico aumenta hasta unos 300 segundos. Este importante incremento permite reducir la masa de propelente en el satélite antes de lanzarlo y colocarlo en órbita, pero a costa de un consumo mayor de energía eléctrica, pues hay que calentar la cámara de catalización.

En la actualidad existe cada vez más la tendencia a utilizar sistemas **bipropelentes**, con los que no se emplea un catalizador sino que dos propelentes distintos (un combustible y un oxidante), se ponen en contacto. Al unirse las dos sustancias, se produce una combustión instantánea sin necesidad de algún sistema de ignición²²; de estas sustancias, las más populares son la hidrazina

²² A este tipo de propelentes se les llama hipergólicos.

monometálica (combustible) y el tetróxido de nitrógeno (oxidante), que al combinarse producen un impulso específico del orden de 300 segundos. La ventaja o atractivo que ofrecen los propulsores bipropelentes es que permiten diseñar un sistema unificado de propulsión que a la vez sirva para colocar al satélite en su órbita definitiva tanto como para realizar las maniobras de corrección, de orientación y posición durante todos sus años de vida, utilizando para ello los mismos tanques de almacenamiento de combustible.

En cuanto a los propulsores eléctricos se refiere, éstos funcionan según el principio de generar un empuje al acelerar una masa ionizada dentro de un campo electromagnético, pero aún se encuentran en su etapa de pruebas y desarrollo, siendo los más estudiados los de plasma y los de ionización de mercurio y de cesio.

II.2.7 SUBSISTEMA DE RASTREO, TELEMETRIA Y COMANDO.

Este subsistema permite conocer a control remoto la operación y posición del satélite, así como enviarle órdenes para que algún cambio deseable se ejecute. El equipo de telemetría cuenta con diversos tipos de sensores instalados en varios cientos de puntos de prueba, que miden cantidades tales como voltajes, corrientes, presiones, posición de interruptores y temperaturas. Las lecturas tomadas por los sensores son convertidas en una señal digital que el satélite transmite hacia la Tierra con una velocidad baja, entre 200 y 1000 bits por segundo, y esta información permite conocer el estado de operación del sistema satelital, apoyada por la información de rastreo. El rastreo se efectúa mediante la transmisión de varias señales piloto, denominadas tonos, desde la Estación Terrena de Control hacia el satélite.

Normalmente se utilizan de seis a siete tonos distintos, cuya frecuencia es de algunos cuantos kilohertz, y que modulan sucesivamente en fase con la señal portadora de la Estación Terrena de Control; el satélite recupera los tonos y remodula con ellos a su propia portadora, para retransmitirlos hacia la Tierra, en donde son detectados por el Centro de Control. Las señales recibidas en Tierra se comparan en fase con las transmitidas originalmente, y las diferencias obtenidas permiten calcular la distancia a la que se encuentra el satélite, con precisión de algunas cuantas decenas de metros.

La transmisión de las señales de telemetría y de retransmisión de los tonos de rastreo hacia la Tierra se realiza a través de un mismo amplificador a bordo del satélite, al igual que con las señales de comando que se hayan recibido, para que se verifiquen antes de que sean ejecutadas.

Durante los varios años de vida operacionales del satélite, este amplificador es el mismo de alguno de los transpondedores empleados para las comunicaciones en general, ya que las señales transmitidas y recibidas por el subsistema de telemetría, rastreo y comando ocupan muy poco ancho de banda y pueden ocupar el mismo amplificador de banda C o Ku con otro tipo de señales de comunicaciones.

Las señales de comando son las que permiten efectuar las correcciones en la operación y funcionamiento del satélite a control remoto, como cambiar la ganancia de los amplificadores, cerrar algún interruptor, conmutar de transpondedor, modificar la orientación de la estructura, o bien (durante la colocación en órbita), extender los paneles solares, mover las antenas y encender el motor de apogeo.

Todas estas señales de comando van codificadas, pues cuestiones de seguridad, y la mayor parte de los sistemas que operan actualmente utilizan una secuencia en la que el satélite primero retransmite al Centro de Control los comandos que haya recibido, éstos son verificados en la Tierra, y si se comprueba que las órdenes fueros recibidas correctamente, entonces el Centro de Control transmite una señal de ejecución. Al recibirla, el satélite procede entonces a efectuar los cambios ordenados.

II.2.8 SUBSISTEMA ESTRUCTURAL.

La estructura del satélite es la armazón que sostiene a todos los equipos que lo forman y que le da la rigidez necesaria para soportar las fuerzas y aceleraciones a las que se ve sujeto desde el momento en que abandona la superficie de la Tierra; este importante subsistema debe ser durable, resistente y lo más ligero posible.

Durante las diversas etapas de su lanzamiento y transferencia de órbita, el satélite se enfrenta a vibraciones, esfuerzos aerodinámicos, fuerzas centrífugas, empujes de los propulsores y esfuerzos mecánicos. Cuando llega a su posición orbital final, el satélite se ve afectado por impactos de micrometeoritos, presiones de radicación de las antenas, fuerzas de atracción de la Tierra, la Luna y el Sol, y empujes generados por su propio subsistema de propulsión. En consecuencia, la estructura del satélite como cada una de las demás partes que lo componen deben diseñarse para que soporten esas condiciones durante la colocación en órbita. Para ello, el diseñador tiene a su alcance una diversidad de metales para fabricar la estructura, así como muchos conceptos geométricos derivados de la experiencia obtenida en aeronáutica a través de los años.

ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO DE UN SATELITE.

Los materiales más comunes para este fin son el aluminio, magnesio, titanio, berilio, acero, y varios plásticos reforzados con fibra de carbón; de éstos, el berilio es el más caro, y por lo tanto su utilización es limitada. La masa de la estructura puede variar entre 10 y 20% del total de la masa del satélite.

CAPITULO III.
LANZAMIENTO Y POSICIONAMIENTO DEL SATELITE
Y SU MEDIO AMBIENTE EN EL ESPACIO.

III.1 GENERALIDADES.

En 1945, Arthur C. Clarke sugiere la posibilidad de colocar satélites artificiales en una órbita tal que al ser observados desde un punto sobre la superficie de la Tierra pareciera que no se mueven. Los satélites no cambiarían aparentemente de posición, esto traería grandes ventajas, ya que su operación se simplificaría y el costo de los equipos necesarios para su utilización se reduciría bastante, en relación con el uso de otras órbitas.

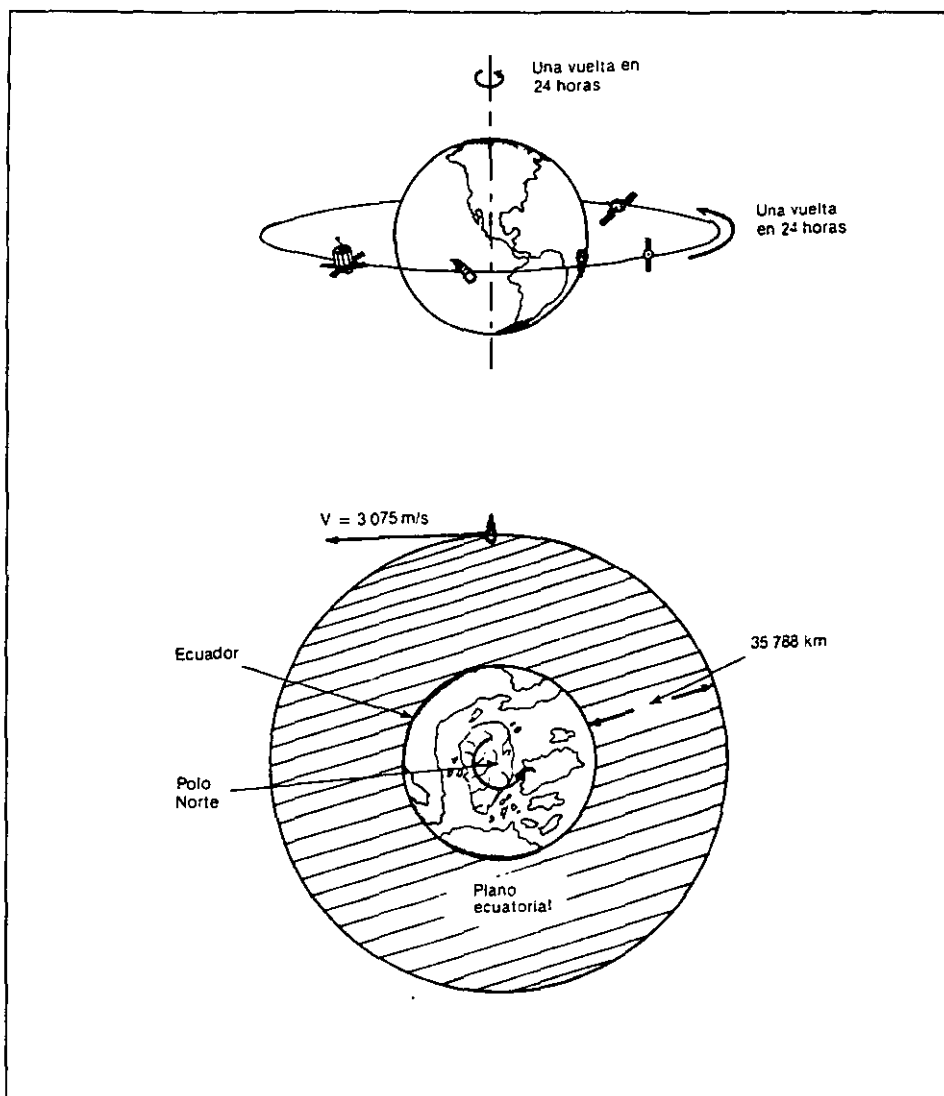
La idea de Clarke era buena pero se deberían cumplir varios requisitos para que el satélite fuese en verdad fijo con respecto a la Tierra, es decir, **geoestacionario**. En primer lugar, debía desplazarse en el mismo sentido de rotación que la Tierra, además para que no perdiera altura poco a poco y completara una vuelta cada 24 horas, debía estar a aproximadamente 36,000 Km de altura sobre el nivel del mar; para lograrlo, el satélite debería tener una velocidad constante de 3,075 m/s, siguiendo una órbita circular alrededor de la Tierra.

La órbita en la que están ubicados estos satélites, se llama **órbita geoestacionaria**, pero con frecuencia se refieren a ella como el **Cinturón de Clarke**, en reconocimiento a este investigador. En la actualidad ésta es la órbita más congestionada; todos los propietarios de satélites quieren estar en ella por razones obvias estas son; sencillez y bajo costo de operación.

En ella se encuentran diversos satélites de aplicaciones variadas como son: metereológicas, militares, experimentales y de comunicaciones.



El satélite y el medio ambiente en el espacio.



Los satélites geoestacionarios giran alrededor de la Tierra sobre el plano ecuatorial, completando una vuelta en 24 hrs.



III.2 COLOCACION DEL SATELITE EN ORBITA GEOESTACIONARIA.

Sin las leyes de Isaac Newton, que rigen la mecánica clásica, los científicos no hubieran podido colocar satélites alrededor de la Tierra.

Gracias a sus estudios se sabe que la fuerza de atracción entre un cuerpo y la Tierra es inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que hay entre ambos y directamente proporcional al producto de sus masas; asimismo, que si a un cuerpo se le aplica una acción, entonces éste responde con una reacción igual y de sentido contrario, oponiéndose a la acción original.

Estas deducciones de Newton hacen posible que el hombre actual lance al espacio vehículos de carga (cohetes o lanzadores) con satélites artificiales en su interior. Todos los sistemas satelitales hacen uso de los principios anteriores y de muchos otros, como por ejemplo las leyes de Kepler que rigen el movimiento de los planetas, ya que los satélites se pueden interpretar en sentido figurado como si fuesen planetas y la Tierra como un Sol, esto obviamente, en menor escala. En teoría, el número de tipos de órbitas en las que se pueden colocar los satélites es infinito, pero como ya mencionamos la más codiciada es la geoestacionaria. Para llevar un satélite a ésta existen tres procedimientos distintos, los cuales se describirán a continuación.

III.2.1 INYECCION DIRECTA EN ORBITA GEOESTACIONARIA.

En este caso, el satélite es transportado por un cohete de varias etapas hasta el Cinturón de Clarke, sin que necesite realizar esfuerzos, lo que si es necesario en los otros dos procedimientos.

La inyección directa en órbita geostacionaria es muy costosa y sólo se usa para la colocación de satélites militares; como el satélite no realiza esfuerzos propios, es decir, no lleva motores acoplados para pasar de una órbita a otra, las probabilidades de sufrir daños son pocas.

III.2.2 INYECCION INICIAL EN ORBITA ELIPTICA.

En este procedimiento las etapas del sistema lanzador coloca al satélite en una órbita elíptica de gran excentricidad, es decir, muy alargada, en la que el centro de la Tierra es uno de los dos focos. Una vez ahí, el satélite se separa del cohete y da una o varias vueltas en esa órbita, llamada de **transferencia geosíncrona**, hasta que se lleva a cabo la siguiente etapa del proceso, ya con esfuerzos propios del satélite.

El **perigeo** de la órbita de transferencia geosíncrona está normalmente a una altura aproximada de 200 Km sobre el nivel del mar y su **apogeo** cerca de los 35,788 Km, que es la altura final en la que el satélite debe quedar para funcionar.

El paso siguiente es circularizar la órbita y para ello el satélite lleva acoplado un motor que se enciende precisamente en el punto de apogeo de la última vuelta elíptica que se haya programado; obviamente, el encendido se efectúa después de haber orientado el satélite a control remoto en forma adecuada, para que el empuje del **motor de apogeo** resulte en la dirección correcta. Al encenderse éste, el satélite recibe un incremento sustancial de velocidad y su órbita cambia, pasando de la elíptica de transferencia geostacionaria a la circular geostacionaria.

III.2.3 INYECCION INICIAL EN ORBITA CIRCULAR BAJA.

Esta es la técnica empleada por el Sistema de Transportación Espacial de la Nasa de USA, mejor conocido como **orbitador**, y consiste en tres pasos, los dos últimos son idénticos al caso anterior de inyección inicial en órbita elíptica, el primer paso se describe a continuación.

El orbitador despega llevando al satélite en su compartimiento de carga y entra en órbita alrededor de la Tierra siguiendo una trayectoria circular, a una altura aproximada de 300 Km sobre el nivel del mar.

En una de las muchas vueltas que da la nave, el satélite es liberado o arrojado del compartimiento de carga, quedando de esta forma también en órbita circular baja alrededor de la Tierra, aunque separado del vehículo espacial; la velocidad inicial del satélite es la misma que la de la nave, aunque ligeramente modificada por efecto de los resortes que se emplean para arrojarlo del compartimiento de carga.

La separación se efectúa cuando la nave va cruzando el plano del ecuador, y cuarenta y cinco minutos más tarde, cuando el satélite vuelve a cruzar el plano del ecuador, su **motor de perigeo** se enciende.

Este le da un empuje tal que modifica su órbita cambiándola de circular baja o de **estacionamiento** a una elíptica, similar a la del segundo caso explicado anteriormente. Una vez que a cumplido su función, el motor de perigeo se desprende del resto del cuerpo del satélite, dando así las condiciones adecuadas para que más adelante y en el momento preciso, un **motor de apogeo** acoplado al cuerpo del satélite se encienda para circularizar la órbita con su altura final.

En realidad, el procedimiento para colocar un satélite en órbita geoestacionaria no es tan simple como parece ser de acuerdo con los tres métodos descritos. No solamente hay que proporcionarle cambios o incrementos de velocidad al satélite para modificar la geometría de las órbitas que formen parte del procedimiento elegido, sino que al mismo tiempo también hay que lograr pasar de un plano a otro, y todo ello haciendo el menor consumo de energía posible (combustible) para reducir los costos del lanzamiento.

III.3 TIPOS DE LANZADORES.

El riesgo económico por la instalación de un sistema de telecomunicaciones ha generado una gran competencia entre los países para obtener el dominio en el campo de los vehículos de lanzamiento u orbitadores.

Para quedar libre de las restricciones impuestas por el único país que vendía vehículos de lanzamiento a principios de los años ochentas (E.U.A. con los cohetes Delta y Atlas Centauro), algunos países industrializados como China, Japón y algunos países Europeos han desarrollado programas de orbitadores que permiten posicionar satélites en la órbita geoestacionaria.

Al mismo tiempo, los Estados Unidos se involucraron en un proyecto que tenía como objetivo desarrollar un orbitador recuperable y reutilizable con el objeto de reducir el costo de instalación en órbita (El transbordador espacial) y con la idea de abandonar la producción de sus orbitadores convencionales. La tragedia del Challenger en enero de 1985, que suspendió la instalación en órbita de todos los satélites militares y de uso comercial por cerca de dos años y medio ocasionó que se revisara a fondo su programa espacial.

La producción y desarrollo de sus orbitadores tradicionales fue subsecuentemente reiniciada. Además, la administración Reagan decidió que el uso del orbitador espacial estaría reservado exclusivamente para su uso en misiones gubernamentales. También se propuso que las compañías que desarrollaran orbitadores de tipo comercial, podrían comercializar los servicios de lanzamiento que eran parte del gobierno (Fuerza Aérea y NASA) y fueron puestos a su disposición.

En 1983, la Unión Soviética se dedicó a ofrecer los servicios de su cohete Protón al mundo occidental para poner en órbita a los satélites INMARSAT 2. En 1985 la organización Licensistorg que estaba patrocinada por la agencia Glavkosmos decidió comercializar dicho orbitador y ofreció garantías con respecto a los problemas de transferencia de los países occidentales.

III.4 CHINA.

En 1986 China decide comercializar sus orbitadores llamados Long March. El Long March 3 o LM-3 es un cohete de tres etapas que utiliza propelentes líquidos y que tiene una tercera etapa de tipo criogénico y es capaz de poner en órbita 1400 Kg en la órbita de transferencia geoestacionaria con una inclinación de 31.1°. Una versión mejorada del orbitador (El LM-3A) fue capaz de poner en órbita hasta 2.5 toneladas en la órbita de transferencia geoestacionaria en 1982, esta se debió al uso de una nueva etapa.

Un incremento en el desarrollo del orbitador de dos etapas LM-2c debido a la adición de 4 propulsores con gargantas más chicas, permitieron que el orbitador pudiera colocar hasta 8.6 toneladas en órbita. El orbitador LM-4 difiere un poco del LM-3 por tener una tercera etapa diferente que esta diseñada para inyectar 2.5

toneladas en una órbita polar. La base principal de lanzamiento se encuentra en Liangshan cerca de Xhicag en la provincia de Sichuan (latitud 31.1° N). China también cuenta con una base espacial en el centro Chiu Chuan Space Center, cerca de Juiquon (latitud 40.7° N) en la provincia de Gansu en las orillas del desierto de Gobi. Se esta planeando la construcción de una tercera base al sur de Beijing para realizar los lanzamientos de satélites en órbitas polares.

CARACTERÍSTICAS DE LOS ORBITADORES CHINOS.

Características del Orbitador.	LM-1	LM-2	LM-3
Configuración general	3 etapas	2 etapas	3 etapas
Peso	86.1 t	191 t	202 t
Longitud	29.45 m	31.65m	43.2 m
1er lanzamiento	1970	1974	1984
Inclinación orbital	70°	42-63°	31.1°

III.5 EUROPA (ARIANE).

La familia de vehículos espaciales ARIANE fue desarrollada por la agencia espacial europea. En julio de 1973, durante la conferencia espacial europea se decidió combinar la organización europea de desarrollo espacial (ELDO) y la organización europea de investigación espacial (ESRO) en una sola organización llamada Agencia Europea Espacial (ESA). Uno de los objetivos principales de la agencia fue desarrollar una serie de cohetes de tres etapas que permitieran la inyección de un satélite en la órbita geostacionaria desde una orbita de transferencia, despegando desde la base de lanzamiento localizada en Kourou en la Guyana Francesa. Esta órbita podría ser obtenida con gran precisión guiando al

vehículo de lanzamiento por medio de una computadora la cual usa información proporcionada por una unidad inercial. La dirección es provista por la orientación de uno de los motores principales de una de sus etapas, además un sistema de control de altitud permite a la tercera etapa y al satélite posicionarse en la altitud deseada antes de la separación. Esta maniobra se hace para reducir la cantidad de propelente requerida para las últimas correcciones de la órbita del satélite. Este ahorro de combustible representa un incremento en el tiempo de vida del satélite que va de uno tres años.

El primer lanzamiento del ARIANE 1 se realizó el 24 de diciembre de 1979. Un programa de modificaciones menores de lanzamiento (adición de motores de propelente sólido, modificación de la cámara de combustión y cambios en la masa de propelente) permitieron que se desarrollara el ARIANE 3, el cual fue lanzado por primera vez en agosto de 1984.

III.5.1 ARIANE 4.

El programa del ARIANE 4 se desarrollo de acuerdo a lo decidido en enero de 1982. Fue el último de la familia y el caballo de batalla de la compañía Ariespace en la década de los 90's; el primer vuelo de ARIANE 4 se realizó el 15 de junio de 1988.

Las mejoras en el desarrollo de éste orbitador se obtuvieron por medio de un incremento de la capacidad de la primer etapa y el uso adicional de motores más poderosos. Como consecuencia del uso de propulsores adicionales, el desarrollo nominal aumentó de 1.9 a 4.27 toneladas en la órbita de transferencia para satélites geostacionarios cuyas altitudes en el perigeo y en el apogeo son 200 Km y 35,788 Km y una inclinación de 7°.

El programa de lanzamiento se inicia aproximadamente nueve semanas antes del primer lanzamiento con la transportación de los componentes del vehículo de lanzamiento desde Le Havre.

El ensamblaje y las pruebas del vehículo requieren aproximadamente de cuatro semanas y trasladar el vehículo al área de lanzamiento toma aproximadamente dos semanas. Durante este tiempo los satélites que van a poner son preparados y probados en edificios especiales antes de almacenarlos en los contenedores del ARIANE.

Este proceso se lleva aproximadamente 5 días. La secuencia final del lanzamiento dura 38 horas que son divididas en los tres días previos al lanzamiento en las cuales se llenan los tanques de las diferentes etapas.

Seis minutos antes del lanzamiento el control de las operaciones es tomado por las computadoras principales que checan los parámetros del vehículo, controlan la separación de los brazos de propelente criogénico de la tercera etapa cuatro segundos antes del fin de la secuencia que termina con el comando para iniciar los motores de la primer etapa y los propulsores adicionales de propelente líquido.

El vehículo de lanzamiento que era retenido por medio de tenazas se libera cuando los parámetros del motor son verificados 3.4 segundos después, cuando se encienden los motores de propelente sólido. La separación de los impulsores de propelente sólido ocurren en 67 segundos y los de propelente líquido 148 segundos después. El vuelo del vehículo desde su despegue hasta la separación de la tercera etapa dura aproximadamente 18 minutos.

III.5.2 ARIANE 5.

El programa espacial Columbus generado para el desarrollo de una estructura orbital que estuviera formada por módulos y plataformas, que podrían ser automáticos o manuales, requería de la instalación y mantenimiento de dichos elementos, lo cual implicaría el desarrollo de una nueva aeronave con la compañía espacial Hermes.

Por otra parte un número creciente de satélites con mayor masa han acaparado gran parte del mercado. Las misiones futuras están previstas para que los orbitadores puedan llevar satélites desde 2,500 Kg hasta 4,000 Kg en una órbita de transferencia geoestacionaria con un diámetro disponible del satélite del orden de 4.5 m (comparado con 3.65 m del ARIANE 4).

Para lograr la competitividad, el costo de lanzamiento debe reducirse a lo mínimo. Uno de los factores que intervienen en la reducción de los costos es el uso de un orbitador lo suficientemente poderoso para poder lanzar varios satélites al mismo tiempo. Finalmente se requiere también que un orbitador comercial tenga el espacio suficiente para colocar en él al mayor número de satélites lo que haría al lanzamiento más económico. El desarrollo del programa ARIANE 5 en 1985, fue enfocado para responder a estos objetivos desarrollando un sistema automático que pusiera a los satélites en órbita.

Las características esperadas para un orbitador del tipo ARIANE 5 son:

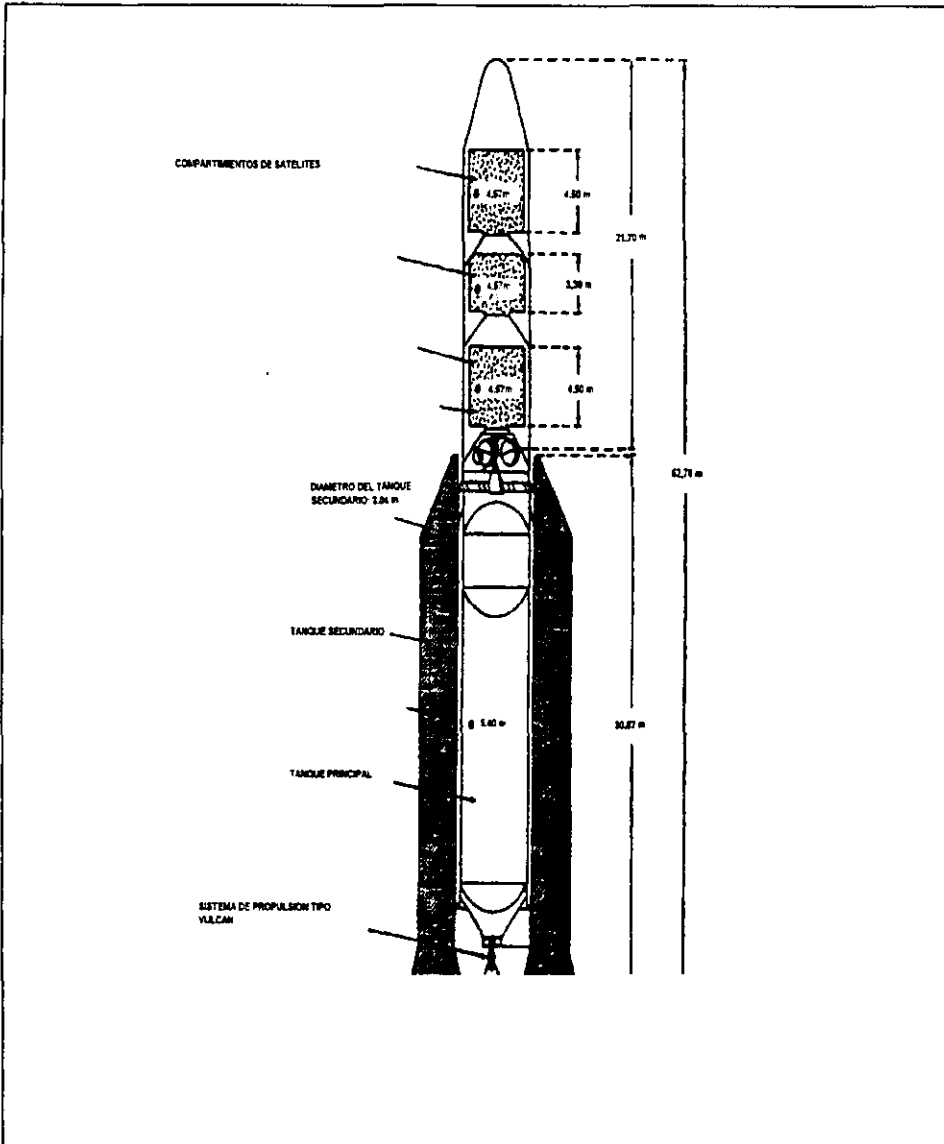
- 1.- Capacidad total de 6,800 Kg en la órbita de transferencia geoestacionaria que puede ser para un sólo satélite o para varios adaptados en una plataforma de lanzamiento múltiple.

- 2.- Capacidad en la órbita circular baja (550 Km, 28.5° de inclinación) de 18 toneladas a 21 toneladas.
- 3.- Inyección en la órbita del plano espacial Hermes con una masa de 21 toneladas en una órbita circular.
- 4.- Utilizar un diámetro de satélite de hasta 4.57 m.
- 5.- Confiabilidad del 98% de la misión.

La estructura adoptada por el ARIANE 5 está compuesta de dos etapas propulsoras. La parte inferior es independiente de la misión y consiste de una unidad criogénica asistida por dos motores de propelente sólido que se utiliza únicamente para la operación de despegue. La parte principal lleva 155 toneladas de oxígeno líquido e hidrógeno y es expulsado por el propulsor de tipo vulcan en tan solo 615 segundos lo que genera un impulso de 60 toneladas. Los propulsores adicionales queman sus 230 toneladas de propelente en 120 segundos mientras generan un empuje de 750 toneladas. La parte superior que es la que se lleva al plano de Hermes contiene una etapa de propelente líquido no criogénico y una estructura externa de soporte en caso de que lanzara tres satélites.

III.6 ESTADOS UNIDOS.

Antes del inicio de la década de los 80's, los Estados Unidos tenían varios programas para orbitadores convencionales con una gran variedad de capacidades. En forma similar se estaba desarrollando un diferente sistema de transportación espacial que tenía la peculiaridad de que utilizaba unidades recuperables (El sistema de transportación espacial o transbordador espacial).



La decisión de la NASA de abandonar los programas de orbitadores convencionales en 1984 a favor del transbordador espacial parecía poner fin a la mayoría de sus programas.

El accidente del Challenger en enero de 1986 llevó a la NASA en ese mismo año a tomar la decisión de continuar con el desarrollo de orbitadores convencionales a fin de proveer un reemplazo para el lanzamiento de satélites militares y de satélites comerciales. De modo que durante 1987 varias compañías americanas se prepararon para el uso comercial de versiones mejoradas de sus viejos orbitadores con disponibilidad alrededor de 1989-1990 después de restaurar las líneas de producción de los componentes de los orbitadores.

III.6.1 DELTA.

El programa del orbitador DELTA, desarrollado por McDonnell Douglas Astronautics Company (MDAC), se inició al final de los 50's. El primer lanzamiento del orbitador DELTA se realizó en 1960; tenía una capacidad de 54 Kg en la órbita de transferencia geostacionaria.

Modificaciones posteriores permitieron el desarrollo del DELTA 3920 PAM que en 1982 fue capaz de inyectar 1,270 Kg en la órbita geostacionaria debido al uso particular de la etapa superior PAM (Motor de Apogeo o Perigeo) en la tercera etapa.

En 1984, la NASA tomó la decisión de abandonar el programa pero debido a la escasez de medios de lanzamiento durante 1986, MDAC obtuvo un contrato para la Fuerza Aérea en 1987 para el desarrollo del programa DELTA II. Al mismo tiempo MDAC se preparaba para proveer sus servicios de lanzamiento de modo comercial.

El primer lanzamiento del orbitador DELTA 6925 que fue capaz de inyectar 1,447 Kg en la órbita de transferencia geoestacionaria tuvo lugar el 14 de febrero de 1989.

En comparación con el DELTA 3920 PAM, el incremento de 164 Kg en el desarrollo DELTA 6925 se obtuvo gracias al incremento de 96.5 toneladas en la capacidad de las reservas de la primer etapa, lo que generó un mayor desempeño. La segunda etapa permaneció sin cambios del mismo modo que la tercera etapa. La dirección del cohete es generada por medio de una unidad inercial y una computadora localizada en la parte superior de la segunda etapa que controlaba el impulso y la orientación por medio del motor principal. Para la tercera etapa se implementó un sistema de rotación en el que el satélite es acoplado por medio de una tornamesa que genera la estabilización giroscópica del satélite durante los últimos 87 segundos de combustión.

III.6.2 ATLAS/CENTAURO.

El orbitador ATLAS/CENTAURO desarrollado por General Dynamics también tiene una historia muy larga. El orbitador ATLAS lanzó su primer satélite de comunicaciones en 1958.

La familia ATLAS esta constituida por el ATLAS H que es capaz de posicionar 1960 Kg en órbita baja y el ATLAS G que sirve como la primer etapa de ATLAS/CENTAURO o ATLAS 1. Dicho orbitador fue construido para su uso comercial por la compañía General Dynamics (su primer vuelo comercial se realizó el 15 de julio de 1990). Para realizar lanzamientos de satélites y todo lo relacionado a su lanzamiento por medio de un acuerdo que firmó la NASA y la Fuerza Aérea que le permitía utilizar las instalaciones del gobierno, así como las bases de lanzamiento en Cabo Cañaveral.

El ATLAS G con un diámetro de 3.05 m y una altura de 23 m utiliza keroseno y oxígeno líquidos como propelentes y genera un impulso de 1950 Kn.

Después de 2.5 minutos de vuelo el orbitador se separa de los motores para deshacerse de peso y obtener el impulso suficiente con un solo motor. Esta fase continua hasta que se quema todo el propelente del cohete después de 285 segundos. Es entonces cuando el CENTAURO se separa del ATLAS. El CENTAURO tiene 2 motores criogénicos que queman hidrógeno y oxígeno y que desarrollan 147 Kilotones de impulso. Después de 325 segundos de operación los motores se detienen para la fase de aproximamiento que permite acercarse al cohete al punto de inyección. Estos motores se vuelven a encender después para inyectar al satélite en la órbita de transferencia.

La dirección se genera por un sistema inercial que permite que se obtenga una inyección precisa. Este sistema permite que el satélite se lance en la órbita de transferencia con la altitud deseada.

III.6.3 TITAN.

Los cohetes de la serie TITAN III han sido utilizados por la Fuerza Aérea norteamericana por más de 20 años y se originaron gracias al desarrollo de las series TITAN I y TITAN II que se utilizaron en 12 misiones para poner hombres en órbita, la serie TITAN III se utiliza exclusivamente para propósitos militares.

Se han desarrollado varias versiones del TITAN III que están constituidos por dos etapas impulsoras que funcionan utilizando propelentes líquidos; las diferentes versiones del TITAN difieren

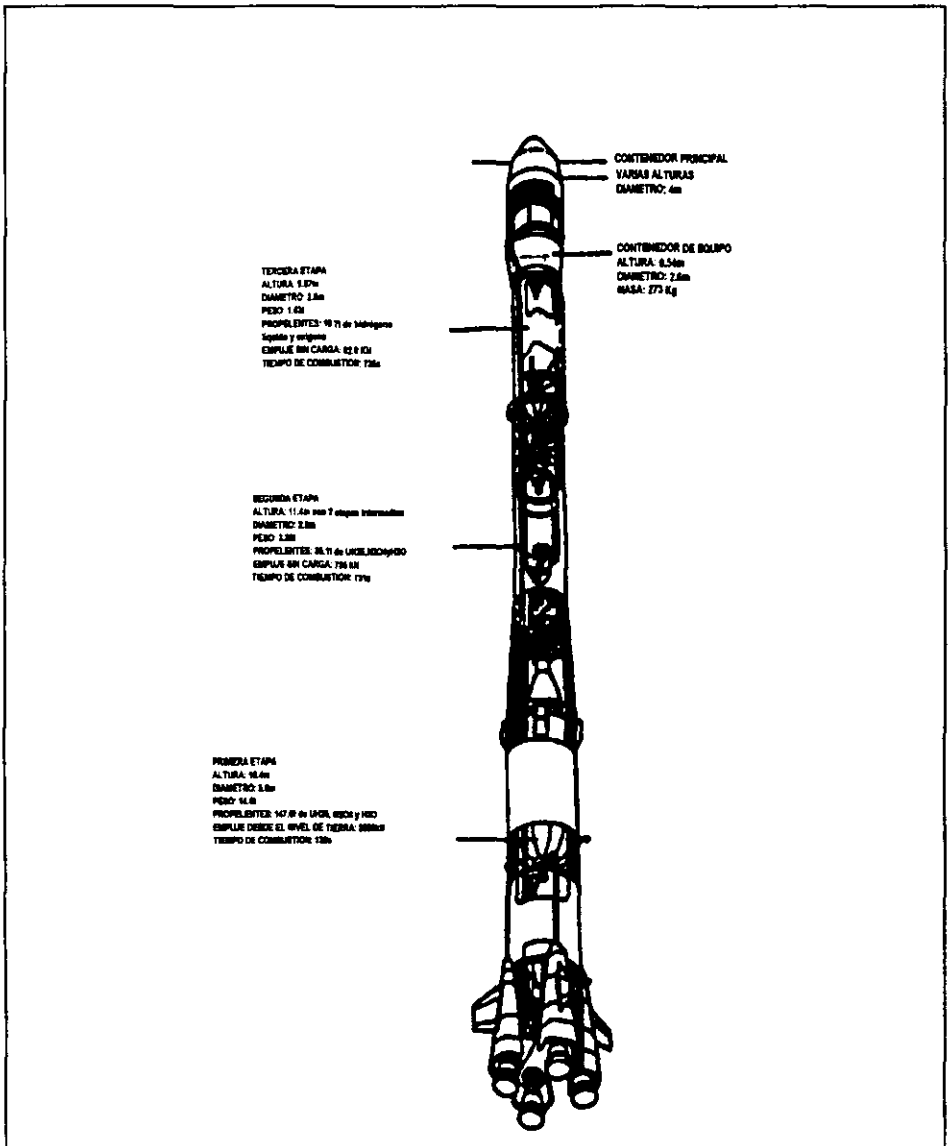
en las unidades de poder extra que utilizan para llegar a las diferentes órbitas. Una de las últimas versiones del TITAN es el modelo 34D que pesa 650 toneladas al momento del despegue y es capaz de poner 15 toneladas en órbita circular baja y 4 toneladas en la órbita geoestacionaria de transferencia.

La versión más poderosa de la serie TITAN es el modelo TITAN IV que es capaz de poner 20 toneladas en órbita circular baja. Este cohete es diferente al TITAN III debido al hecho que este tiene los motores de impulso más anchos y además su tanque principal es de mayor capacidad. Lo que le permite generar un impulso mayor y por lo tanto puede colocar satélites en órbitas de transferencia más altas.

Para la inyección de satélites en órbita de transferencia geoestacionaria, el cohete comercial TITAN III tiene una etapa de perigeo extra que es capaz de generar los incrementos de velocidad para transferir al cohete de su órbita 150 x 260 Km. 28.6°, a una órbita de transferencia de 180 x 35788 Km. Con una inclinación 26.4°.

El cohete comercial TITAN III es compatible con la mayoría de las etapas de las series I y II.

El cohete TITAN III utiliza un diámetro máximo de satélite de 4m. Con una altura de 4m. Y es similar al del ARIANE 4. Se puede realizar el lanzamiento simultaneo de dos satélites extendiendo el módulo principal a una longitud de 5.1m con un diámetro de satélite de 4m.



III.7 **TRANSBORDADORES ESPACIALES.**

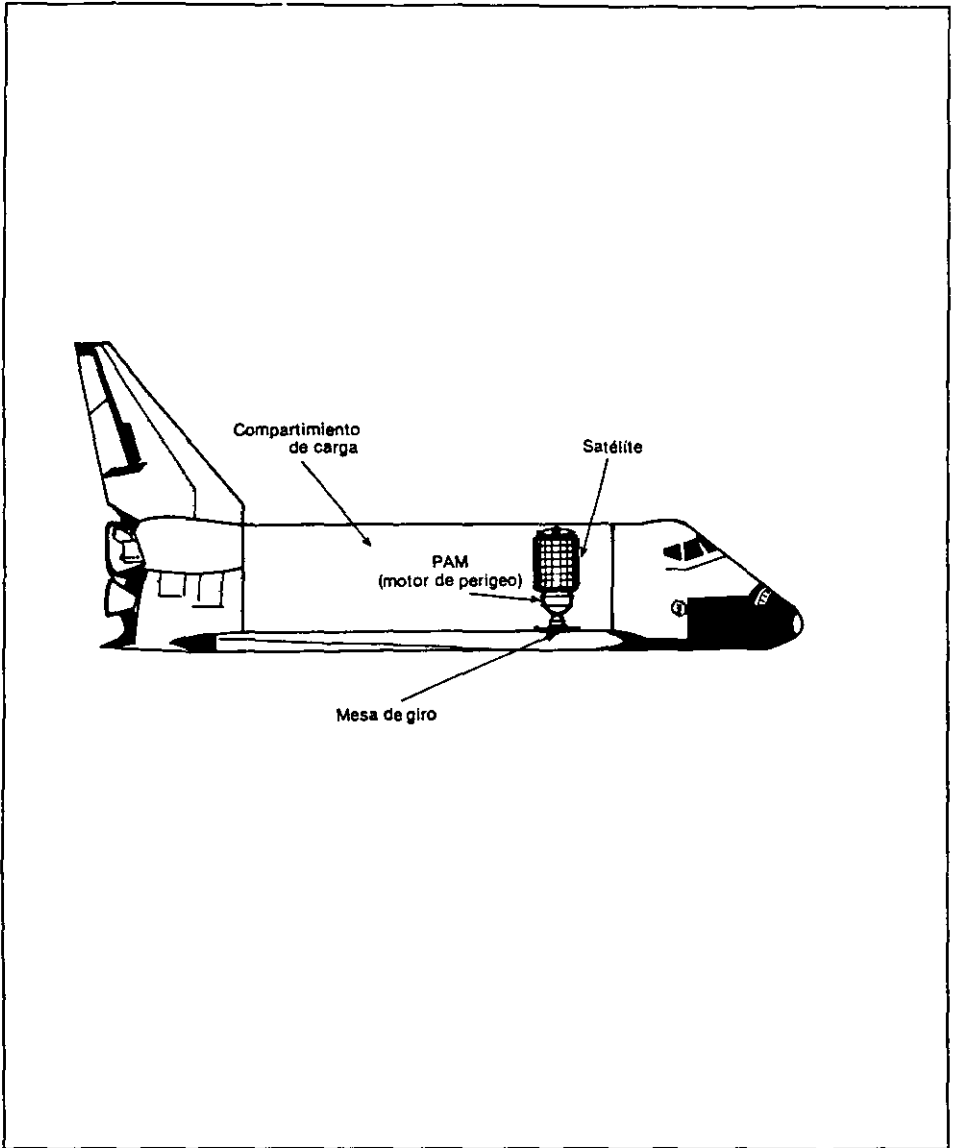
El sistema de transportación espacial o transbordador espacial consta de tres partes principales:

- 1.- La aeronave espacial u orbitador que después de ponerse en órbita es capaz de atravesar las capas mas densas de la atmósfera y regresar a la superficie terrestre.
- 2.- Un enorme tanque externo de reserva no recuperable que contiene los propelentes criogénicos (hidrógeno y oxígeno) que alimentan los tres motores principales (Cada uno genera un empuje de 200 toneladas).
- 3.- Dos motores de propelente sólido adicionales que generan un empuje de 1225 toneladas.

El primer lanzamiento del Columbia tuvo lugar el 12 de abril de 1981, después se construyeron otros dos vehículos de la misma serie (Challenger y Discovery).

Un dramático accidente que costo la vida de los 7 miembros de la tripulación del Challenger en enero de 1986 debido a una fuga de combustible en uno de los tanques auxiliares, forzó a rediseñar los motores auxiliares y a mejorar las condiciones de seguridad. Las misiones se reiniciaron en octubre de 1988 con el Discovery.

Las grandes dimensiones del puerto de carga (18.3m de largo y 4.6m de diámetro) y su gran capacidad de lanzamiento 29t. En órbita circular (300 Km) permite posicionar grandes satélites en órbita y también permite considerar la idea de construir estaciones espaciales para misiones científicas o para las telecomunicaciones.



Por otra parte, el transbordador espacial puede alcanzar únicamente una órbita circular baja (Su órbita nominal es de 300 Km) y por lo tanto para poder posicionar los satélites en la órbita geoestacionaria son necesarios dos grandes incrementos de velocidad.

Para posicionar un satélite en órbita desde el transbordador, lo primero que hay que hacer elevar la plataforma del puerto de carga. Para expulsar al satélite se utiliza un dispositivo rotatorio que asegura la estabilización de altura. Este método se conoce con el nombre "Frisbee" que consiste en colocar unas propelas al satélite que generan el movimiento de rotación para lograr la altitud de control.

Finalmente un brazo mecánico puede extraer al satélite del puesto de carga y depositarlo al exterior. Por último un sistema adecuado de propulsión permite al satélite alcanzar su órbita final.

III.8 UNION SOVIETICA.

La Unión Soviética ha tenido diferentes series de cohetes, para diferentes capacidades y diversos usos. La Unión Soviética tiene tres bases de lanzamiento. La más vieja se localiza en la provincia de Turytam que se encuentra a unos 2000 Km al suroeste de Moscú con latitud de 51.6 N. Esta base fue utilizada para lanzar al primer satélite artificial llamado "Sputnik I".

La base de lanzamiento más compleja se encuentra en la provincia de Plesetsk, cerca de la frontera con Finlandia. La tercera se encuentra en la provincia de Kaputsir Yar y se utiliza principalmente para dispara proyectiles de tipo militar.

III.8.1 SERIE A.

Esta serie que se utilizó para lanzar a los primeros Sputniks, estaba constituida por cohetes de 2 o 3 etapas, de acuerdo a la versión, auxiliado por 4 propulsores adicionales. Los propelentes principales que utilizó esta serie fueron keroseno y oxígeno líquido para las primeras dos etapas e hidrazina y oxígeno líquido para la tercera etapa. Estos cohetes se armaban de forma horizontal.

Este tipo de cohetes generaban un empuje de 7.5 t en órbita baja y hasta 2.4 t en la órbita de transferencia geostacionaria.

III.8.2 SERIE C.

Esta serie que siguió a una serie de cohetes de bajo desempeño (serie B de 250 a 500 Kg. en órbita baja), se usa para lanzar a los satélites de la serie científica Cosmos. Estos cohetes están constituidos de dos etapas de impulsión. Este tipo de cohetes puede poner alrededor de 1.5 t en órbita baja.

III.8.3 SERIE D.

La serie D esta constituida de varios cohetes de gran capacidad que son capaces de poner hasta 27 t. En la órbita circular baja de acuerdo a su configuración.

Las diferentes etapas de estos cohetes (que van desde 2 hasta 4 de acuerdo con la versión) utilizan propelentes líquidos. La primera etapa consta de un cuerpo central que contiene el oxidante y seis reservas auxiliares y que generan un empuje de hasta 150t por 130 segundos.

**ESTA TESIS NO DEBE
SALIR DE LA BIBLIOTECA**

La segunda etapa es impulsada por cuatro motores, cada motor genera un empuje de hasta 650 Kilotones. La tercera etapa utiliza un solo motor con cuatro salidas, esta etapa funciona aproximadamente por 140 segundos. Estas etapas utilizan Hydrazina y Peróxido de Nitrógeno como propelentes.

La versión Die o Cohete Protón es usado para posicionar satélites en la órbita geoestacionaria. La Unión Soviética decidió en 1983 ofrecer los servicios del cohete PROTON al mundo occidental para lanzamiento de la serie de satélites INMARSAT II.

El cohete PROTON consta de cuatro etapas y mide 52 m de altura, su masa en el momento del despegue es del orden de 700t. Las primeras tres etapas soportan a la cuarta que es en donde se encuentra el puerto de carga que es el que coloca al satélite a una altura de 200 Km. con una inclinación de 51.6°. La cuarta etapa de hecho funciona como la etapa de transferencia y utiliza oxígeno líquido y keroseno como propelentes.

El empuje del cohete PROTON es capaz de inyectar una carga de orden de 2.5 t. Con un diámetro de satélite de 3.7 m directamente en la órbita geoestacionaria del satélite. La precisión del posicionamiento no es muy buena; la inclinación residual esta estimada entre 0.1 y el error en el período puede ser de hasta 20 min.

III.9 RESCATE DE SATELITES.

Si por alguna razón el satélite no puede llegar a la órbita geoestacionaria, es necesario rescatarlo para traerlo de regreso a la Tierra, para su revisión y después llevarlo de nuevo al espacio para colocarlo en la órbita geoestacionaria.

Esta operación se realizó por primera vez hace algunos años, con el rescate de los satélites Westar IV de USA y Palapa B de Indonesia, para esta tarea se utilizó el orbitador de la NASA que los trajo de regreso en su compartimiento de carga.

Como se explico anteriormente el orbitador vuela en órbita circular baja a unos 300 Km sobre el nivel del mar, para hacer posible el rescate de los satélites que se encuentran a la deriva unos miles de kilómetros más arriba, se hace uso del subsistema de propulsión que lleva el satélite, más adelante se hablará más a fondo sobre este subsistema, para poder operar este subsistema el satélite lleva en su interior tanques de combustible almacenado, este combustible esta planeado para durar durante todos los años de operación del satélite; cuando el satélite no ha llegado a la órbita geoestacionaria es necesario bajarlo a la altura que vuelan los orbitadores, para que los astronautas puedan salir a recuperarlos, para esto se hace uso del combustible almacenado a través de muchas maniobras para ir bajando poco a poco al satélite, hasta que quede al alcance del orbitador.

Por esta razón no es posible reparar al satélite en el espacio, a menos que se tuvieran los medios de llenar nuevamente los tanques de combustible y poder colocarle un nuevo motor PAM. La única alternativa es traerlos de regreso a la Tierra.

Una de las causas por las que le satélite quede a la deriva es que su motor PAM no quede encendido durante 80 seg. que es el tiempo en que el motor debe impulsar al satélite de una órbita a otra, quedando este a la deriva.

III.10 COSTOS DE INSTALACION EN ORBITA.

Es bastante difícil poder estimar el costo del lanzamiento de un satélite, debido a que el costo depende del tipo de servicio que se quiera obtener, la eficiencia del cohete, las políticas comerciales de la compañía que ofrece sus servicios, etc. El sólo hecho de poder ocupar un lugar dentro de un cohete cuesta aproximadamente 120 millones de dólares, además hay que considerar 30,000 dólares por Kg de peso del satélite al momento del despegue.

Debe notarse el hecho de que falto mencionar muchísimas características que se toman en consideración para poder fijar el costo de lanzamiento, como la inclinación de la órbita de transferencia, la precisión para poner al satélite en la órbita final, el número de satélites que van a ser lanzados, capacidad del contenedor del satélite, restricciones mecánicas etc. Todas estas consideraciones tienen un impacto bastante grande en el costo del lanzamiento.

III.11 MEDIO AMBIENTE DEL SATELITE.

Cuando el satélite es colocado por fin en órbita en el cinturón de Clarke, se encuentra con otros satélites de distintas configuraciones y tamaños, muchos de estos están transmitiendo en la misma frecuencia que el nuevo satélite, aunque todos son vecinos no se encuentran en el mismo punto, ya que están separados entre si por dos o tres grados de arco equivalente a 1500 o 2200 Km respectivamente, con esto se asegura que no exista interferencia radioeléctrica entre ellos.

Además, la posición en longitud de cada uno de ellos depende de la zona geográfica que se encargue de intercomunicar, por ejemplo un satélite que prestará servicio a la India se colocaría en órbita geoestacionaria sobre el Océano Indico y no al otro lado de la Tierra donde de nada le serviría.

De cualquier manera, hay ciertas secciones del cinturón de Clarke que son más codiciadas que otras y que por lo tanto están más congestionadas.

La zona de mayor tráfico internacional de señales radioeléctricas es el Océano Atlántico, debido a que sus lados se encuentran los países industrializados de América del Norte y Europa.

Por lo que se refiere a tráfico interno o doméstico de señales, se intuye que una de las zonas más congestionadas, por la gran demanda de servicios que allí hay, tanto en variedad como en cantidad, es la sección del arco ecuatorial comprendida por las longitudes geográficas de México, USA y Canadá, así como las longitudes más cercanas a su territorio. El satélite recién llegado no debe causar problemas de interferencia, ni degradaciones en la calidad de las señales recibidas o transmitidas por él, por lo tanto, debe permanecer lo más fijo posible. Es decir, aún cuando se este moviendo a gran velocidad alrededor de la Tierra para mantener su posición geoestacionaria, no debe desviarse de su trayectoria y tampoco debe cambiar la orientación de su cuerpo con respecto a la superficie terrestre. Mantener al satélite estático es prácticamente imposible, ya que existen diferentes fuerzas que se encargan de moverlo, esto se puede ejemplificar aunque un tanto exagerado como una botella que flota en el mar, para mantenerse lo más estable posible necesita toda la ayuda posible desde la Tierra ya que las fuerzas externas se encargan de moverlo.

A través del subsistema de propulsión del satélite, es posible ayudarlo a corregir su orientación y posición, enviándole comandos a control remoto en forma periódica.

A continuación se muestran las dimensiones de una gigantesca caja imaginaria en cuyo centro estaría colocado el satélite en el espacio; mientras el satélite se mueva dentro de ella, no habrá ningún problema, pero hay que rastrearlo permanentemente para observar su posición y encender el subsistema de propulsión a control remoto antes de que se salga, para así regresarlo hacia el otro lado de la caja, para lograr estas maniobras con precisión se necesita contar con un sistema de control especial computarizado y que el satélite envíe cierto tipo de información para que los operadores y las computadoras hagan sus cálculos y tomen las decisiones correctas.

Cada vez que el subsistema de propulsión se enciende para corregir la posición y orientación del satélite se consume combustible, y poco a poco los tanques se van vaciando, y cuando el combustible se termina ya no es posible mantener fijo al satélite y se corre el peligro de causarle interferencias a otro satélite además de otros problemas operativos desde la Tierra y la única solución es apagar el satélite. El número de años que puede durar un satélite depende de la eficiencia con que se opere el satélite desde la Tierra.

III.11.1 FUERZAS PERTURBADORAS.

La fuerza que más afecta es el campo gravitacional de la Tierra. Este campo no es esféricamente uniforme, ya que la distribución de la masa del planeta no es homogénea.

Es decir, si se imaginase a una gran esfera en cuyo centro este el centro de la Tierra, y si pudiese medirse de alguna forma la intensidad del campo gravitacional en todos los puntos de la superficie de esa gran esfera imaginaria envolvente, no se obtendría el mismo valor en todos los puntos, o sea, que la intensidad del campo gravitacional no es exactamente igual sobre un punto en el sur del Océano Pacífico que sobre un punto en el continente africano, aún cuando ambos puntos de medición se encuentran a la misma altura sobre el nivel del mar.

Más aún la Tierra no es una esfera perfecta, sino que esta achatada por los polos, y el círculo ecuatorial no es en realidad un círculo, sino una elipse, aunque de muy poca excentricidad; el eje mayor de ésta es 150 metros más largo que el eje menor.

Para que se tuviese una uniformidad esférica del campo gravitacional de la Tierra, en primer lugar ésta debería de ser una esfera perfecta, y además su masa tendría que estar mezclada homogéneamente; ambas cosas son, por supuesto, imposibles dada la manera en que se formó y a que gira sobre su propio eje.

La no uniformidad del campo gravitacional de la Tierra, combinada con el hecho de que la estructura del satélite tampoco tiene una masa homogénea, puesto que sus componentes están fabricados con una diversidad de materiales, produce un par gravitacional.

Este par o fuerza hace que el satélite gire alrededor de su centro de masa y que su velocidad varíe conforme se desplaza sobre su órbita; dicho cambio de velocidad o aceleración provoca a su vez que el satélite cambie de posición en longitud, es decir, que se mueva a la derecha o a la izquierda sobre el arco geostacionario, dentro de la caja imaginaria.

El campo gravitacional de la Tierra es la fuerza de mayor influencia sobre la posición y orientación del satélite, debido al gran tamaño que tiene el planeta y la relativa cercanía del satélite al mismo, pero la Luna también ejerce una ligera fuerza gravitacional perturbadora.

Sin embargo, como esta es mucho más pequeña que la Tierra y además se encuentra diez veces más lejos del satélite que éste de la superficie de la planeta, su efecto comparativo es mínimo, al igual que el caso de la fuerza gravitacional perturbadora del Sol. De cualquier manera, la combinación de estas fuerzas produce un movimiento del satélite perpendicular al plano ecuatorial, es decir, hacia arriba o hacia abajo; esto origina una inclinación de su plano orbital de operación con respecto al plano ecuatorial en el que idóneamente debería permanecer.

Tal inclinación indeseable entre ambos planos es del orden de 1° por año, medido hacia el plano de la elíptica; un 30% de esta inclinación se debe al efecto del Sol y un 70% al de la Luna. Dicha atracción combinada de la Luna y el Sol produce además una pequeña variación en la posición longitudinal del satélite, aunque no es tan importante como la causada por el campo gravitacional de la Tierra. Otra fuerza que también produce cambios en la posición y orientación del satélite es la presión de la radiación solar sobre la superficie de su estructura.

Esta fuerza acelera al satélite, y su efecto es mayor en satélites que tienen sus arreglos solares montados sobre paneles desplegables o extensibles que sobre satélites de configuración cilíndrica, puesto que en el primer caso la superficie total expuesta a la presión de la radiación solar es mucho mayor; el principal efecto de esta fuerza es cambiar la excentricidad de la órbita del satélite, y como la resultante no incide precisamente

sobre su centro de masa, al mismo tiempo se produce un giro, que cambia su orientación con respecto a la superficie del planeta.

El campo magnético de la Tierra también produce un par o fuerza perturbadora sobre el satélite, pero en realidad su efecto es despreciable en comparación con los de las fuerzas comentadas anteriormente. Existen además, otras cuya aparición y efecto son imprescindibles, producidas por el impacto de meteoritos.

Cuando hay una colisión de un meteorito con el satélite, el primero le transmite un momento al segundo, que modifica ligeramente su posición y orientación. Por otra parte, la posición y orientación del satélite no son modificadas solamente por las fuerzas externas que se han mencionado, sino que el satélite también genera otras fuerzas perturbadoras.

El simple hecho de que haya movimiento en sus antenas, sus arreglos solares o el combustible que quede dentro de sus tanques de almacenamiento, produce pares o fuerzas que afectan al satélite. Conviene apuntar que conforme los tanques de combustible se van vaciando, el centro de masa del satélite cambia; por lo tanto, cuando se activa el subsistema de propulsión para corregir errores en orientación y posición, el empuje resultante no se aplica precisamente sobre el centro de masa; esto produce pares o fuerzas igualmente perturbadoras durante la realización de las correcciones.

Por último, la misma radiación radioeléctrica de las antenas del satélite produce una presión, cuyo efecto es importante cuando la potencia de transmisión del satélite es alta y concentrada en un haz de iluminación muy angosto.

Esta fuerza origina un giro del satélite, y para reducir al máximo su efecto sobre él, se debe diseñar con antenas colocadas simétricamente con respecto a su centro de masa, o bien, el eje de radiación principal de la antena debe contener dicho centro de masa.

III.11.2 TEMPERATURA DEL SATELITE.

El satélite esta integrado por gran número de elementos, todos ellos fabricados con distintos materiales y diseñados para realizar funciones diversas. Por ejemplo las celdas solares trabajan con mayor eficiencia entre -100°C y $+50^{\circ}\text{C}$, las baterías solamente entre 0°C y $+20^{\circ}\text{C}$, y los tanques de combustible deben estar entre $+10^{\circ}\text{C}$ y $+50^{\circ}\text{C}$; el equipo electrónico y los sensores infrarrojos, entre otros componentes, también requieren rangos específicos de temperatura para funcionar bien.

Por lo tanto, es preciso garantizar un control térmico eficaz en la estructura del satélite y en cada uno de sus equipos para que no falle.

El mecanismo para hacerlo es muy complejo, pues se necesita mantener un balance térmico entre la energía que el satélite recibe por la radiación de fuentes externas y la energía que él mismo disipa internamente.

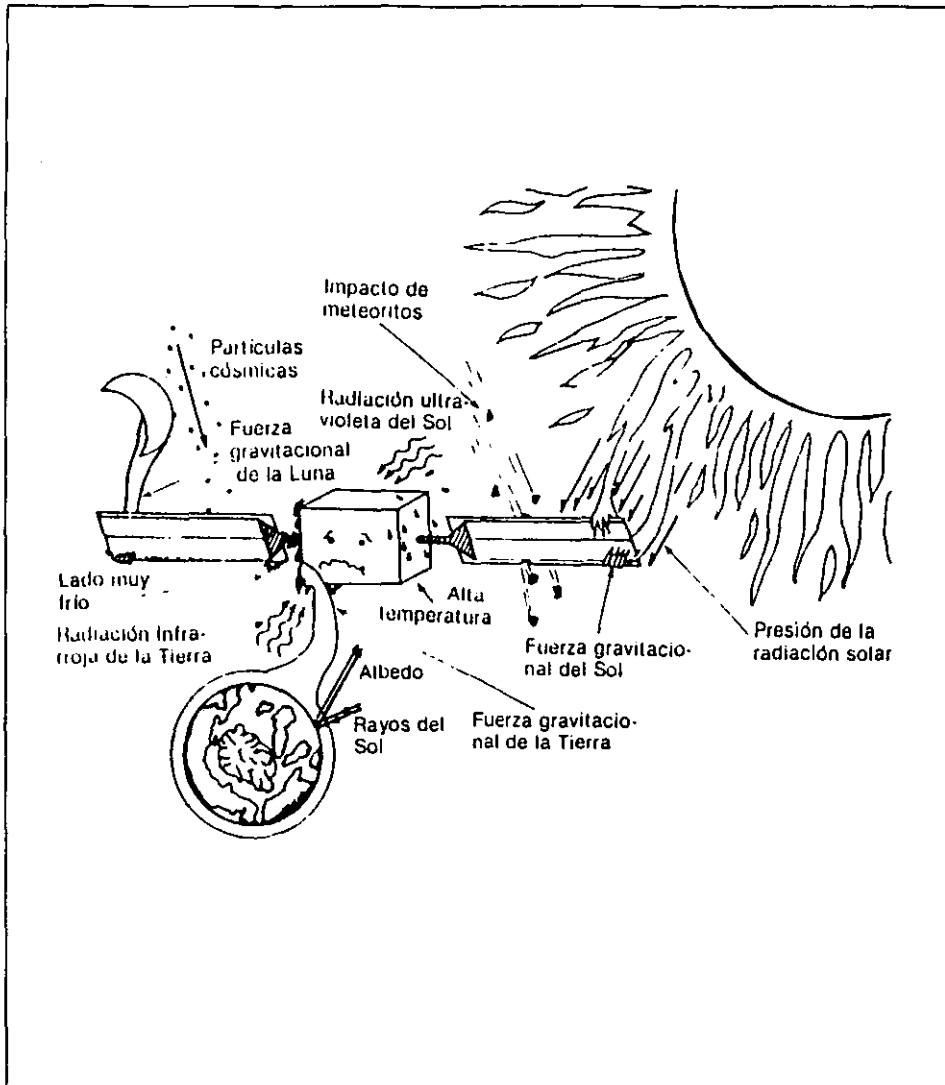
El problema se complica aún más si se considera que la energía de las fuentes externas cambia constantemente conforme el satélite gira alrededor de la Tierra, ya que según la hora del día y época del año la magnitud de la radiación que recibe del Sol y de la Tierra es variable.

La principal fuente de radiación externa es el Sol, y aun cuando causa algunos problemas para conservar el balance térmico en el satélite, es obvio que sin él no sería posible generar electricidad a través de las celdas solares; por supuesto, sin el no habría vida en la Tierra ni satélites artificiales girando alrededor de ella.

Por un lado, el Sol permite generar electricidad para que el satélite funcione, pero por otro complica el diseño del mismo. En todo momento el satélite tiene varias de sus partes expuestas a distintas temperaturas; mientras que la cara que esta orientada hacia el Sol se calienta mucho, las partes no iluminadas se enfrían.

En el interior del satélite, la transferencia de calor se lleva a cabo por conducción, y en el espacio por radiación, puesto que el medio ambiente de casi vacío excluye la posibilidad de que en este último se pueda transferir por convección.

En cuanto a la contribución térmica de la Tierra, ésta consiste en radiación infrarroja emitida por ella misma y de la reflexión de los rayos solares sobre su superficie, denominada albedo; sin embargo, el efecto térmico de su radiación total es despreciable en comparación con el producido por la radiación solar directa.



Fuerzas y otros factores que alteran la estabilidad del funcionamiento de un satélite.

Por otra parte, cuando ocurre un eclipse, el satélite no solamente se enfría muchísimo al interponerse la Tierra entre él y el Sol, sino que además no puede transformar energía solar en electricidad; en estas condiciones, necesita obtener su energía de alguna otra fuente para seguir funcionando.

Esta fuente de respaldo está constituida por varias baterías que forman parte del satélite, y gracias a ellas el servicio no se interrumpe durante un eclipse o la noche terrestre.

III.11.3 OTROS FACTORES DE PERTURBACION.

La radiación ultravioleta del Sol causa que los materiales del satélite se ionicen; esto produce un aumento en la conductividad de los aisladores y cambios en las características de emisión y absorción de calor de los materiales protectores.

Además, la misma radiación degrada poco a poco la eficiencia de las celdas solares, que después de varios años de trabajo y de estar expuestas al Sol reducen su eficiencia de un 20% a un 30%.

El medio ambiente de casi vacío ocasiona, por su parte, que los materiales y los semiconductores se sublimen y tiendan a evaporarse. La cantidad de masa que pierden depende mucho de la temperatura, pero en realidad estas pérdidas son despreciables siempre y cuando los materiales utilizados para proteger al satélite no sean muy delgados.

Hay otros efectos que puedan resultar más dañinos, como es la posibilidad de que se condensen gases en superficies frías y produzcan un cortocircuito en materiales aislantes.

Como punto a su favor, el medio ambiente de casi vacío tiene la ventaja de que elimina la posibilidad de que haya problemas por corrosión. Adicionalmente, las partículas cósmicas que inciden sobre el satélite ocasionan que sus plásticos se ionicen y que la eficiencia de sus celdas solares se degrade aún más; por si fuera poco, también pueden modificar el acabado de las superficies diseñadas para controlar su balance térmico.

Se mencionó que los meteoritos pueden modificar la orientación y posición del satélite, pero además de esto, algunos también pueden perforar partes de su exterior, por la enorme energía que traen consigo a la velocidad que viajan. Este efecto podría resultar desastroso para la supervivencia del satélite, y por ello su estructura debe tener la rigidez suficiente y capacidad de amortiguamiento para resistir impactos de poca intensidad.

CAPITULO IV.
ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO
DE UNA ESTACION TERRENA.

IV.1 INTRODUCCION.

Una estación terrena consiste en una serie de equipos interconectados entre sí, de los cuales el más representativo y conocido es su antena o plato parabólico. El término "Estación Terrena" se utiliza indistintamente para indicar a todo equipo terminal que se comunica desde la Tierra con un satélite, sin importar si está fijo en algún punto, si es una unidad móvil, o si está instalado en un barco, avión, o cualquier otro vehículo.

Por sus características de radiación, todas las estaciones terrenas que tengan antenas pequeñas no necesitan sistema de rastreo, mientras que las de diámetro muy grande sí lo requieren para conservar su angosto haz directivo bien apuntado hacia el satélite; cuando una estación terrena satisface necesidades vitales prioritarias de comunicación, no se desea que deje de funcionar por posibles y eventuales fallas locales del suministro comercial de energía eléctrica, por lo que debe adaptarse su propia planta de respaldo, denominada comúnmente como **sistema ininterrumpido de energía**.

Por lo general, la misma antena se utiliza para transmitir y recibir, si es que su aplicación así lo requiere; para esto se interconecta simultáneamente con los bloques de transmisión y recepción por medio de un dispositivo de microondas llamado **diplexor**. Si la estación cuenta con un sistema de rastreo, la antena tiene comúnmente un sistema separado de alimentación que permite realizar el rastreo automático del satélite en combinación con varios mecanismos acoplados a ella.

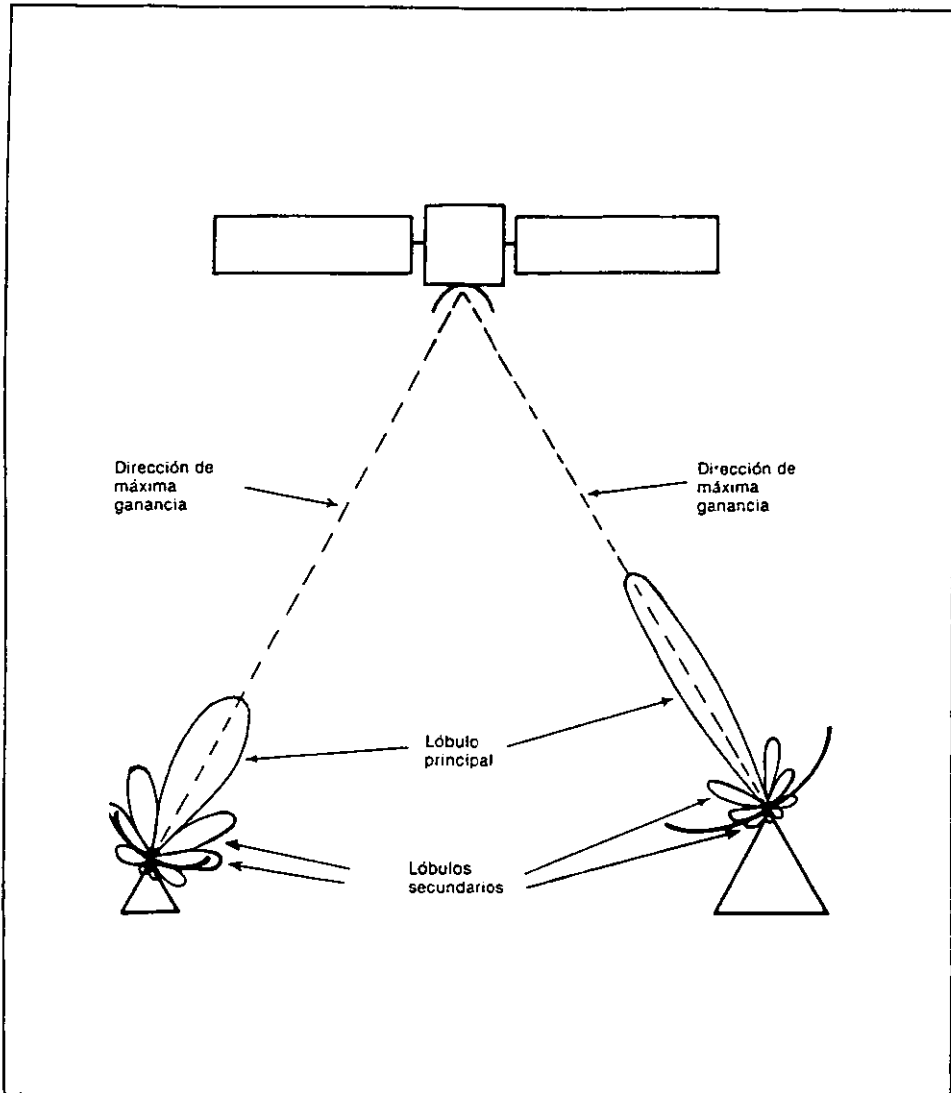
IV.2 LA ANTENA.

IV.2.1 CONFIGURACIONES GEOMETRICAS Y SU FUNCIONAMIENTO.

Las características más importantes de una antena son su ganancia y su patrón de radiación. La ganancia es la capacidad de la antena para amplificar las señales que transmite o recibe en cierta dirección, y se mide en decibeles en relación con la potencia radiada o recibida por una antena isotrópica (dBi)²³. Por lo tanto, siempre se desea tener la mayor ganancia en la dirección en la que vienen las señales que se quieren recibir, o en la que se va a transmitir algo, y la mínima en todas aquellas otras direcciones que no sean de interés; de allí que los lóbulos laterales o secundarios de radiación de la antena deben ser lo más pequeños que sea posible, para que no se capten señales indeseables provenientes de otros satélites o de sistemas terrestres de microondas, o bien para que no transmitan en direcciones no autorizadas o innecesarias. Estrictamente, la ganancia de una antena tiene siempre un valor definido en cualquier dirección a su alrededor, pero por convención se acostumbra asociarla a la dirección de máxima radiación, que es el eje del lóbulo principal de su patrón de radiación.

Su valor depende de varios factores, entre ellos el diámetro de la antena, su concavidad, la rugosidad de su superficie, el tipo de alimentador con el que es iluminada, así como la posición y orientación del mismo.

²³ Una antena isotrópica es una antena ficticia que radia simultáneamente con la misma densidad de potencia en todas las direcciones alrededor de ella. Se emplea como referencia y se supone que recibe la misma potencia de alimentación que la antena real.



Patrón de radiación de una antena parabólica de dos estaciones terrenas, una pequeña y una grande.

Cuanto mayor sea el diámetro de una antena parabólica, mayor es su ganancia, su haz o lóbulo principal de radiación es más angosto, y los lóbulos secundarios se reducen.

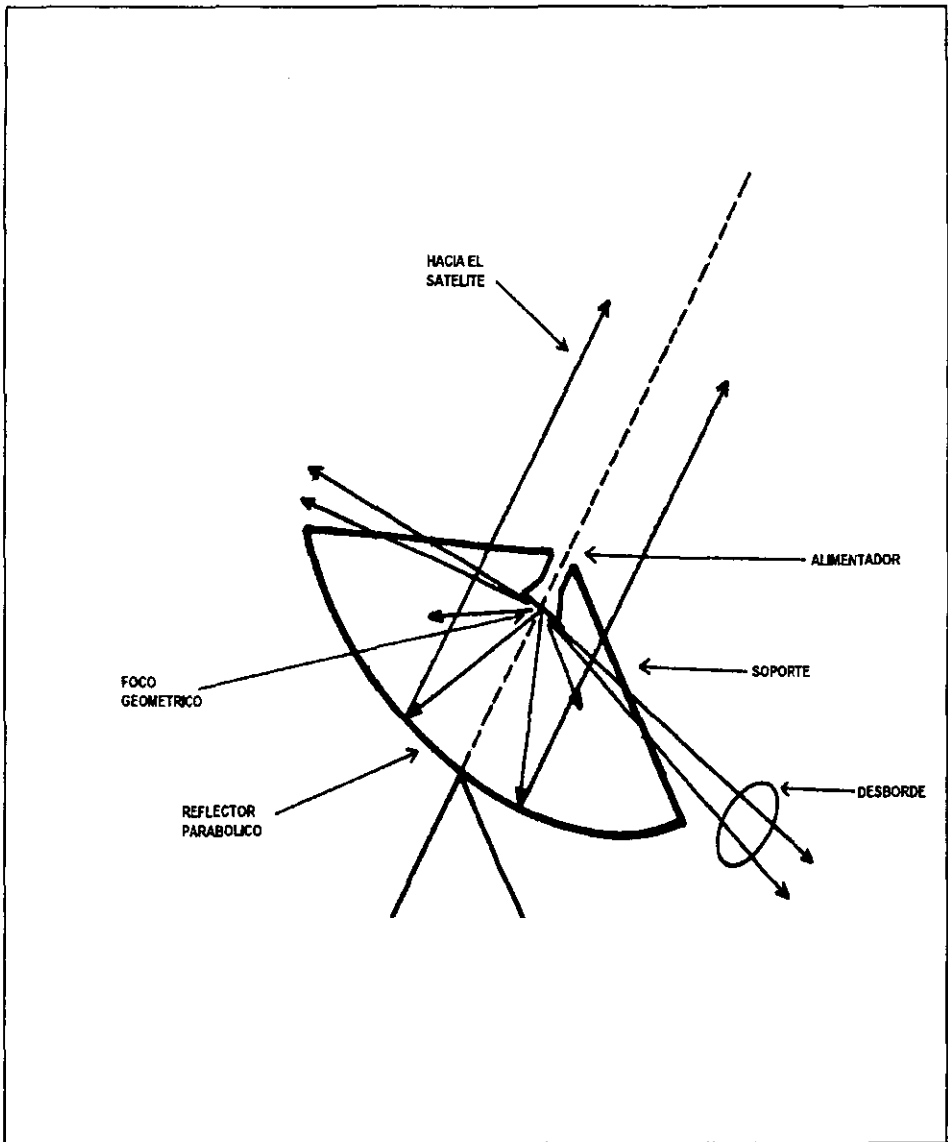
Asimismo, si su diámetro se conserva fijo, el mismo efecto anterior se obtiene mientras mayor sea la frecuencia de operación, pues "estrictamente", la antena es más grande en términos de longitudes de onda.

Una antena parabólica tiene la propiedad de reflejar las señales que llegan a ella y concentrarlas en un punto común llamado foco, las refleja y las concentra en un haz muy angosto de radiación. Este foco coincide con el foco geométrico del paraboloides de revolución que representa matemáticamente la antena y en él se coloca el alimentador, que por lo general es una antena de corneta (o bocina).

El tipo de alimentador define la ganancia final de la antena y las características de sus lóbulos. Hay varios tipos de alimentación de una antena parabólica, pero las tres más utilizadas son las de alimentación frontal, descentrada y Cassegrain.

En una antena parabólica con **alimentación frontal** el eje del alimentador o corneta coincide con el eje de la antena, y la apertura por la que radia está orientada hacia el suelo; esto último presenta el inconveniente de que la energía radiada por el alimentador que se desperdicia por desborde, se refleja parcialmente al tocar el suelo²⁴ y puede degradar la calidad de la señal transmitida.

²⁴ El porcentaje y forma de la reflexión dependen de la conductividad, permeabilidad y rugosidad del terreno cercano a la antena, así como la polarización de la señal.



Antena parabólica con alimentación frontal.

Asimismo, si la antena está recibiendo del satélite, los rayos que incidan sobre el piso cerca de la antena se reflejan hacia el alimentador, y pueden causar una degradación en la calidad de la señal recibida al sumarse fuera de fase con los rayos directos que son reflejados por el plato parabólico.

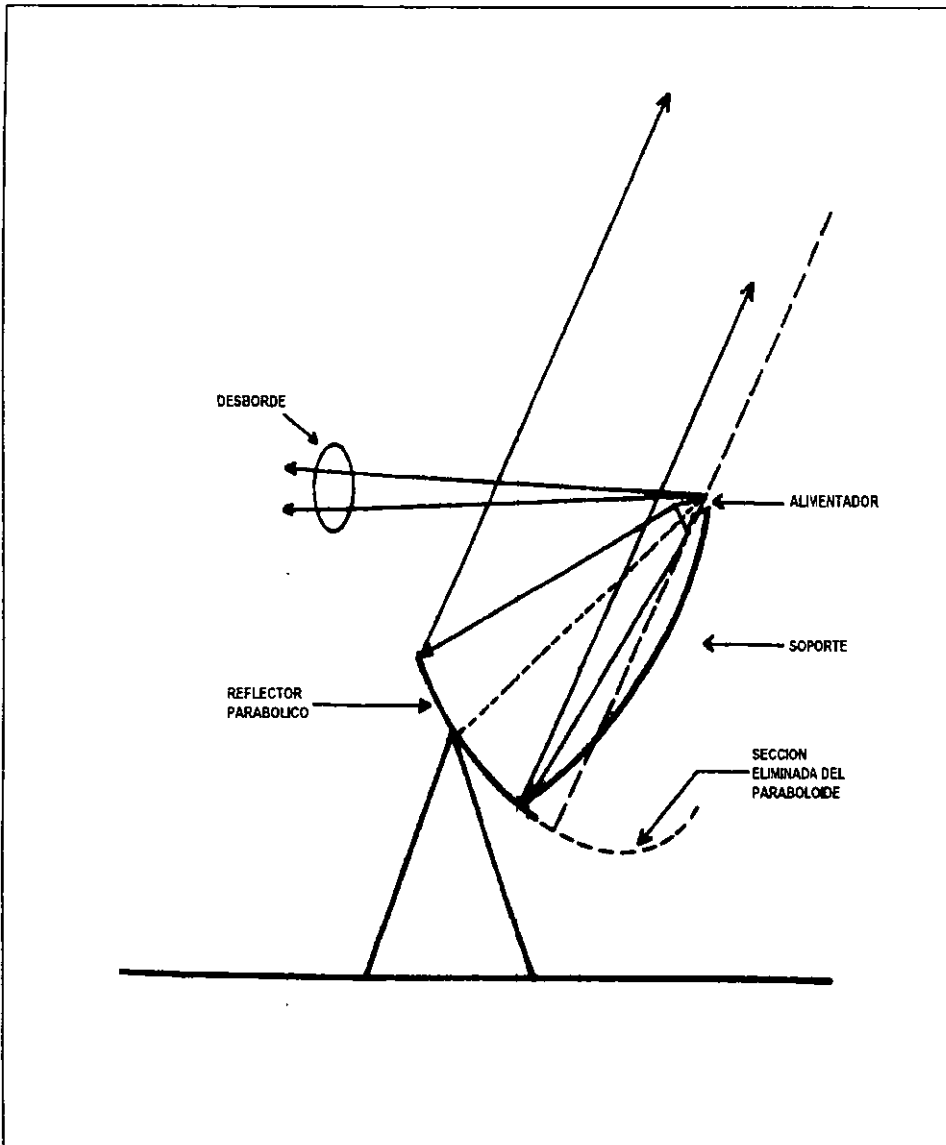
El desborde de la radiación del alimentador se puede reducir si se aumenta el diámetro de la antena o si se utiliza un alimentador de mayor directividad (más complicado de fabricar y normalmente de mayores dimensiones), pero esto puede convertir a la antena demasiado voluminosa, o bien el alimentador y su estructura de soporte bloquean más el paso libre de las señales con la consecuente degradación de las mismas.

El bloqueo del alimentador, el equipo electrónico y la estructura de soporte se pueden eliminar si se utiliza una antena parabólica con **alimentación descentrada**.

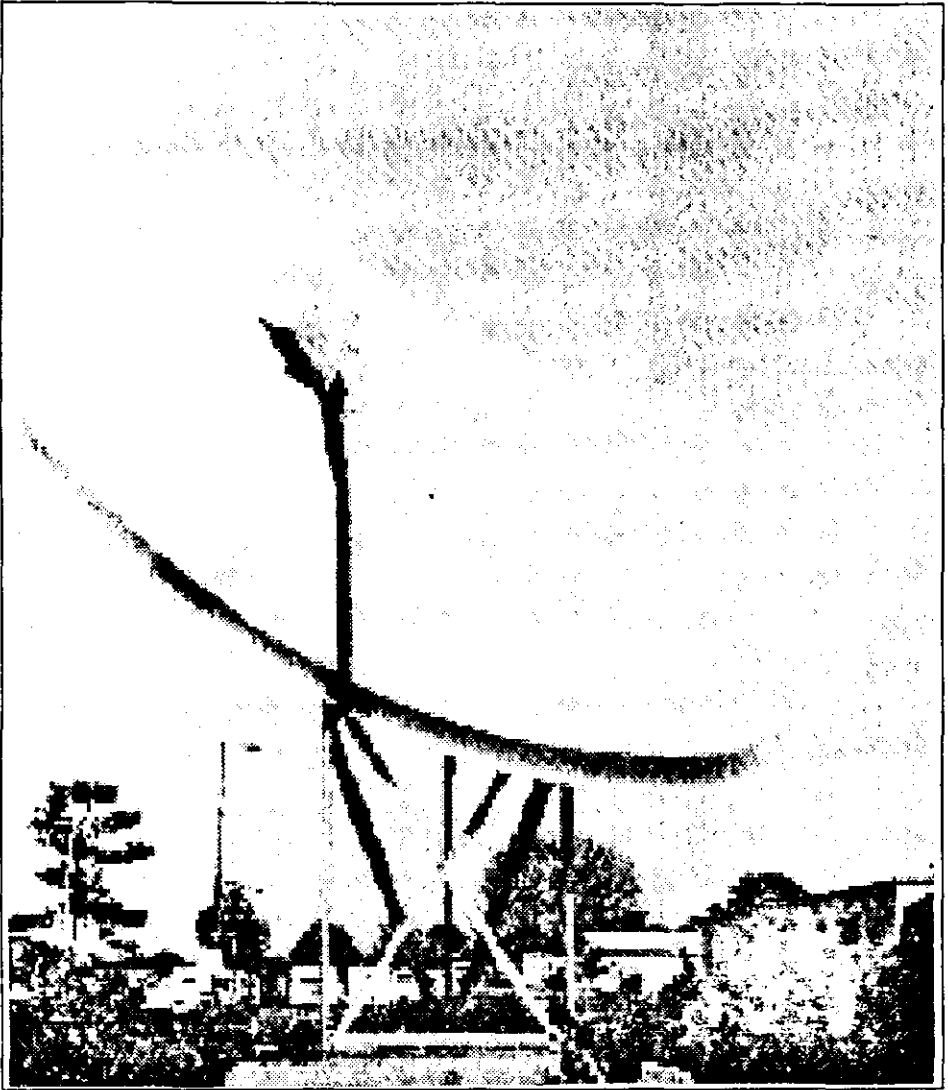
En este caso, sólo se emplea una sección del plato parabólico y la apertura del alimentador se gira para que apunte hacia ella; es decir, los ejes de la corneta (alimentador), y del paraboloide no coinciden, de allí el nombre de alimentación descentrada.

Sin embargo, la construcción de toda estructura reflectora y de soporte es más costosa que la de alimentación frontal, además de que no se resuelve el problema de desborde por las orillas de la superficie parabólica. De cualquier forma, este tipo de antenas se utiliza en varias estaciones receptoras y transmisoras de televisión, telefonía y datos.

La antena **Cassegrain** es mucho más eficiente que cualquiera de los dos tipos de antenas anteriores, y su ganancia es mayor, pero su precio es más alto.



Antena parabólica con alimentación descentrada.



Antena parabólica con alimentación descentrada (5.5 m de ancho y 2.4 m de altura).

Se utiliza en la mayor parte de las estaciones terrenas transmisoras y receptoras de televisión²⁵, así como en todas las que transmiten y reciben cantidades muy grandes de telefonía y datos, incluyéndose en ellas desde las pequeñas antenas de las empresas hasta las medianas y grandes usadas en el servicio público doméstico e internacional.

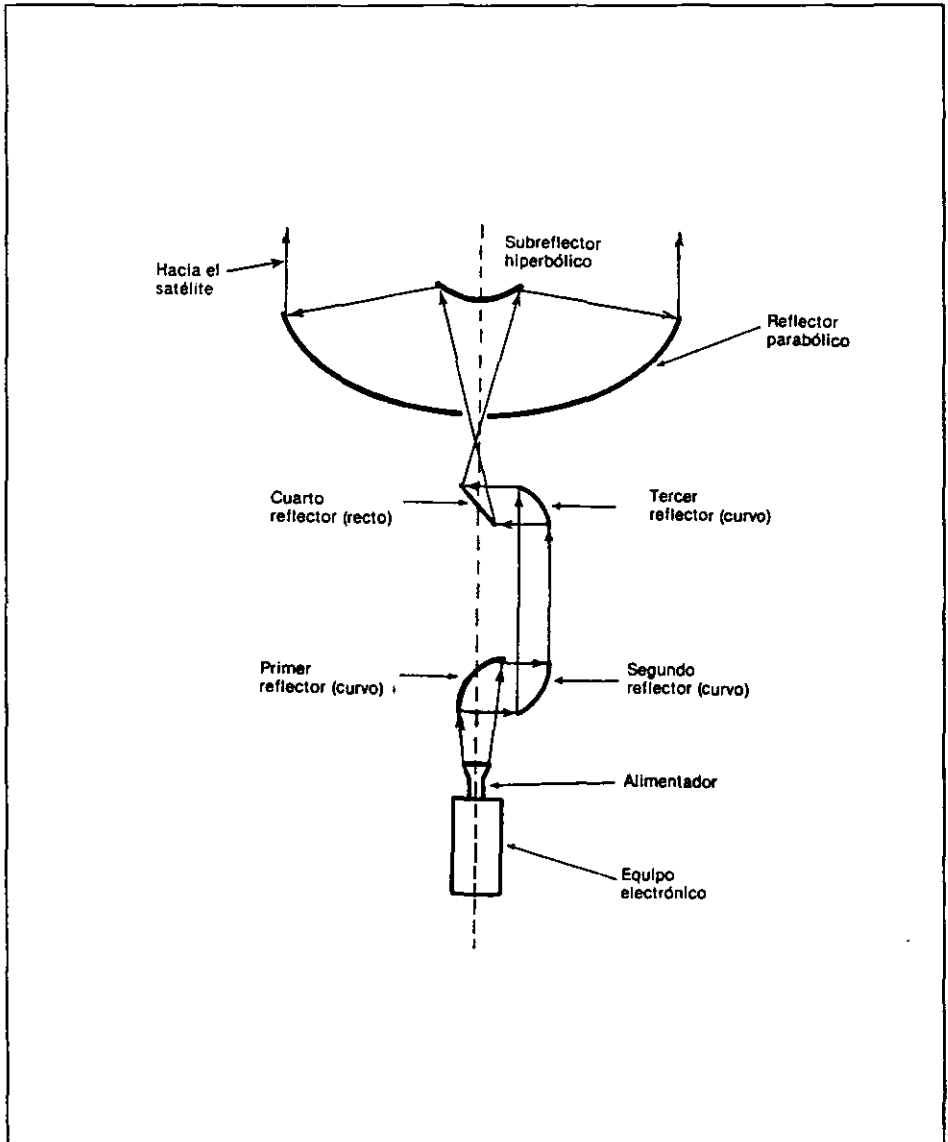
Su configuración geométrica involucra a un segundo reflector con superficie hiperparabólica, llamado "subreflector", y el alimentador o corneta ya no tiene su apertura orientada hacia el piso, sino hacia arriba, por lo que el ruido que se introduce en las señales ya no es generado por reflexiones en la Tierra sino principalmente por emisores de la atmósfera²⁶.

Los ejes de la parábola, el alimentador y la hipérbola coinciden, y el diseño es equivalente a tener una antena imaginaria menos cóncava y con un alimentador más alejado de su vértice; de esta forma, la parábola equivalente (o sea, en realidad la Cassegrain), captura mejor la energía radiada por la corneta y el desborde se reduce significativamente.

Además, con el diseño Cassegrain se tiene la ventaja de que el equipo electrónico se puede colocar sin problemas en una pequeña cabina inmediatamente atrás del alimentador y sin importar mucho su peso y dimensiones, disminuyéndose así todo tipo de pérdidas por cableado.

²⁵ Estaciones receptoras de televisión que distribuyen los canales en la población, ya sea por cable o a través del aire.

²⁶ Estas emisiones, también están presentes en los casos de alimentación frontal o descentrada.



Antena Cassegrain con reflector parabólico

En el caso de las estaciones más grandes se tiene la opción de emplear la configuración Cassegrain con alimentador periscópico que en realidad es una variante del telescopio diseñado por el científico francés N. Cassegrain en 1672. Este tipo de antena tiene un ancho de banda de frecuencias de operación mayor que la Cassegrain simple. La conducción de las señales desde el alimentador hasta los reflectores parabólicos e hiperbólicos se realiza por medio de un haz que se refleja en los cuatro reflectores internos del sistema. De estos reflectores, dos son coaxiales con el eje de elevación de la antena y los otros dos lo son con el eje de azimut, cada espejo o reflector produce una reflexión de 90° de los rayos de la señal, y normalmente se utilizan dos planos y dos elípticos o parabólicos. El efecto total es como si el alimentador se alargase hasta el vértice de la parábola, como si fuera un periscopio imaginario.

Además, de los tipos de antenas ya mencionados, existen varios otros que también son empleados en ciertas aplicaciones aunque en realidad son muy pocas. Por ejemplo, la antena toroidal es un reflector que en su plano vertical tiene una curvatura parabólica, mientras que en el plano horizontal la curvatura es circular; presenta la ventaja de que puede recibir simultáneamente las señales provenientes de varios satélites situados en una sección del arco geoestacionario sin necesidad de moverla, y sus dimensiones son relativamente pequeñas del orden de 10 m. de diámetro.

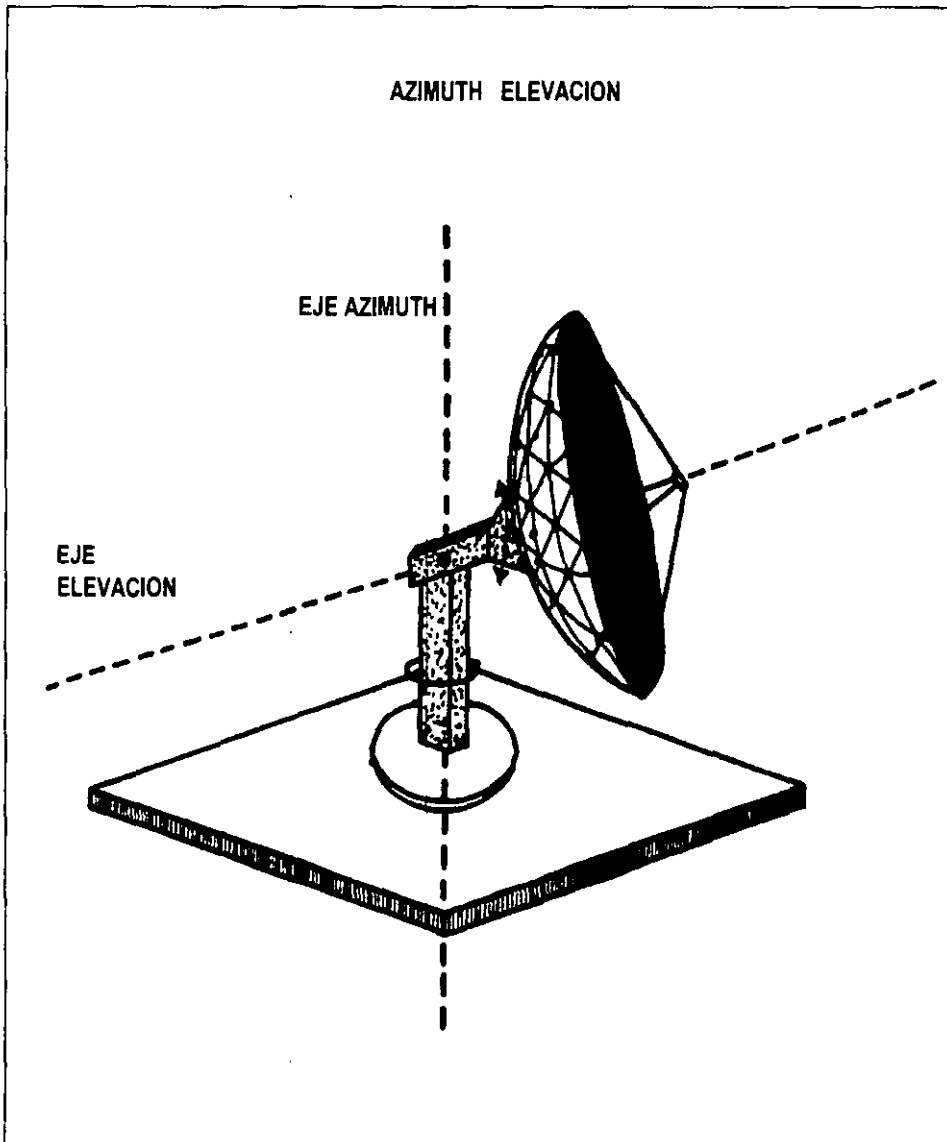
Asimismo, se puede utilizar una antena Cassegrain con alimentador descentrado para iluminar el bloqueo del subreflector hiperbólico, o bien las nuevas antenas planas con control de fase que pronto tendrán su aplicación principal en las estaciones de vehículos terrestres.

De cualquier forma, las antenas parabólicas de alimentación frontal y Cassegrain son las más aceptadas en la actualidad tanto en la banda C como en la Ku, y tal parece que así seguirá siendo por muchos años²⁷.

IV.2.2 ORIENTACION EN ELEVACION Y AZIMUT.

La orientación de la antena de una estación terrena hacia un satélite geostacionario se realiza ajustando dos ángulos, en elevación y azimut; los valores de éstos ángulos dependen de la posición geográfica de la estación (en latitud y longitud), y de la ubicación en longitud del satélite. Tomando como referencia al eje de simetría del plato parabólico, que coincide con su eje de máxima radiación, el ángulo de elevación es aquél formado entre el piso y dicho eje de simetría dirigido hacia el satélite; por su parte, el ángulo de azimut es la cantidad de grados que hay que girar la antena en el sentido de las manecillas del reloj (con relación al Norte geográfico de la Tierra), para que ese mismo eje de simetría (prolongado imaginariamente), pase por la posición de longitud del satélite. Cuando se requiere cambiar la orientación de la antena de un satélite a otro, es necesario variar sus ángulos de elevación y azimut; además, aunque se mantenga siempre en comunicación con el mismo satélite, también es necesario efectuar con frecuencia correcciones pequeñas en ambos ángulos, ya que ningún satélite estacionario es realmente fijo, sino que tiende a salirse poco a poco de su posición orbital.

²⁷ Por lo que respecta a la recepción directa de T.V. en la banda Ku, existe ya el diseño de una antena plana (arreglo planar con elementos resnantes a las frecuencias de recepción) rectangular, de unos 40 X 50 cm., que a partir de 1989 se comercializa en Europa por las compañías Matsushita y Comsat, y que en algunos años podría convertirse en una fuerte competidora de la tradicional antena parabólica.



Montaje elevación-azimut.

IV.2.3 TIPOS DE MONTAJE.

Los desplazamientos del satélite y el tipo de estación terrena (fija o móvil), así como su posición geográfica, sus aplicaciones y las necesidades que se tengan para pruebas y mantenimiento frecuentes, determinan la estructura del montaje que la antena debe tener, ya sea de elevación-azimut, X-Y, o ecuatorial; de estos, el que más se utiliza es el primero, el segundo algunas veces y el tercero casi nunca.

Todos tienen dos ejes para realizar los movimientos de orientación de la antena; uno es fijo con relación al piso^{2a} y se denomina primario, y el otro es móvil con referencia al primer eje, denominado secundario.

En el caso del montaje **elevación-azimut** (El-Az), la antena tiene su eje primario fijo en la dirección vertical, y al girar alrededor de él se efectúan los cambios del ángulo de azimut, su eje secundario es horizontal y con él se orienta la antena en elevación.

El montaje es sencillo y tiene la ventaja de que sólo el giro en elevación puede producir deformaciones en la geometría de la antena debidas a su peso. Por esta razón lo utiliza la mayor parte de las antenas que deben conservar una buena precisión geométrica en la superficie de su reflector y en el apuntamiento del haz principal de radiación.

^{2a} Es decir, que la alineación del eje no cambia, pero por supuesto gira para orientar la antena adecuadamente.

El montaje **X-Y** tiene su eje primario colocado horizontalmente, y el eje secundario es perpendicular a él. La configuración es práctica para rastrear con facilidad a un satélite cuando éste pasa por el cenit (en la zona ecuatorial), puesto que se evita hacer desplazamientos de la antena tan rápidos como los que sí se necesitan hacer con el montaje El-Az; pero resulta inadecuada para rastrear satélites cerca del horizonte.

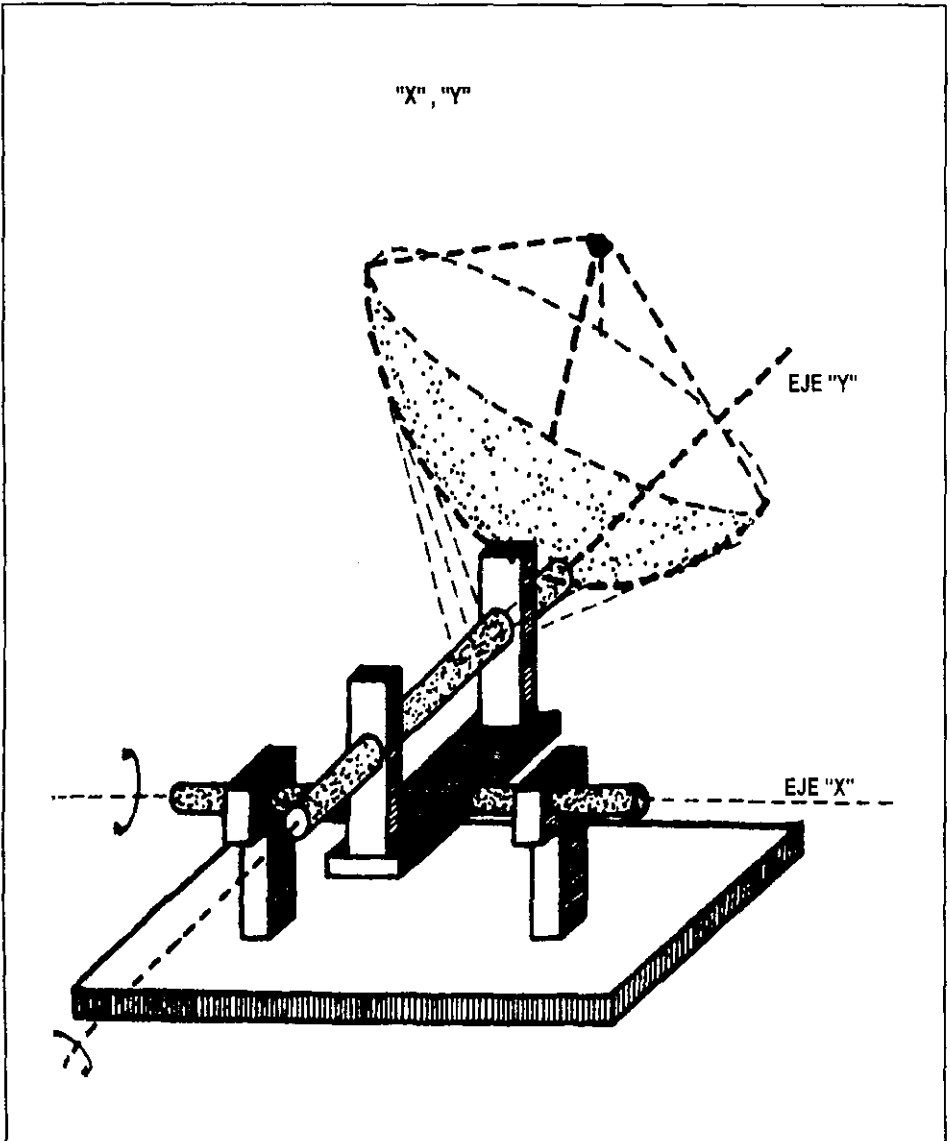
En general, el montaje X-Y es más apropiado para las antenas que se comunican con satélites en órbita baja²⁹ que con satélites geostacionarios.

Por lo que respecta al montaje **ecuatorial**, su eje primario (horario) es paralelo al eje de rotación de la Tierra, y el secundario es un eje perpendicular de declinación; como el eje primario es paralelo al eje polar de la Tierra, a este montaje también se le llama **polar**. Normalmente se usa para montar radiotelescopios, pues permite que la antena siga a un objeto celeste con sólo girarla sobre su eje horario, y se utiliza muy poco en estaciones terrenas de comunicaciones.

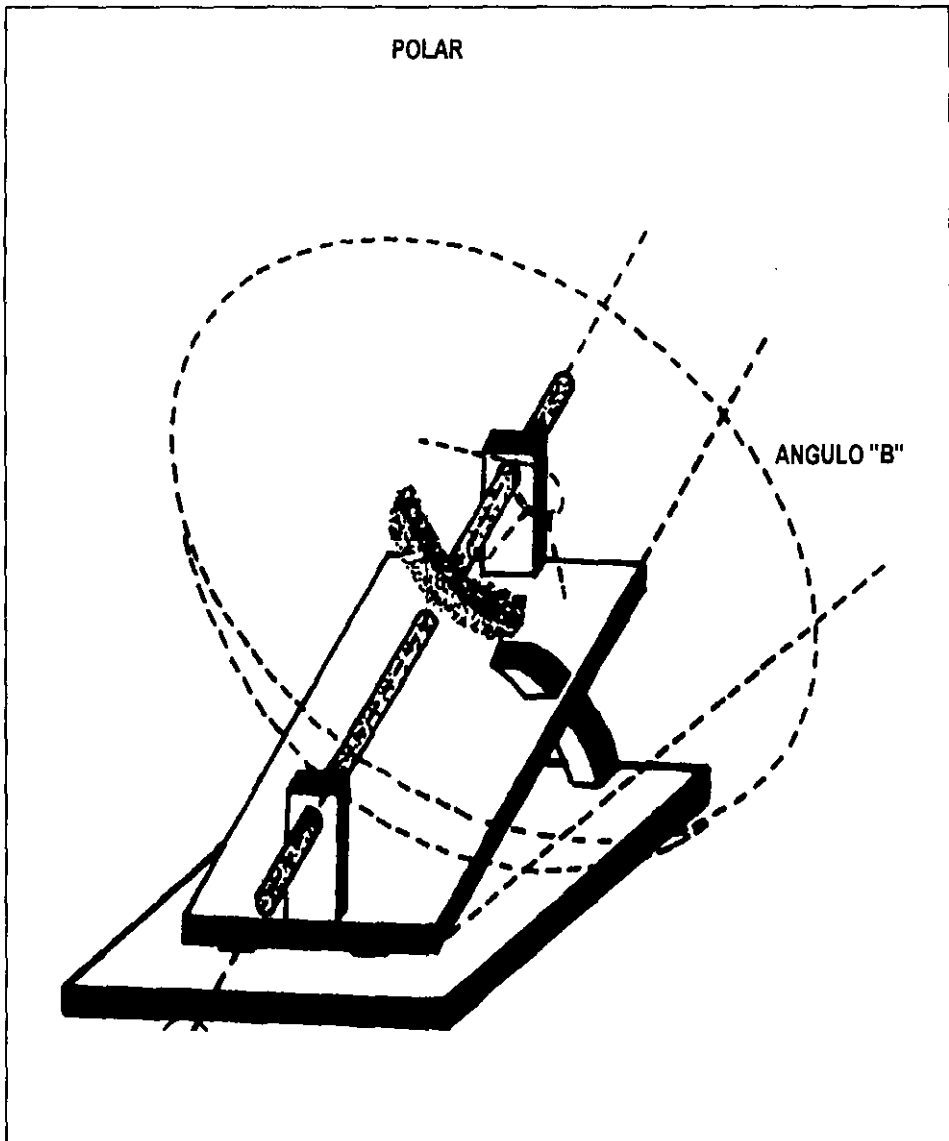
De cualquier forma, cabe señalar que los ajustes de los ejes horario y de declinación son mucho más complicados que los de orientación con un montaje de elevación-azimut.

Para realizar los ajustes de orientación se emplean mecanismos de engranajes y gatos de tornillo, y las fuerzas motrices asociadas se generan por medio de motores.

²⁹ Satélites situados a alturas aproximadas de 700 a 1000 Km sobre el nivel del mar, que completan varias vueltas alrededor de la Tierra en un día.



Montaje X-Y.



Montaje polar.

Independientemente del tipo de montaje que se utilice, es preciso indicar que no sólo sirve para conservar la orientación de la antena hacia el satélite, sino que también es la estructura que la soporta.

En consecuencia, el montaje debe ser rígido, y con mayor razón a frecuencias altas como la Ku, en donde los haces de radiación de las antenas son más angostos y el apuntamiento correcto se vuelve más importante; aun expuesto a la lluvia o a fuertes vientos, dicho montaje debe ser capaz de soportar a la antena bien orientada hacia el satélite, pues pequeños movimientos de uno o dos centímetros pueden degradar mucho la calidad de la señal.

IV.3 RASTREO DEL SATELITE.

Cuanto más se mueva el satélite "geoestacionario" en relación con su posición designada y el ancho del haz³⁰ de la antena terrestre que desee comunicarse con él, se puede requerir o no un sistema de rastreo. Cuanto más angosto sea el ancho del haz de la antena y ésta esté más cerca del ecuador, el apuntamiento se vuelve más importante, especialmente si el satélite está directamente "encima" de la estación.

En cambio, si la estación está en una latitud alejada del ecuador, la amplitud de los movimientos del satélite tiene un impacto menor en los ajustes necesarios de la orientación de la antena para rastrearlo.

³⁰ Angulo formado entre dos direcciones de radiación donde la potencia es la mitad de la potencia máxima radiada por la antena, que ocurre en una dirección centrada entre las dos primeras.

Si el ancho del haz de la antena es mucho más grande que la ventana del satélite³¹, entonces no se necesita un sistema de rastreo, pero la aplicación de la antena es la que dicta finalmente esta necesidad.

Existen fundamentalmente dos tipos de sistemas de rastreo, el preprogramado y el automático.

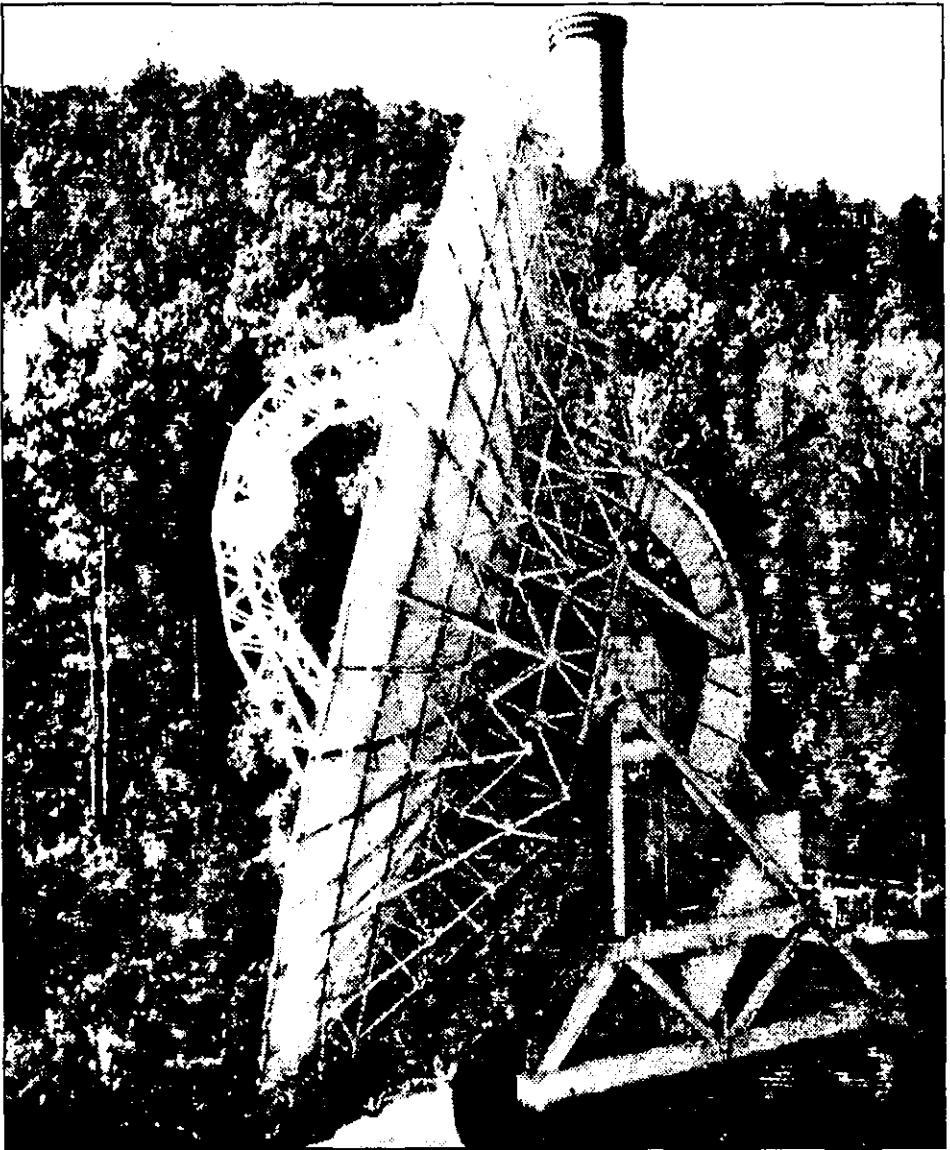
El **rastreo preprogramado**, consiste en determinar con anticipación los movimientos del satélite y programar acordemente el mecanismo de orientación de la antena de la estación terrena para que lo siga.

El satélite no se mueve arbitrariamente o aleatoriamente, sino de acuerdo con la influencia de las fuerzas perturbadoras ya descritas en capítulos anteriores, por lo tanto, con programas de computadora se pueden predecir sus movimientos y la efemérides de su órbita (excentricidad e inclinación).

Las instrucciones necesarias se almacenan y se le van proporcionando al mecanismo de seguimiento para que realice los ajustes de orientación, con lo cual se garantiza siempre una buena comunicación. Esta técnica se utiliza en algunas estaciones de tamaño medio en sistemas nacionales.

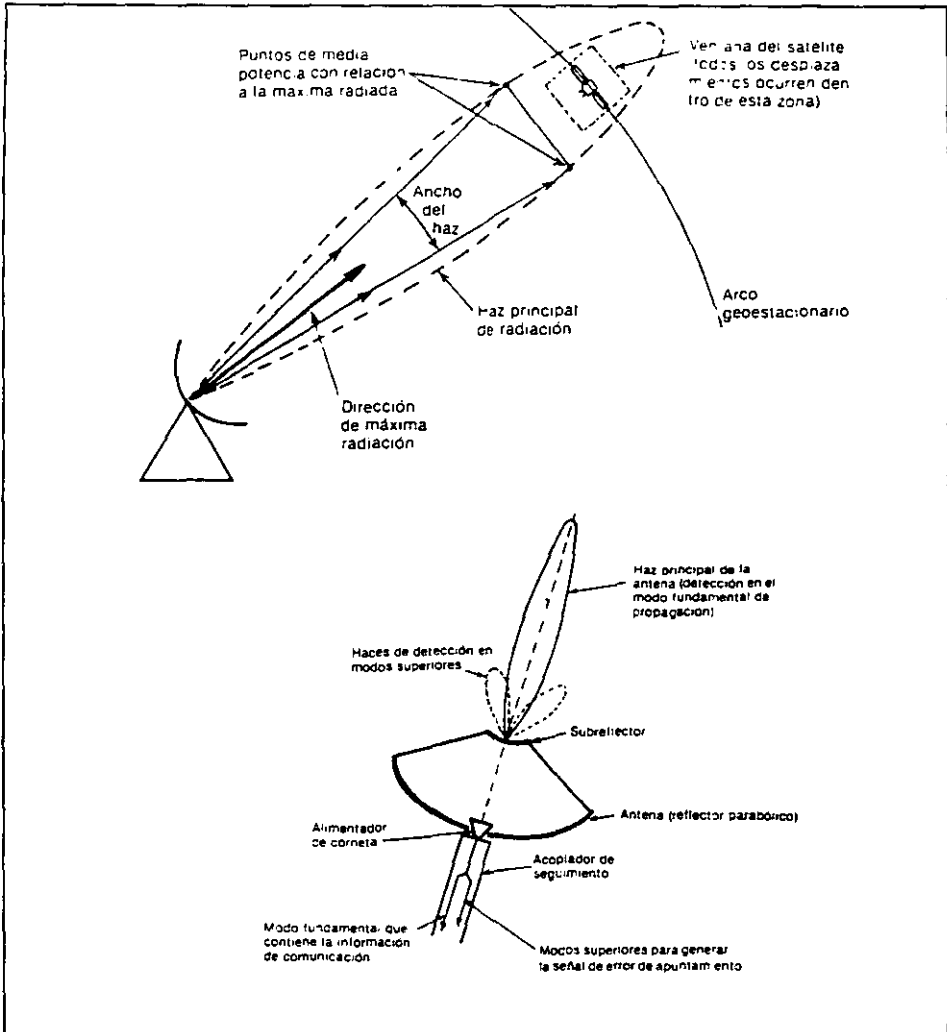
El método de seguimiento automático de **rastreo por pasos** (también conocido como de ascenso) es empleado por todas las estaciones de tamaño medio del estándar B de IntelSat y por la mayor parte de las estaciones grandes de estándar A, y es más económico que el automático de monoimpulso.

³¹ Espacio permisible para que el satélite se desplace.



Montaje de una antena.

ESTRUCTURA Y FUNCIONAMIENTO DE UNA ESTACION TERRENA.



Cuando el ancho del haz de la antena es más grande que la ventana del satélite no se necesita sistema de rastreo; y, sistema de rastreo monoimpulso multimodo.

A intervalos regulares, la antena detecta la intensidad de una señal guía (radiobaliza) emitida por el satélite a continuación gira un poco, es decir, da un paso alrededor de uno de sus ejes de montaje y compara la intensidad de la señal recibida con la anterior, si el nivel de la señal baja, se mueve entonces ahora en la dirección opuesta, y si aumenta en ese sentido continúa dando pasos hasta detectar el nivel máximo. Todos estos movimientos por pasos, tanto en elevación como en azimut, son controlados por un procesador y su precisión de apuntamiento depende del tamaño de los pasos, así como de la estabilidad de la señal guía y de las condiciones de propagación (sentelleo atmosférico y absorción por lluvia). El sistema de **rastreo monoimpulso** es el más preciso y confiable para las antenas grandes, especialmente si funcionan en la banda Ku. Lo utilizan por ejemplo, varias antenas de los estándares A (banda C), y C (banda Ku) así como las antenas de los satélites europeos ECS (EutelSat). Su forma de operación se origina en la tecnología del radar, pues ahora la búsqueda es por un nivel mínimo de recepción de la señal guía, y para esto la antena parabólica necesita un alimentador especial. Los primeros diseños de sistemas monoimpulso utilizan cuatro antenas de corneta, colocadas simétricamente alrededor del foco geométrico de la parábola, éstas reciben simultáneamente la señal guía o radiobaliza emitida por el satélite y las detecciones de las cuatro se comparan para determinar señales de error en el apuntamiento y efectuar las correcciones necesarias.

Su inconveniente es que conducen al uso de alimentadores aparatosos y complicados y ahora los sistemas modernos llamados de monoimpulso multimodo solamente utilizan un acoplador especial de microondas (acoplador de seguimiento monoimpulso) que va insertado en el mismo alimentador primario de la antena parabólica, es decir, el que emite y recibe las señales de comunicaciones cuando hay una desviación en la orientación de la antena en relación con la señal

guía del satélite, el acoplador extrae del alimentador señales de propagación de modo superior³² que permiten determinar el error en el apuntamiento y efectuar en consecuencia las correcciones que se requieran. Su sensibilidad es mejor que los sistemas de monoimpulso descritos en primer término.

IV.4 EL TRANSMISOR.

Las estaciones terrestres transmisoras sencillas cuentan con un solo bloque de transmisión. El equipo transmisor consiste básicamente en tres módulos:

- a) Modulador.
- b) Convertidor Elevador.
- c) Amplificador de Alta Potencia.

Después de que una señal ha sido generada o producida, ya sea que consista en canales telefónicos de televisión o de datos y una vez hechas las combinaciones necesarias de multiplexaje en frecuencia o en el tiempo si es que el tráfico así lo dicta, se requiere acondicionarla para que pueda ser radiada eficientemente a través del aire hacia el satélite sin que sea interferida o interfiera con otras señales, este acondicionamiento permite que también se le pueda recuperar fielmente, o sea, con la mayor aproximación posible en la estación terrena receptora aunque su nivel de potencia sea sumamente bajo al llegar.

³² En las guías de ondas existen muchas configuraciones posibles de la distribución de los campos eléctricos y magnéticos. A cada configuración se le da el nombre de modo.

El proceso electrónico que se efectúa con este fin es la modulación de una portadora³³ por la señal, y existen varios tipos del mismo, los más comunes son el analógico de modulación en frecuencia o FM y el digital de desplazamiento de fase o PSK.

El **modulador** de la estación combina la forma de la señal original con la señal portadora modificando el ancho de banda de frecuencias y la posición de la información dentro del espectro radioeléctrico, la cual es transferida a frecuencias más altas. Este paso de la señal modulada³⁴ a frecuencia intermedia es el primero en su ascenso de conversión a microondas.

Aunque el modulador coloca a la señal modulada en una región más alta del espectro radioeléctrico, la frecuencia intermedia (FI) no es adecuada todavía para radiarla eficientemente a través de la atmósfera. Por lo tanto, es necesario subirla más en frecuencia empleándose para ello un equipo convertidor elevador de frecuencia.

El **convertidor elevador** transfiere a la señal de la frecuencia intermedia que dependiendo del sistema puede tener una frecuencia central de 70 MHz, 140 MHz, 1 GHz, o más a una posición dentro del espectro radioeléctrico en donde las nuevas frecuencias que la integran son mucho más altas que cuando salieron del modulador.

³³ La portadora es una señal de alta frecuencia cuyas características se transforman o modulan con los parámetros de la señal de información que se desea transmitir sobre ella, por ejemplo, se puede modular su amplitud, su frecuencia, su fase.

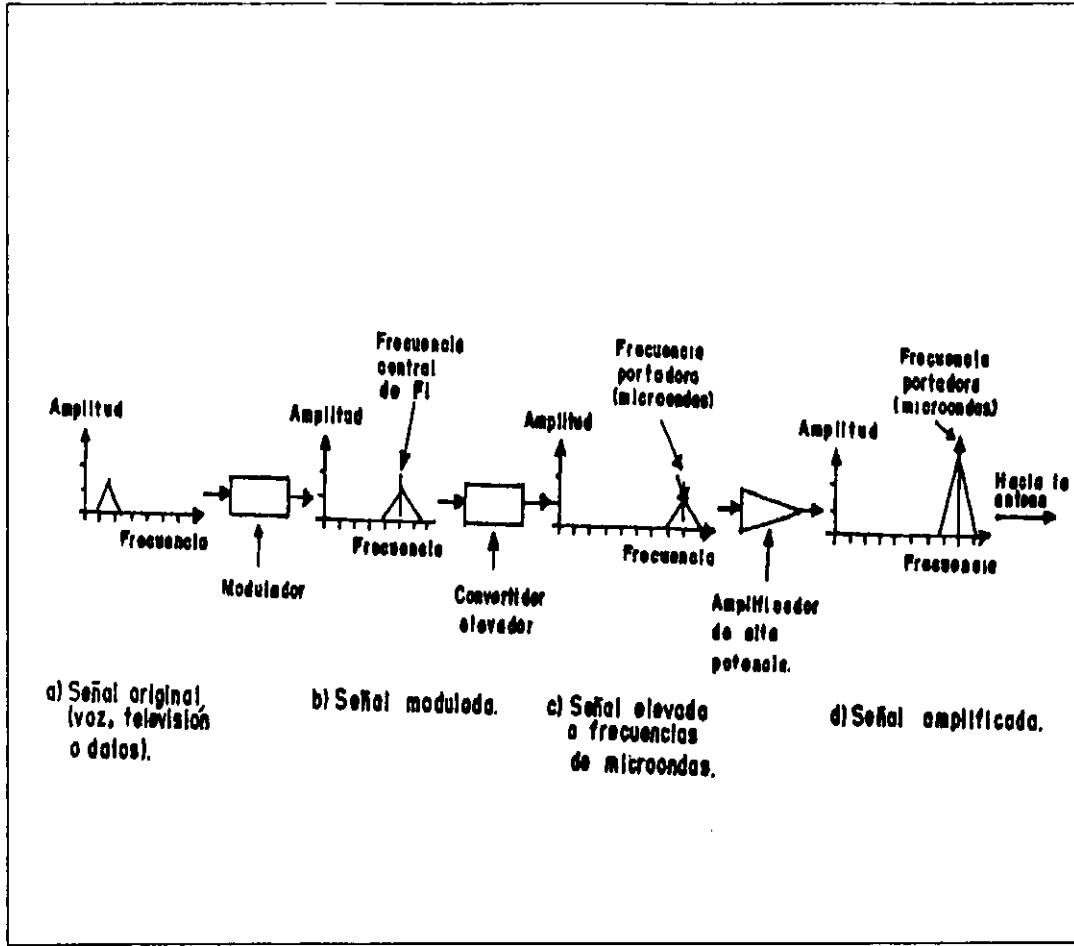
³⁴ La señal modulada contiene tanto la información original como la portadora.

La señal tiene ahora las frecuencias apropiadas para poder ser radiada hacia el satélite pero su nivel de potencia es aun muy bajo, por lo que es preciso amplificarla antes de entregársela a la antena; para esto, se utiliza un **amplificador de alta potencia** o HPA; del cual existen fundamentalmente dos tipos:

- a) El Tubo de Ondas Progresivas (TOP).
- b) El Klistrón (TWT).

Un **Tubo de Ondas Progresivas** es un amplificador de microondas de ancho de banda muy grande que abarca todas las frecuencias utilizables del satélite (500 MHz o más en algunos casos), por lo que puede amplificar simultáneamente a señales dirigidas hacia distintos transpondedores del mismo.

Sus características de operación son satisfactoriamente uniformes o constantes a cualquier frecuencia, pero cuando se amplifican simultáneamente muchas señales distintas, así estén dirigidas hacia un mismo transpondedor o a transpondedores separados, su potencia de salida no se puede aumentar al máximo, de hacerlo el ruido de intermodulación sería muy grande. Para reducir el ruido es necesario operar al amplificador en un nivel de potencia bajo con la consiguiente pérdida de potencia en relación con la potencia máxima nominal de salida (back-off). A pesar de este inconveniente el uso de los tubos de ondas progresivas es más común que el de los klistrones, pues una de sus ventajas es que se puede efectuar cualquier modificación en la frecuencia central de amplificación dentro del ancho de banda de operación del satélite (500 MHz o más), sin tener que sintonizarlo, como es el caso de los klistrones, además de que no hay que emplear un combinador especial de señales a la salida, como puede ocurrir también con los klistrones.



Bloques de sistema de transmisión y transformación de una señal para poder radiarla hacia el satélite.

Un **klistrón** es un amplificador de banda estrecha³⁵, suficiente para manejar uno o dos canales de televisión, varios cientos de canales telefónicos o algunos canales de datos de muy alta velocidad de transmisión.

Cuando una estación terrena tiene varios klistrones y desea transmitir toda la información procedente de ellos a través de una misma antena, se necesita usar un combinador de señales, que introduce pérdidas de potencia similares en magnitud a las producidas por back-off en los tubos de ondas progresivas. Además de estas pérdidas, el combinador se convierte en un punto de interacción entre las salidas de los distintos klistrones que puede conducir a interferencia entre ellos; asimismo, cuando se requiere cambiar de transpondedor en el satélite es preciso volver a sintonizar el klistrón correspondiente.

En general un canal telefónico consume aproximadamente 1 watt de potencia, mientras que uno de televisión emplea 1 kilowatt; por lo tanto, las estaciones terrenas pequeñas que solo tienen necesidad de transmitir algunos canales telefónicos, a veces nada más uno, o de datos de baja velocidad de unos cuantos kilobits por segundo no requieren contar con amplificadores tan potentes como los tubos de ondas progresivas o los klistrones. Gracias a la ganancia de su antena parabólica y debido a que el tráfico que transmiten es bajo y ocupa muy poco ancho de banda éstas estaciones pequeñas que operan en SCPC³⁶, usan **amplificadores de baja potencia** o LPA. Su potencia de salida es de unos cuantos watts y la mayor parte funciona con transmisores de efecto de campo o FET.

³⁵ En la banda C, con transmisiones a 6 GHz, el ancho de banda de un klistrón es normalmente de 40 Mhz; en la banda Ku, con transmisiones de 14 GHz es de 100 Mhz. Estos valores son usuales pero pueden variar.

³⁶ Canal único por portadora de acceso múltiple por división en frecuencia.

Normalmente los amplificadores se enfrían con ventilación forzada (refrigeración por aire), pero cuando la potencia de salida pasa de los 3 KW, es necesario utilizar un sistema de enfriamiento con circulación de agua (refrigeración por agua), y este se puede combinar al mismo tiempo con ventilación forzada. Generalmente, el nivel de potencia a la salida del convertidor elevador es bajo en comparación con el que debe aplicarse a la entrada del amplificador de potencia para que este funcione adecuadamente. Por lo tanto, es común añadir un **amplificador excitador** (driver) entre el convertidor de frecuencia y el amplificador de potencia, el amplificador excitador también recibe el nombre de preamplificador.

IV.5 EL RECEPTOR.

IV.5.1 GENERALIDADES.

Un satélite de comunicaciones funciona como un gran espejo directivo en el espacio, la señal transmitida por él es idéntica³⁷, a la que recibe desde la estación terrena transmisora, con la diferencia de que es colocada en una región de frecuencias más bajas en el espectro radioeléctrico y, por supuesto, es amplificada.

La antena recibe simultáneamente todas las señales transmitidas por el satélite en la polarización y banda de frecuencias con la que ella funciona, o sea, información de muy diversos tipos dentro de un ancho de banda usual de 500 MHz; sin embargo, lo común es que en cada estación en particular solamente sea de interés recibir una pequeña porción de toda esa información,

³⁷ En realidad no es idéntica sino aproximada puesto que en cada etapa del sistema de comunicaciones se van añadiendo señales indeseables (ruido), ya que ni el medio de propagación ni ninguno de los módulos electrónicos es perfecto.

concentrada quizá en un ancho de banda de tan solo 5 MHz o aun menos. Es decir, que la estación después de capturar y amplificar toda esa información debe separar solo aquella parte que le corresponda para procesarla.

Hay que tomar en cuenta que posiblemente la información dirigida a una estación en particular provenga de diferentes estaciones terrenas transmisoras que funcionen con transpondedores distintos en el satélite, por lo tanto, esas señales ocupan posiciones diferentes dentro de los 500 MHz del ancho de banda del paquete de información que el satélite transmite³⁸, y en consecuencia la estación receptora debe extraer únicamente las porciones que le interesen y que no necesariamente son adyacentes en frecuencia.

IV.5.2 EL AMPLIFICADOR DE BAJO RUIDO.

La antena recibe las señales provenientes del satélite y a través del diplexor se las entrega a un **amplificador de bajo ruido**, este funciona similarmente al amplificador de bajo ruido del satélite, por las mismas razones de que a su llegada la señal tiene una intensidad muy baja y de que es muy vulnerable ante cualquier ruido que se le pueda añadir antes de ser amplificada a un nivel aceptable. La antena y el amplificador de bajo ruido son los elementos de una estación terrena receptora y juntos definen la calidad de su operación, por lo menos en la primera etapa de recepción.

³⁸ Esta es la forma en que opera la generación actual de satélites "tontos", pero los satélites "inteligentes" pueden efectuar intercambios entre distintos transpondedores y transmitir todas las señales con destino hacia una zona geográfica muy específica dentro de un ancho de banda común y con un haz de potencia concentrada hacia esa zona.

La antena tiene una capacidad de amplificación o ganancia para fines de recepción, éste es su parámetro más importante y se designa como G. El amplificador de bajo ruido tiene una "temperatura de ruido" como su principal parámetro indicativo y mientras ésta sea más baja tanto mejor porque el ruido que se añade a la señal es menor y la calidad de la recepción aumenta.

Sin embargo, no solamente se introduce ruido en la señal a través del amplificador de bajo ruido sino también por la antena y su magnitud se calcula en función de una "temperatura de ruido de la antena", la suma de la temperatura de ruido de la antena y la temperatura del amplificador de bajo ruido determinan casi completamente la temperatura total T de ruido del sistema de recepción, siempre que las pérdidas producidas por los conectores sean bajas.

IV.5.3 CONVERSION DE FRECUENCIA, DEMODULACION Y CALIDAD DE RECEPCION.

Después del amplificador de bajo ruido (según el diagrama generalizado de una estación terrena), van conectados en cadena un convertidor reductor de frecuencias y un demodulador sin contar algunos filtros intermedios.

La señal de salida del amplificador contiene toda la información radiada por el satélite en una banda de operación con ancho de banda de 500 MHz, situada aun en la misma región del espectro radioeléctrico; el convertidor reductor tiene como función transferir toda esa información de 500 MHz a una región más baja del espectro para centrarla en una frecuencia intermedia (FI) de recepción, es decir, haciendo una operación inversa al convertidor elevador de la estación transmisora.

La conversión de reducción de frecuencia se puede hacer en un solo paso, bajando de la frecuencia de llegada a la antena que es la misma frecuencia en la que opera el amplificador de bajo ruido, hasta la frecuencia intermedia FI³⁹.

En la mayor parte de las estaciones terrenas receptoras el convertidor reductor se instala a unos 10 metros de distancia como máximo del amplificador de bajo ruido (LNA), con el fin de minimizar las pérdidas de los cables.

La ventaja de un convertidor de bajo ruido, es que el convertidor reductor va montado en la antena misma junto al LNA, pero la estabilidad de su oscilador local se puede alterar por temperaturas extremas del medio ambiente.

La señal de frecuencia intermedia que sale del convertidor reductor aun está modulada ya sea en FM o PSK o alguna otra forma de modulación y el paso siguiente para recuperarla en su forma original (banda base), es precisamente demodularla.

En realidad la señal nunca se recupera exactamente como era en su forma original, ya que diversos factores como el ruido térmico y el de intermodulación, se encargan de distorsionarla.

El grado de distorsión que se produce depende del tipo de modulación que se haya elegido del nivel de la potencia transmitida de la ganancia de las antenas y de otros parámetros de diseño del enlace.

³⁹ En general, la frecuencia intermedia que se emplea es de 70 Mhz pero si las señales que se desean demodular ocupan un ancho de banda muy grande (72 Mhz), entonces se bajan a una frecuencia intermedia de 140 Mhz que se le debe entregar al demodulador.

De cualquier manera, si el enlace ha sido bien diseñado, el oído o el ojo humanos no perciben tal distorsión en una señal de audio o video respectivamente y la toman como aceptable o hasta excelente.

Se le llama **relación señal a ruido** a la medida de la calidad de la señal recibida y se especifica precisamente a la salida del demodulador y se representa como S/N. Para cada clase de señal hay un estándar o S/N distinto.

Por ejemplo, para una señal telefónica el estándar es de 50 dB, o sea, que la mayor parte del tiempo, la potencia de la señal que sale del demodulador y que contiene la información de la voz debe ser 100,000 veces mayor que la potencia del ruido que se le añade ($S/N = 10 \log_{10} [100,000/1] = 50 \text{ dB}$).

Por lo general, la relación S/N, debe ser aun mayor en el caso de señales de televisión y su valor es fijado por el tipo de uso que se le vaya a dar (servicio rural, servicio urbano de distribución, estación casera, distribución de televisión de muy alta definición, etc.).

Por ejemplo, para el servicio rural o casero de recepción directa de T.V. quizá sea aceptable una S/N de 44 a 48 dB, pero para un servicio de distribución en una ciudad, los enlaces procuran diseñarse de tal forma que la S/N sea de 53 dB o más durante la mayor parte del tiempo (99%), especialmente cuando se está operando en un medio comercial altamente competitivo.

IV.6 ALIMENTACION DE ENERGIA.

El tipo de servicio que una estación terrena presta, determina la complejidad y confiabilidad necesarias de su sistema de alimentación de energía. En el caso de una estación casera de recepción de televisión (TVRO), no tendría mayor trascendencia que se fuese la luz durante 5 minutos o 1 hora en la zona residencial donde se encuentre.

En cambio, no sería bien visto que por falta de luz durante varios minutos o media hora no fuese posible transmitir importantes paquetes de información digital entre centros de cómputo u oficinas administrativas, que no se pudiesen hacer llamadas telefónicas de larga distancia a ciertas poblaciones, o que no se pudiesen difundir programas de televisión, además, si los cortes de energía eléctrica ocurriesen con frecuencia durante todo el año la situación no sería nada atractiva para el responsable de brindar estos servicios.

Por esta razón muchas estaciones transmisoras y receptoras, necesitan contar en sus propias instalaciones con un sistema de **alimentación de energía ininterrumpida**, es decir, que si la luz comercial o primaria se va, la conmutación o cambio al sistema de energía de respaldo debe ser suave y rápida, sin ninguna interrupción del servicio. Por esto, las estaciones terrenas más importantes de una red de comunicaciones vía satélite tienen su propia subestación eléctrica. La potencia que este sistema de respaldo debe proporcionar es muy grande, entre 50 y 100 KVA, de la cual aproximadamente un 80% es consumida por los amplificadores de potencia. Los sistemas de respaldo más comunes son inmensos bancos de baterías y motores alternadores con volantes de inercia, es muy importante que estos equipos tengan un mantenimiento adecuado y que las reservas de diesel para los motores estén siempre aseguradas.

**CAPITULO V.
SERVICIO MOVIL.**

V.1 INTRODUCCION.

Los primeros servicios móviles por satélite se ofrecieron a barcos en altamar en los años sesentas. Desde entonces los servicios móviles por satélite han crecido continuamente y hasta hace poco era patrimonio exclusivo de la comunidad marítima; sin embargo, esta situación está en plena evolución, dado el gran aumento de proveedores y clientes de este tipo de servicios.

En este capítulo se describen los servicios de comunicación vía satélite ofrecidos a los sistemas móviles entre los que se incluyen las áreas marítima, terrestre, y aeronáutica. También se manifiesta la situación actual de estos sistemas, sus futuras perspectivas y la comparación con otros sistemas no satelitales.

Para los barcos que surcan los océanos del mundo, la única alternativa es la radio comunicación por ondas decamétricas, que a pesar de las mejoras introducidas en la época de Marconi, no es aún confiable. Se plantean problemas de propagación, interferencia y congestión de canales y existen zonas en donde no es posible establecer contacto alguno. Ciertos barcos pueden permanecer fuera de alcance durante muchas horas, e incluso días enteros. Por tal razón, los países marítimos, reconociendo la necesidad de establecer comunicaciones fiables con fines de seguridad y para una gestión eficiente constituyeron una cooperativa denominada Organización Internacional de Telecomunicaciones Marítimas por Satélite (INMARSAT), que en la actualidad permite establecer comunicación con casi cualquier tipo de navío.

El sector aeronáutico, tiene muchos problemas coincidentes con los del sector marítimo, aunque apenas inicia las comunicaciones por satélite.

Si bien el proyecto Aerosat de la década de los setentas puede haberse extinguido, no se ha extinguido el interés, y sigue existiendo una demostrable necesidad de un sistema aeronáutico de comunicaciones por satélite a nivel mundial.

En cuanto a las comunicaciones móviles terrestres, los satélites tienen una función lógica en ciertas regiones del mundo, en particular en zonas de escasa población en las que sería muy costoso instalar sistemas terrestres. En zonas con una población apreciable, en cambio, las comunicaciones terrestres, son evidentemente más apropiadas desde el punto de vista económico. Cuando puedan utilizarse instalaciones terrenas, estas proporcionarían una mayor capacidad de tráfico, una mejor calidad y una utilización del espectro mucho más eficiente.

V.2 ANTECEDENTES.

El primer ensayo de un servicio móvil por satélite se efectuó en el Syncom II, un satélite norteamericano puesto en órbita en 1963, y fue seguido por los realizados con la serie ATS. En 1969, con el Tacsat, el Departamento de Defensa de los EUA suministró un servicio de banda estrecha en ondas decimétricas para usuarios militares.

Algunos años más tarde, en 1976, la *Communications Satellite Corporation (COMSAT)* puso en órbita los satélites MARISAT, que inicialmente estaban destinados sobre todo a las comunicaciones militares, pero que también llevaban un equipo de banda L para proporcionar servicios a usuarios comerciales importantes. En el mismo año las naciones marítimas adoptaron el Convenio y Acuerdo de Explotación de la Organización Internacional de Telecomunicaciones Marítimas por Satélite.

INMARSAT arrendó capacidad en los tres satélites Marisat a fin de dar un servicio a un número creciente de usuarios marítimos, La Conferencia Internacional que condujo a la formación de INMARSAT recomendó también que se estudiase la posibilidad de suministrar comunicaciones aeronáuticas.

Actualmente el único sistema móvil civil por satélite del mundo que ofrece cobertura mundial es el explorado por INMARSAT, el cual consiste de una red que utilizan más de 5 mil barcos.

Los medios aeronáuticos (servicio de tráfico aéreo y líneas aéreas) empezaron a mostrar interés por las aplicaciones de los servicios aeronáuticos por satélite a principios de los años sesentas. Una serie de experimentos y demostraciones permitieron ilustrar el gran potencial de dichos servicios para realizar una gran cantidad de funciones en materia de:

- Control de tráfico aéreo
- Control operacional de las líneas aéreas
- Gestión comercial de las líneas aéreas
- Servicios prestados a los pasajeros

La razón principal de las reticencias de algunos de los usuarios del espacio aéreo residía en la falta de justificación económica para la provisión de dichos servicios, que se consideraban más costosos que los métodos usuales de comunicación, y por la ausencia aparente de incentivo económico para realizar la inversión necesaria en capital y para sufragar los costos de explotación correspondientes. Aunque algunas líneas aéreas habían realizado experimentos con los primeros satélites, la primera actividad importante de coordinación de la industria se produjo tras el lanzamiento de la familia de satélites ATS de la National Aeronautics and Space Administration (NASA).

Poco después, la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI) constituyó un grupo técnico de expertos denominado ASTRA (Application of Space Technology Relating to Aviation) para desarrollar los posibles usos de la tecnología de los satélites y formular planes para la introducción de las técnicas espaciales en la explotación de la aviación civil.

Los primeros trabajos del grupo ASTRA dieron buen resultado aunque acabó víctima de un deseo de abarcar demasiado, sin darse cuenta de las repercusiones económicas que tendría para los usuarios del espacio lo ambicioso de dichos planes.

Esta actividad vino marcada por la aparición y caída del proyecto Aerosat, aunque de este surgió otro proyecto denominado Aviation Requirement Comitee, de carácter extraoficial. Con la ayuda de un estudio financiado por la Federal Aviation Administration (FAA), denominado Oasis, se constituyó el Grupo sobre el Futuro Sistema de Navegación Aérea (Future Air Navigation System - FANS) de la OACI.

De esta forma puede comprenderse porqué una industria de alta tecnología como la aviación civil no abordó de forma inmediata la aplicación de los servicios por satélite. En la época del grupo ASTRA e incluso posteriormente, durante los primeros pasos del grupo FANS, los estudios se concentraban de forma casi exclusiva en los servicios relacionados con la seguridad del tráfico aéreo. Cada vez que se consideraba la utilización de satélites las propuestas terminaban deteniéndose, pues no se veían los beneficios económicos a corto plazo que compensaran las grandes inversiones necesarias en material y los gastos de explotación variables tan elevados hasta equipar a la aviación, lo cual tardaría mucho tiempo en lograrse.

El servicio móvil terrestre por satélite se encuentra todavía en una fase de estudios preliminares, pero puede representar una forma eficaz de dar cobertura a zonas muy amplias o aisladas. Las primeras aplicaciones de este servicio se realizaron, con equipo de comunicaciones móvil INMARSAT Norma A como el que opera en los barcos, desde los centros de operaciones de rescate como consecuencia del terremoto de la Ciudad de México en 1985 y del desastre causado por la erupción volcánica en Colombia. Aunque se reconoce que el papel de los satélites para comunicaciones móviles en tierra será bastante limitado, y que en la actualidad las frecuencias de radio no están totalmente disponibles, se cree que existen varias posibilidades en este campo donde las comunicaciones por satélite podrían dar excelentes resultados.

En noviembre de 1984, la Comisión Federal de Comunicaciones (FCC) de los EUA publicó su "Notificación de Disposición Proyectada", relativa a la atribución de espectro para un servicio móvil terrestre por satélite y al establecimiento de este servicio. Al vencer el plazo previsto la FCC había recibido doce solicitudes. Skylink y Mobilesat habían presentado con anterioridad solicitudes para actividades de desarrollo. Las demás eran: Hughes Communications Mobile Satellite Services, Omninet, Wismer & Becker y Transit Communications, Global Land Mobile Satellite Inc., Globesat Express, MCAA American Satellite Services, McCaw Space Technologies, Mobile Satellite Service Inc., North American Mobile Satellite Inc., y Satellite Mobile Telephone Co.

Cada uno de ellos proponía el suministro de una variedad de servicios de mensajes unidireccionales y bidireccionales en el marco de los servicios móviles terrestres, marítimos y aeronáuticos por satélite.

Algunos de los solicitantes preveían un mercado de más de un millón de usuarios para los primeros años del decenio de 1990, sin embargo, era preocupante que una parte considerable del mercado previsto correspondería a un servicio de telefonía fijo para los abonados de zonas aisladas y rurales.

En septiembre de 1986, la FCC publicó su informe y Orden sobre la atribución de espectro para un servicio móvil por satélite. Decidió no atribuir ningún espectro a este servicio en la banda de 800 MHz, con la posible excepción de 4 MHz para considerar las negociaciones relativas al servicio que estaban pendientes entre EUA y Canadá. En cambio, la FCC decidió atribuir al servicio móvil terrestre 18 Mhz en la banda del servicio aeronáutico por satélite, (1554-1559 MHz y 1645.5-1660.5 MHz) a título primario compartido con este último y 9 MHz a título secundario.

Tres de los solicitantes, McCaw, MCCA y Omninet, habían presentado también solicitudes para explotar un servicio de radiocomunicación por satélite (RDSS), a raíz de la publicación por la FCC de una "Notificación de Disposición Proyectada" relativa a este servicio. Una cuarta empresa que había formulado una solicitud relativa al RDSS era Geoestar. En su Informe y Orden de septiembre de 1985, la FCC atribuyó frecuencias en las bandas 1610-1626.6 Mhz y 2483.5-2500 Mhz (enlaces móviles ascendente y descendente respectivamente) para el RDSS, y pidió el reconocimiento internacional de esta adopción. En 1986, reafirmaba su criterio de que el servicio de radiodeterminación por satélite y el servicio móvil por satélite (MSS) son suficientemente diferentes para justificar atribuciones separadas. De nuevo enunció su posición de que el MSS y el RDSS satisficieron diferentes necesidades de los usuarios. El RDSS está destinado principalmente a suministrar información de radiodeterminación, con cierta capacidad auxiliar de transmisión de mensajes.

El MSS tiene como objeto principal proporcionar servicios de telefonía móvil, radiocomunicaciones y telefonía rural.

V.3 SERVICIOS MARITIMOS.

V.3.1 NORMA A DE INMARSAT.

Diseñada para utilizarse en buques de gran tamaño, o para aquellos que necesitan comunicaciones sofisticadas. La Estación Terrena de Barco (ETB) Norma A, utiliza los satélites de INMARSAT para proporcionar conexiones hacia las redes de telecomunicaciones nacionales e internacionales en todo el mundo.

Cada terminal consta de una terminal télex/teléfono automática, teléfono de teclado y máquina de télex; así mismo, se puede instalar equipo adicional disponible para otros servicios, tales como facsímil, equipo terminal de datos o incluso televisión. La terminal cuenta con una antena parabólica cuyo diámetro es normalmente inferior a un metro y está equipada con un motor que le permite rastrear con precisión al satélite, independientemente del movimiento del barco. Es capaz de operar de manera confiable bajo condiciones meteorológicas extremas.

Como parte de los servicios ofrecidos, la telefonía se puede efectuar hacia y desde cualquier parte del mundo a barcos en el mar doquiera que se encuentren.

El proceso para efectuar una llamada telefónica desde un barco es muy simple. un código de dos dígitos selecciona la estación terrena costera de su preferencia, normalmente se selecciona con base en el lugar de destino de la llamada, el precio o el servicio, y un pulsador único selecciona la llamada en el lugar del servicio télex.

A continuación el sistema asigna un circuito adecuado: marcando 00 seguido de los prefijos del país y de zona se puede obtener el número abonado deseado. Para llamadas hacia los barcos se pueden marcar automáticamente de igual manera que una llamada internacional directa, cada una de las regiones de los satélites de INMARSAT dispone de un prefijo internacional.

También hay disponibles servicios de télex desde barcos y se pueden enviar mensajes télex hacia barcos, de manera automática o manual. Este es el servicio más utilizado dentro de los servicios marítimos de INMARSAT.

Otra posibilidad es la instalación de Transmisores Facsímil Grupo 2/3. Cuando Marisat, y más tarde INMARSAT, comenzaron a explotar un sistema móvil por satélite, el servicio se suministraba por conducto de un haz de cobertura hemisférica a estaciones terrenas de barco con antenas estabilizadas de alrededor de 1.2 m de diámetro. Debido al tamaño de estas antenas terrenas de usuario, así como su elevado costo, inicialmente superior a \$ 70 mil dólares, el mercado era más bien limitado. En los últimos años, sin embargo, el tamaño y costo de las estaciones terrenas de barco han disminuido considerablemente. Hoy pueden adquirirse estaciones terrenas con antenas de 0.85 m por unos \$ 25 mil dólares. Se están ofreciendo, incluso estaciones terrenas con antenas portátiles que pueden llevarse en una maleta para utilizarse en lugares distantes o situaciones de emergencia.

Por otro lado, se considera que los mercados marítimos nacionales son demasiado pequeños para justificar sistemas independientes, INMARSAT cuenta actualmente con más de 5 mil barcos que emplean su sistema, número que rebasa las previsiones anteriores.

Se cree que a través de todo el mercado marítimo de 75 mil barcos de más de 100 toneladas, la demanda de comunicaciones de alta calidad existe, sin lugar a dudas, pero no todos los barcos las adoptarán de inmediato.

V.3.2 NORMA C DE INMARSAT.

Es un sistema desarrollado para comunicaciones de datos a baja velocidad, para uso de barcos pesqueros pequeños, yates e incluso lanchas salvavidas. Puede considerarse como enlace digital de uso general, lo cual significa que se podría utilizar para radiodifusión desde un punto a varios destinos, interrogación secuencial y monitoreo.

La introducción de este sistema se basó en el uso de estaciones terrenas de bajo costo, compactas y de aplicación móvil adecuadas para cualquier tipo y tamaño de navío. El sistema ofrece un servicio de comunicación de datos bidireccional con base en el almacenamiento y retransmisión para conectarse con la Red Internacional de Télex y una amplia gama de redes terrestres. Además, ofrece un servicio de radiodifusión oceánica conocido como "Llamada de Grupo Ampliada" (EGC) disponible en todas las portadoras de canal común de la Norma C.

La arquitectura del sistema de Norma C consiste en estaciones terrenas costeras (CES's), una estación de coordinación de la red (NCS) en cada región oceánica y las estaciones terrenas de barcos (SES's) o terminales de barco. Cada estación terrena costera sirve como puerto entre la red terrestre y el sistema Norma C. El operador de la estación terrena costera decide los tipos de interface suministrados al CES; sin embargo, el manejo de télex, de mensajes EGC, y de mensajes de desastre, son prioritarios.

Se requiere que todas las terminales de barco que estén activas en una región oceanográfica estén registradas en la NCS y una copia de esta lista se mantiene en cada estación terrena costera la que se utiliza como base para aceptar o rechazar las llamadas originadas en tierra. Las CESs pueden operar sus canales de tráfico en un modo de asignación por demanda. Si el tráfico y las consideraciones de potencia del satélite solicitaran este modo de operación, la NCS asignará, con base en la necesidad, canales TDM a los CES, canales de señalización, o bien canales de mensaje a las terminales de barco.

Tres estaciones de coordinación de la red, una en cada región oceanográfica, suministran el manejo central de los recursos como canales de tráfico cuando opera la asignación por demanda y coordina la señalización y control de tráfico.

Cada estación de coordinación de la red transmite un canal común que se recibe por todas las terminales de barco, cuando éstas no están implicadas en la transferencia de mensajes. El canal común se usa para anunciar, tierra-barco, los mensajes en espera en las estaciones terrenas costeras, para radiodifundir los mensajes EGC y en varias etapas para transferir el protocolo de señalización de paquetes.

Una terminal de barco es una estación terrena móvil que los suscriptores móviles usan y que está diseñada para minimizar el costo de este equipo.

A continuación se observa un resumen de algunas de las principales características de las terminales Norma C.



Ganancia de Ruido	-23 dB/K (*)
PIRE mínima	12 dBW
Velocidad de transmisión: - Costa-barco - Barco-Costa	600 bits/s Satélites actuales 300 bit/s Futuros satélites 600 bit/s
Ancho de banda operacional: -Transmisión -Recepción	1626.5-1646.5 MHz 1530.0-1545.0 MHz

(*) A 5° de elevación

El receptor permite el uso de receptores de muy baja relación de ganancia entre temperatura de ruido en las terminales de barco. Esto significa que se puede una antena omnidireccional no estabilizada muy simple y el equipo puede ser pequeño. Para garantizar el bajo requerimiento de la potencia isitrópica radiada equivalente (PIRE), se utiliza un amplificador de potencia (HPA) construido con semiconductores.

El diagrama de bloques de la estación terrena consiste en un equipo terminal de circuito de datos (ETCD) que opera como interface hacia la red satelital y un equipo terminal de datos (ETD) que proporciona la interfaz del usuario. Para transferencia de mensajes barco-tierra se le proporciona formato al mensaje en el ETD y entonces se transfiere al ETCD, recibe el mensaje completo del canal de radio antes de pasarlo al ETD para la atención del usuario.

La estación terrena de barco se puede equipar para la recepción de llamadas de grupo ampliadas (EGC) o de forma separada usar un receptor terminal para las llamadas EGC.

Cuando una estación terrena de barco se encuentra ociosa sintoniza y recibe un canal TDM transmitido por la estación coordinadora de la red (canal común de la NCS). Este canal se usa para transmitir indicaciones a las terminales de barco de que las llamadas tierra-barco están listas en la estación terrena costera para transmisión a los barcos. Las llamadas de grupo ampliadas también se transmiten en este canal.

V.3.3 CARACTERISTICAS DEL SISTEMA.

El requisito de una estación terrena móvil para mensajes con una relación de ganancia entre temperatura de ruido muy baja dio como resultado las siguientes características principales de diseño:

- El uso de una antena de baja ganancia significó el empleo de un esquema de modulación y codificación muy robusto para mitigar los efectos de propagación de trayectoria múltiple. Se usa codificación convolucional e intercalado de tramas para asegurar que la probabilidad de error de paquete esté dentro de los requisitos del diseño del enlace.
- Los canales TDM tierra-barco requieren una relativa granPIRE de 21 dBW en el satélite y la capacidad de operar en modo de asignación por demanda para resguardar la potencia del satélite si las condiciones de la red lo requieren.
- El medio de transmisión de datos en paquete es completamente transparente al tipo de datos a enviar por los canales de tráfico.

- La operación en un ambiente de haz dirigido es proporcionado por la estación terrena de barco, automáticamente, al identificar el haz dirigido del satélite apropiado. Esto asegura que la Norma C será compatible con las futuras generaciones de satélites que podrían usar haces dirigidos.
- La naturaleza del almacenamiento y retransmisión de la Norma C permite al sistema utilizar la capacidad del satélite fuera de las horas pico.

Los servicios iniciales ofrecidos por la Norma C a los usuarios son:

- Acceso a la red Internacional de Télex.
- Amplia gama de servicios de Llamada de Grupo Ampliada (EGC).
- Acceso a centros de coordinación de rescate.

V.3.4 CANALES NORMA C.

El sistema Norma C utiliza diferentes tipos de canales. Además de aquellos canales requeridos para comunicaciones costa-barco y barco-costa y señalización vía satélite, existen también enlaces entre las estaciones por el lado terrestre para monitoreo de la red y propósitos de control.

Canal Común NCS. El canal común NCS es una portadora TDM transmitida en forma continua por la estación de coordinación de la red a todas las terminales de barco en la región oceanográfica. El canal opera a 1200 símbolos/s con una trama de longitud fija de 8.64 s, la información se aleatoriza, codifica convolucionalmente a media tasa de transmisión de datos resultante es 600 bits/s y todos los mensajes e información de señalización se transporta en paquetes.

En cada trama, 639 bytes están disponibles para paquetes. El primer paquete en cada trama es siempre el paquete de boletín informativo. A este paquete lo siguen un número de paquetes de descriptor del canal de señalización utilizados para transferir información concerniente al uso por parte de las terminales de barco de los canales de señalización asociados al TDM.

Canal TDM CES El canal TDM es de las estaciones terrenas costeras; se utiliza como enlace hacia adelante cuando éstas desean comunicarse con las terminales de barco. Su estructura es idéntica a la del canal común NCS descrita anteriormente, y se usa para transportar señalización de llamadas activas, mensajes costa-barco, reconocimientos y señalización de liberación de llamadas.

Canal de señalización SES. Los canales de señalización a estaciones terrenas de barco asociados con cada canal TDM hacia adelante se reciben tanto por las estaciones de coordinación de la red como por las estaciones terrenas costeras, principalmente para señalización de las terminales de barco a las estaciones en tierra.

El acceso de cada terminal de barco a los canales de señalización SES es mediante el esquema ranurado ALOHA, con un mecanismo adicional para reservar ranuras en el canal. Cuando más de una estación de barco transmite en la misma ranura resulta una colisión que se observa en la estación terrena costera que recibe. Para minimizar el tiempo transcurrido para que la estación terrena de barco se de cuenta que su transmisión no fue exitosa, el paquete descriptor del canal de señalización en la transmisión TDM hacia adelante indica el estado de las ranuras asociadas a ese canal de señalización (por ejemplo, reservado o no reservado, colisión o disponible).

La temporización de las ranuras está basada en una trama TDM de 8.64 s, como se exhibe en la siguiente figura. Cada trama se divide en catorce ranuras en los satélites actuales, y el doble para futuras generaciones de satélites.

La información recibida en cada ranura se aleatoriza y codifica convolucionalmente a media tasa de transmisión. La tasa de transmisión es 600 símbolos/s en la generación actual de satélites y de 1200 símbolos en las futuras generaciones. En cada ranura se puede acarrear una ráfaga de 120 bits de información y no tienen preámbulos de adquisición dedicados. Esta característica ayuda a maximizar la capacidad del canal de señalización.

Canal de mensajes CES. Estos canales se utilizan para las estaciones terrenas de barco para transmitir sus mensajes a la estación terrena-costera de su elección. Se utiliza un canal de señalización CES durante la fase de establecimiento de la llamada, pero el mensaje en sí se envía en un canal de mensajes SES asignado por la estación costera. El acceso a este canal se realiza en base al acceso múltiple por división de tiempo (TDMA). La estación costera indica, a cada terminal de barco en espera de transmisión, el momento en el cual se puede empezar a transmitir todos sus mensajes sin interrupción.

La información a enviar se pone en paquetes de tamaño fijo localizados dentro de las tramas. Se dispone además de un tamaño de trama; sin embargo, el tamaño debe permanecer fijo durante una transmisión en particular.

Una trama podrá contener entre uno y cinco paquetes dependiendo de su tamaño. Cada paquete contiene 127 octetos de información.

Las tramas se aleatorizan, entrelazan y codifican convolucionalmente a media tasa. Antes de la transmisión se le suma un preámbulo de adquisición. La tasa de transmisión es de 600 símbolos/s para la generación actual de satélites y 1200 símbolos/s para la generación futura.

Las estaciones terrenas costeras que ofrecen el servicio Norma C tienen enlaces bidireccionales con la estación de coordinación de la red de la misma región. Este enlace se utiliza para transferir avisos y mensajes EGC para la transmisión subsecuente en el canal común NCS. Además, se intercambia señalización en este enlace para garantizar la sincronización del acceso a las terminales de barco y para la asignación de canales TDM por la estación coordinadora de la red. El canal utiliza los procedimientos de acceso a los enlaces de la red. X.25 del CCITT. La transmisión es a 1200 bit/s y no se emplean técnicas adicionales de corrección de errores a las que se incluyen en X.25.

Cada estación de coordinación de la red se enlaza con otra estación de este tipo por un canal de enlace interregional. Este canal se utiliza fundamentalmente para actualizar en otras regiones la actividad de los registros de las estaciones terrenas de barco en una región particular. Se usan canales con datos en la banda de voz en la red telefónica pública conmutada (de discado automático). Los procedimientos de enlace de capas de X.25 se usan para intercambiar información. Estos enlaces operan a 600 bit/s, usando modems V.22 full duplex del CCITT.

V.4 SERVICIO DE LLAMADA DE GRUPO AMPLIADA (EGC).

El servicio de Llamada de Grupo Ampliada es un servicio de radiodifusión de mensajes dentro del sistema de comunicaciones norma C.

Los mensajes EGC se envían a una terminal de barco Norma C por proveedores de información con base en tierra utilizando facilidades terrestres como un télex. Los mensajes se procesan en las estaciones terrenas costeras y se conducen a las estaciones de coordinación de la red para transmisión en el canal común NCS. Una técnica de direccionamiento avanzada y flexible permite la recepción de mensajes de una variedad de proveedores de servicios. El direccionamiento de receptores se puede desempeñar con base en:

- 1) Número de identificación individual única.
- 2) Números de identificación de grupo.
- 3) Areas geográficas preasignadas.
- 4) Areas geográficas absolutas (definidas en términos de coordenadas).

Los mensajes EGC pueden iniciarse por un suscriptor autorizado desde cualquier parte del mundo y serán radiodifundidos hacia la región oceánica apropiada a través de las estaciones terrenas costeras. Los mensajes se transmiten de acuerdo a su prioridad, es decir, emergencia, seguridad, rutina y correspondencia comercial.

A bordo del barco, los mensajes EGC se reciben mediante un terminal dedicado, o equipo adicional incorporado a las estaciones terrenas de barco Norma A, o como parte integral de las terminales Norma C.

V.5 SISTEMAS AERONAUTICOS.

Se han encontrado al menos cuatro clases fundamentales de tráfico de comunicaciones en las que la tecnología de satélites puede revolucionar las comunicaciones aeronáuticas, cada una de las cuales comprende a su vez diversas subcategorías:

Servicios de tráfico aéreo. Comunicaciones para la seguridad de la vida humana que comprenden las comunicaciones directas con el piloto, o entre la aeronave y el controlador de tráfico aéreo de tipo telefónico y de datos, incluida la vigilancia. Las autoridades de tráfico aéreo podrán también preguntar a las aeronaves sus datos de posición (vigilancia dependiente automática). Una información constante y fiable sobre la posición de la aeronave permitirá a las autoridades establecer un sistema pseudo-radar para aeronaves fuera del alcance del radar convencional. Podrá así reducirse la distancia de seguridad necesaria entre aeronaves en vuelo, con lo cual aumentará el número de aeronaves próximas a la ruta óptima. De este modo, las compañías aéreas ahorraran colectivamente muchos millones de dólares al año por concepto de combustible. Además los servicios de información de tráfico aéreo (meteorología, estado de los sistemas, tráfico, etc.,) y tal vez incluso la información obre navegación, se considerarán como subgrupos del control del tráfico aéreo.

Control operacional de la nave. Por el cual la compañía explotadora, a través de sus computadoras, ejerce el control de sus aeronaves en cualquier punto en que se encuentren mediante el intercambio de datos de comportamiento técnico y transmisión de señales vocales que administran la seguridad y la gestión de los vuelos.

Comunicaciones comerciales del operador de la aeronave. Todos los operadores de aeronaves tienen necesidades de comunicaciones comerciales de tipo general no comprendidas en la categoría de seguridad. Estas comunicaciones comprenden los servicios de reservación de vuelos, de automóviles y de habitaciones de hotel con destino a los pasajeros, etc.

Correspondencia pública. Facilidades que ofrece el operador de la aeronave y que permite a sus clientes (pasajeros, etc.) acceder a las redes públicas telefónicas y de datos desde cualquier parte del mundo. Estos servicios comprenden la telefonía, el télex e incluso el acceso a las computadoras de los sistemas informáticos y bases de datos en tierra. En el futuro, podrán ofrecerse otros servicios entre los que cabe mencionar las compras abordo, los servicios prestados a grupos étnicos, la transmisión de señales de video, la recepción de los programas de radiodifusión, etc.

Una vez descritos los sistemas de comunicación, hay que definir las normas de servicio y las interfaces con las otras redes de comunicación establecidas. Los servicios relacionados con la seguridad de la explotación aérea requieren circuitos de gran confiabilidad de gran confiabilidad (es decir, disponibilidad continua en cualquiera de sus formas). Dentro de lo razonable han de estar siempre disponibles de manera inmediata para el tráfico prioritario. Son necesarios en todas partes, de forma que hay que tener en cuenta la explotación transpolar, aunque esto sea tal vez un aspecto de desarrollo futuro que requiera la integración de sistemas por satélite síncrono y en órbita.

Si bien los servicios comerciales de las líneas aéreas tienen una prioridad inferior, los usuarios demandarán también un funcionamiento fiable y continuo, aun cuando el sistema esté recuperandose de una avería parcial.

SERVICIO MOVIL.

Los servicios de tipo correspondencia pública, aunque no tienen el carácter prioritario de la seguridad, deberán poder funcionar de forma regular. No obstante, podrán ser derogados en caso de que la capacidad del servicio sea reducida para dar prioridad a las comunicaciones relacionadas con la seguridad del vuelo.

Actualmente se tiende hacia "sistemas de aviónica", que incorporan cada vez más la tecnología digital. Las facilidades para los servicios de tráfico aéreo siguen la misma tendencia, al igual que los servicios de las grandes redes públicas conmutadas. Por este motivo, aunque en la actualidad no existan grandes limitaciones en cuanto al ancho de banda, el desarrollo de las normas acordadas y las prácticas que se recomiendan en el plano internacional para las comunicaciones aeronáuticas por satélite se oriente casi exclusivamente hacia la señalización, los protocolos y la aplicación digitales.

La atribución actual de los servicios aeronáuticos por satélite en la banda L es 1545-1559 MHz. (satélite-móvil) y 1646-1660.5 MHz. (móvil-satélite). La banda aeronáutica lleva la designación "R", que significa que sólo se acomodan en esta banda las comunicaciones relativas a la seguridad y regularidad de los vuelos en ruta. No está permitida la correspondencia pública (comunicaciones de los pasajeros).

Tal atribución podría ser insuficiente si se considera que el transporte aéreo continuará creciendo. Unas 5000 naves atraviesan el Océano Atlántico todos los días con un cálculo del tráfico pico instantáneo de aeronaves de unas 250 volando simultáneamente en cualquier momento. Se estima que esta cifra se elevará hasta unas 550 aeronaves en el año 2010, es decir, más del doble.

El Océano Pacífico presenta actualmente un pico instantáneo de unas 1300 aeronaves, que se prevé que también aumentará hasta 3400 en el año 2010. Se necesitará espectro adicional para permitir las comunicaciones necesarias y así mantener la seguridad aérea en todo el mundo.

Tras un estudio considerable del problema por parte de la industria a lo largo de los años desde la época del grupo ASTRA, y como resultado de diversos contratos de estudio especializado, INMARSAT lleva actualmente varios programas de adquisición relativos a distintos tipos de antena de aeronave, y marcas diferentes de sistema de aviónica. En paralelo con el establecimiento de un amplio sistema mundial INMARSAT que funciona mediante los satélites situados actualmente en órbita sobre los océanos Atlántico, Pacífico e Indico, ha surgido una propuesta de servicio alternativo por parte de una organización denominada Aviation Satellite Corporation (AVSAT). Aunque la propuesta de AVSAT se encuentra aún en estado de proyecto (es decir, no hay equipo, ni red de estaciones terrenas costeras ni satélites), su fuerza reside en que procede de un servicio de redes de comunicación para las líneas aéreas establecido desde hace tiempo cuya explotación corre a cargo de Aeronautical Radio, Inc. (ARNIC).

V.6 SISTEMA AVSAT.

El sistema AVSAT se compone de tres subsistemas principales:

- Segmento terrestre
- Sistemas de cabina y aviónica
- Segmento espacial

Estos componentes y su relación se observan en la siguiente figura. La arquitectura de comunicaciones de AVSAT emplea un sistema de transmisión digital completamente integrado para los datos y voz de la cabina o de los pasajeros. El sistema emplea una comunicación multicanal de acceso múltiple por división de tiempo (TDMA), completamente interactiva que proporcionará interconectividad total entre la aeronave operando en el sistema AVSAT y cuatro estaciones terrenas regionales.

Asimismo, proporcionará interconectividad con numerosas estaciones terrenas secundarias localizadas en aeropuertos y centros de operaciones regionales de las aerolíneas a lo largo de todo el mundo. El sistema de transmisión de voz de AVSAT proporciona múltiples canales para los pasajeros con calidad cercana a la telefónica comercial utilizando complejos algoritmos de codificación de voz a 8 Kbit/s.

Cuando este completamente desarrollado, el sistema AVSAT se incorporará en satélites geoestacionarios compartidos y dedicados con órbitas separadas 60° de longitud aproximadamente, proporcionando redundancia a la cobertura casi global que requieren las comunicaciones para la aviación. Los satélites AVSAT trabajarán junto con las estaciones terrenas fijas, localizadas alrededor del mundo, para la interconexión con sus propios usuarios y con redes de voz y datos operadas por la aviación.

El sistema AVSAT proporciona en forma global, un sistema de transporte de comunicaciones integrado por:

- Control de tráfico aéreo.
- Control de operación aeronáutica.
- Comunicaciones de administración aeronáutica.
- Comunicaciones para los pasajeros de las aerolíneas.

El servicio AVSAT ofrecerá múltiples canales telefónicos a los pasajeros con calidad próxima a la del servicio telefónico comercial terrestre con operación full-duplex, control de tráfico aéreo, control operacional de voz y comunicación de datos. El rendimiento del sistema se diseñó para 99.9% de disponibilidad, e incluye varias características como la designación automática de prioridades para la transmisión de diferentes tipos de llamadas.

El sistema AVSAT está diseñado para operar de forma completamente transparente con las futuras redes globales que se basan en normas establecidas por la International Standards Organization (ISO) tales como la Red Digital de Servicios Integrados (ISDN).

AVSAT puede introducir desarrollos de una amplia línea de servicios de voz y datos como vigilancia dependiente automática, vigilancia cooperativa independiente, recopilación de datos, (por ejemplo, información climatológica, y mantenimiento de aeronaves) y radiodifusión de datos (por ejemplo, televisión de "barrido lento"). Es importante observar que muchas de las futuras aplicaciones de los servicios de AVSAT están por concebirse.

El segmento espacial para el sistema AVSAT se desarrollará en respuesta a la demanda del mercado en un área de servicio. Para cada región de servicio se han estimado requerimientos altos, nominales y bajos de canales de voz hasta 1998.

La capacidad inicial del segmento del espacio se proporciona por el uso compartido de cuatro satélites regionales con haces de cobertura puntual y global. Cada uno tiene una capacidad nominal de 60 a 120 canales de voz conducidos por el servicio fijo del satélite "anfitrión" que presta su servicio por espacio de 7 a 10 años.

Los acuerdos de arrendamiento imponen a la organización anfitrión la responsabilidad sobre todas las actividades necesarias para proporcionar la comunicación aeronáutica satelital en las localidades orbitales requeridas. Estas actividades incluyen coordinación regulatoria, vehículo de lanzamiento, arreglos para los servicios de puesta en órbita, telemetría, seguimiento y servicios de comando al satélite.

Como los requerimientos de capacidad de comunicaciones regionales se incrementan. La Corporación AVSAT contratará el desarrollo y lanzamiento de satélites dedicados AVSAT que la Organización poseerá y operará para 1996. Las capacidades de esos satélites serán de 400 canales de voz nominalmente (de las series Hughes 376 o RCA 3000).

Además se lanzará un satélite en órbita de reserva para restaurar rápidamente los servicios en caso de que alguna falla del satélite o para acomodar anticipadamente el crecimiento de los servicios requeridos.

La siguiente expansión del sistema será superior a los satélites con 400 canales, ya que los futuros satélites serán más grandes, de mayor capacidad y emplearán haces puntuales múltiples más pequeños que permiten una extensiva reutilización de espectro de frecuencia. Con capacidad nominal de 1500 canales de voz y una constelación de seis satélites. Se espera satisfacer las demandas de canales en el segmento espacial de los usuarios del año 2000.

El número mínimo de satélites necesario para proporcionar redundancia completa en segmento espacial para una red aeronáutica global es de seis satélites espaciados aproximadamente 60° en la longitud alrededor del arco orbital geosíncrono.

Un problema característico de las comunicaciones aeronáuticas es la poca habilidad de las aeronaves de discriminar espacialmente las señales entre dos satélites adyacentes debido a la relativa amplia anchura del haz de las antena de la aeronave comparada con otras antenas utilizadas en otras aplicaciones móviles. El único medio práctico para la discriminación entre satélites es, por lo tanto, la discriminación por frecuencia.

El sistema AVSAT alterna la asignación de frecuencias entre satélites adyacentes en un plan de reuso de frecuencias A-B-A-B-A-B. Esto en base a un amplio sistema, las frecuencias individuales de la banda L se reutilizan tres veces dentro de del sistema. Una reutilización similar de frecuencias 2x se emplea en el sistema de transmisión de datos a baja velocidad, mediante los haces satelitales de cobertura global.

El segmento terrestre de sistema AVSAT se compone de las siguientes facilidades:

- Estaciones terrenas regionales
- Centros de coordinación aeronáutica.
- Sistemas de control y manejo de la red.
- Sistema automático independiente para la determinación de posición.
- Estaciones terrenas remotas secundarias.

El acceso de las comunicaciones primarias y el manejo operacional del segmento espacial se proporcionará por cuatro estaciones terrenas regionales a localizarse en la parte este de los EUA, Hawaii, Asia y el Este de Europa:

SERVICIO MOVIL.

REGION DE SERVICIO	ESTACIONES TERRENAS REGIONALES
Atlántico	Europa Este, EUA Este
Pacífico	Hawaii, Asia
América	Hawaii, EUA Este
Euroasia	Europa Este, Asia

Un centro de coordinación aeronáutica funcionará como punto focal para el manejo técnico y administrativo, y para control de la red.

Los principales componentes de las estaciones terrenas se describen a continuación:

Cada estación terrena tiene operando en la banda C un complemento de hasta cinco sistemas de antena con su equipo de RF asociado (amplificadores de potencia, convertidores de bajada y subida). Para lograr alto nivel de confiabilidad necesario para el sistema, a cada satélite se le puede monitorear y controlar desde dos estaciones terrenas diversificadas geográficamente. La constelación de 4 satélites compartidos y 6 propios utilizan 20 antenas para monitoreo continuo con 5 antenas en cada una de las 4 estaciones terrenas regionales. Cada antena de comunicaciones se equipa con una antena para la banda L, que comparte el mismo montaje, y su electrónica asociada para verificar continuamente la transmisión del satélite a la aeronave en la región local del haz puntual. Esto también permite al sistema diagnosticar y medir su desempeño.

El procesador de llamadas de voz y datos, y el sistema de conmutación sirve como interface entre las estaciones terrenas y las redes de comunicación terrestres que enrutan las comunicaciones hacia su destino final. Para la correspondencia vocal de los pasajeros, el sistema desempeña las siguientes funciones adicionales:

- Señalización compatible con las redes terrestres.
- Enrutamiento de llamadas al menor costo.
- Reporte detallado de llamadas (facturación y estadísticas en uso del sistema).

Para otro tipo de funciones el procesador brinda almacenamiento de datos, asignación de prioridades y procesamiento en general como el manejo de la vigilancia automática dependiente y mensajes de datos.

El equipo de telemetría, seguimiento y comandos satelitales, monitorea y controla el funcionamiento y configuración de los satélites dedicados. Las estaciones terrenas con este equipo se conectan al centro de control técnico de los satélites AVSAT, donde de manera continua se observa y controla todo el segmento espacial, utilizando circuitos de comunicación dedicados por tiempo completo.

Los centros de coordinación aeronáutica facilitan manejo continuo de la red de comunicaciones en tiempo real. El sistema AVSAT incluye dos centros, uno a localizarse en la parte Este de los EUA y el otro en el área de servicio de Euroasia. Cada centro de coordinación aeronáutica verifica y controla el funcionamiento técnico del sistema de comunicaciones y proporciona un manejo centralizado de la administración de la red (por ejemplo, número e identificación de líneas aéreas que utilizan el sistema, reporte de problemas, registros de utilización de la red y tendencias).

SERVICIO MOVIL.

El sistema emplea la tecnología de transmisión digital con acceso múltiple por división de tiempo. El TDMA es una técnica que se está expandiendo rápidamente a través del mundo entero y es muy apropiado para las comunicaciones aeronáuticas. Asociado con cada antena de estación terrena, un controlador de red TDMA desempeña el procesamiento y la manipulación digital de bits, ambas funciones requeridas para el establecimiento y manejo de las trayectorias de comunicación dentro del sistema. Las funciones incluyen la sincronización del sistema, la asignación de los recursos de la red y el manejo del canal.

Un sistema de monitoreo TDMA verifica la operación de los sistemas TDMA y permite el rápido análisis, identificación y corrección de fallas.

Finalmente, para los aviones que deseen comunicarse con el sistema AVSAT, requerirán la instalación de aviónica complementaria, la cual constituye una estación terrena móvil aeronáutica.

V.7 SERVICIOS TERRESTRES.

En los EUA y en algunos otros países, las frecuencias del orden de 900 MHz, han sido atribuidas a escala nacional al servicio móvil terrestre. Concretamente en los EUA, se estableció un servicio móvil terrestre de explotación nacional que suponía no sólo extender los servicios públicos telefónicos en el ámbito móvil, sino también una expansión sustancial de los servicios radioeléctricos de seguridad pública, industriales y de transporte terrestre.

La aplicación de sistemas especiales puede aumentar la capacidad, las posibilidades y la flexibilidad de estos sistemas, y servicios móviles terrestres, particularmente cuando se trata de cubrir extensas zonas geográficas con un solo sistema, de asegurar las comunicaciones en casos de urgencia o de catástrofes naturales y de extender el servicio a zonas remotas aisladas. Como el sistema móvil terrestre y el sistema móvil por satélite deben ser complementarios, sus características técnicas habrán de ser compatibles. Ello significa que dichas características deben permitir interfuncionamiento de los sistemas en caso necesario y facilitar la compartición de frecuencias en circunstancias mutuamente convenidas.

Se han definido los conceptos relativos a un sistema móvil terrestre por satélite para facilitar un servicio radiotelefónico móvil a unos 2 millones de abonados residentes principalmente en zonas rurales de los 48 estados contiguos de los EUA. El sistema de antenas de haces múltiples del satélite constaría de 69 haces con coberturas de 0.5 a 3 dB. Con 111 canales por haz y una triple reutilización de frecuencias se obtendría un total de 333 canales. La anchura de banda total agrupada sería de 10 MHz en los dos sentidos de la transmisión, satélite-estación móvil y estación móvil-satélite. Para el funcionamiento del sistema en la banda de 800 MHz, la antena de la estación espacial tendría unos 42 m de diámetro y la energía primaria sería de unos 12 KW, su funcionamiento en las bandas de 1550-1650 MHz permitiría una disminución del diámetro de la antena hasta 21 m, pero aumentaría la potencia primaria hasta 48 KW.

Con el propósito de explorar este servicio la FCC convocó la participación de varias empresas para determinar el tipo de servicios a concesionar y la respectiva atribución espectral a utilizar.

La tentativa era disponer de la banda atribuida a los servicios aeronáuticos móviles vía satélite (1.545-1.560 GHz y 1.645-1.660 GHz), y parte de la banda UHF atribuida a los sistemas móviles terrestres (821-825 MHz y 866-870 MHz).

Es importante considerar que, aunque pueden señalarse aplicaciones y zonas en las que es lógico utilizar las comunicaciones móviles por satélite, la tecnología de estas comunicaciones esta más sujeta a limitaciones que las de servicio fijo por satélite o de la radiodifusión directa por satélite.

En el servicio fijo por satélite es posible una amplia reutilización de frecuencias. Pueden emplearse satélites con una separación de 2° , o incluso menor. Los servicios móviles por satélite, con todo, son muy diferentes a los fijos. La compartición o reutilización del espectro por los satélites del servicio móvil es sumamente difícil con la tecnología de hoy. Una separación de 30° en el arco orbital no es suficiente para evitar la interferencia proveniente de antenas omnidireccionales, o incluso cuaisidireccionales, entre sistemas que funcionen en las mismas bandas de frecuencias.

Algunos de los proponentes del sistema móvil terrestre por satélite de los EUA, han sugerido usar antenas de 9 m, o incluso mayores, para generar múltiples haces estrechos que permitirían la reutilización de frecuencias. Este método aumentaría sin duda, las posibilidades de reutiliozación de frecuencias debida a la separación espacial de los haces, pero no las basadas en el uso de polarizaciones ortogonales.

Se ha sostenido también que el uso de antenas de satélite de haces estrechos podría conducir a la reutilización de frecuencias entre redes vecinas del servicio móvil por satélite.

No obstante, en la zona en que la cobertura de las dos redes se superponga, y en particular donde hayan de emplearse estaciones terrenas móviles con antenas pequeñas, la reutilización de frecuencias no será posible. El problema no está relacionado con la antena del satélite, sino depende de la discriminación de la estación terrena móvil con respecto a la transmisión interferente.

No sólo hay escasez de emplazamientos orbitales apropiados, sino también lo que es más grave, de espectro disponible para las comunicaciones móviles por satélite. El servicio móvil marítimo vía satélite (MMSS) representado ampliamente por INMARSAT fue el primer tipo de servicio móvil por satélite.

El servicio móvil aeronáutico conocido como Aerosat es un sistema concebido para proporcionar comunicaciones a las aeronaves especialmente cuando se encuentran bajo la cobertura de bases terrestres. Es en esta banda donde la FCC, como ya se observó anteriormente, decidió atribuir en forma compartida los servicios móviles terrestres vía satélite junto a los servicios aeronáuticos móviles vía satélite. Esta decisión se adoptó en parte por que la aeronáutica no había utilizado aún este espectro, los interesados en el servicio móvil satelital terrestre de América del Norte sostenían que el mismo debía serles atribuido, o por lo menos debía compartirse con ellos.

Los círculos aeronáuticos se oponen a esta iniciativa. El Comité Especial sobre Futuros Sistemas de Navegación Aeronáutica (FANS) de la OACI expresó que las necesidades de espectro de la aeronáutica y otros servicios como los terrestres móviles, pues estima que los usuarios de radios móviles en el servicio móvil terrestre no siempre mantendrán las altas normas profesionales de aviación, y de aquí existe la posibilidad de interferencia cuando operen en el mismo transpondedor.

Continuando con la figura, los sistemas de navegación vía satélite Navstar y Glonass son sistemas estadounidense y soviético, respectivamente, de propósito militar y de cobertura mundial. Se caracterizan por ser sistemas de radiodifusión satélite-tierra por lo que no cuentan con enlace de subida para usuarios.

La radioastronomía es un servicio pasivo de radio en la cual algunos científicos utilizan antenas muy sensitivas para observar las emisiones de radio en bandas de frecuencia particulares desde varias partes del universo. Los satélites meteorológicos utilizan el espectro de frecuencia conocido como servicio meteorológico vía satélite.

Mientras la banda atribuida a los servicios aeronáuticos está todavía negociándose, existe otro servicio especialmente concebido para los usuarios móviles con atribución espectral propia que pretende suministrar varios servicios utilizando satélite.

V.8 SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL (GPS).

V.8.1 INTRODUCCION.

En los últimos años las comunicaciones de todo tipo han adquirido una especial relevancia en el desarrollo y la evolución de las actividades del hombre. Adelantos como la telefonía celular, los enlaces por microondas, los bipers, la televisión de alta definición y en especial la comunicación vía satélite nos sorprenden por la forma en la que agilizan nuestras actividades diarias.

En el campo de las comunicaciones vía satélite, podemos decir que en sus inicios estaban diseñadas para operar en modo pasivo. Estos es, en vez de transmitir activamente señales de radio, los satélites servían únicamente para reflejar señales que eran enviadas desde la tierra por medio de estaciones terrenas. Estas señales eran reflejadas en varias direcciones por lo cual podían ser captadas en cualquier parte del mundo.

Actualmente, las comunicaciones vía satélite son de forma activa, esto es, que los satélites portan su propio equipo de transmisión y recepción. Estos satélites reciben señales de una estación terrena, la amplifican y después la mandan a otra estación con una frecuencia diferente.

El sistema cuenta con 24 satélites del tipo NAVSTAR (Navigation Satellite Time and Ranging), este sistema esta basado en las observaciones de señales de radio emitidas por los satélites y son captadas por una antena en el punto a localizar sobre la superficie de la Tierra. Las observaciones son procesadas posteriormente para su posición precisa.

Las aplicaciones de este sistema son: Localización Automática de Vehículos (AVL), Navegación Aérea, Navegación Naval, además, como es lógico, las aplicaciones militares, que fueron las primeras, es por eso que se espera que los avances en este renglón continúen. Una muestra de estas aplicaciones fue la gran ayuda que aportó el GPS durante la Guerra del Golfo Pérsico, en donde permitió la adecuada localización exacta de los blancos para los misiles.

V.8.2 DESCRIPCION DEL SISTEMA.

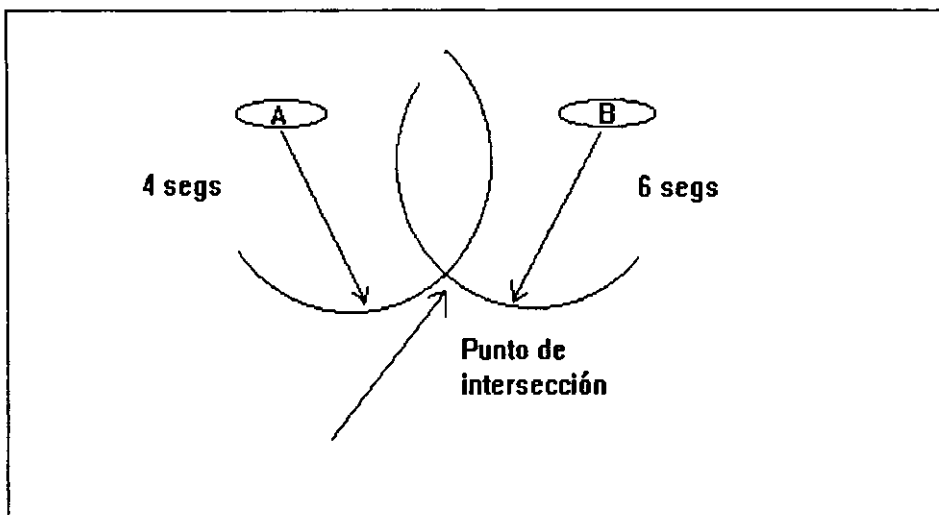
Los satélites que forman este sistema se encuentran orbitando a una altitud aproximada de 20,000 Km. Este sistema es financiado por su creador, el Departamento de Defensa de los Estados Unidos. La exactitud en sus mediciones es de 15 m en aviación y 4 m en Tierra usando el GPS diferencial.

Actualmente existen diversos fabricantes de equipos electrónicos y de radiocomunicación, que tienen a la venta diversos tipos de tarjetas receptoras de GPS, lo cual hace que el usuario elija la que más se amolde a sus necesidades. Otro avance que ha tenido este sistema es en el tamaño de sus tarjetas, ya que con el paso del tiempo han ido reduciendo su tamaño haciendo más fácil su instalación en espacios reducidos.

Un ejemplo de esto es, una tarjeta Motorola de la serie Encore de 8 canales, mide lo mismo que un autoestéreo convencional.

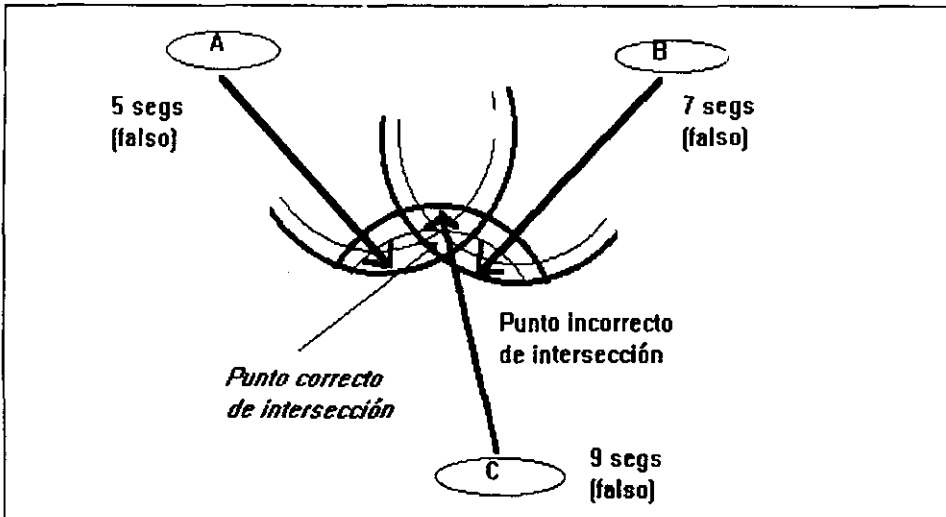
V.8.3 FUNCIONAMIENTO.

El funcionamiento general del sistema se basa en calcular la posición a través de la medida de las distancias entre el objeto y tres de los satélites del sistema. Esto es, si conocemos la distancia al satélite A que es de 17,702.784 Km, entonces el objeto debe estar en alguna parte de una esfera imaginaria con centro en dicho satélite, con un radio de 17,702.784 Km, además la distancia al satélite B es de 19,312.128 Km entonces debemos estar situados en el círculo donde ambas esferas se interceptan.



Si además conocemos que la distancia al satélite C es de 20,921.472 Km, esto quiere decir que nuestro objeto a localizar se encuentra en el plano formado por la intersección de las tres esferas. Alguno de estos puntos es improbable, esto es por estar muy lejano en el espacio. Los receptores de GPS tienen varias técnicas para distinguir el punto correcto del incorrecto. Teóricamente la toma de estas tres mediciones es lo único que se necesita para determinar la posición de un punto móvil.

La idea básica de la medición de distancias a un satélite está dada por la fórmula de velocidad, distancia y tiempo ($V = d/t$). El sistema GPS trabaja calculando que tanto tiempo tarda en llegar una señal de radio enviada por el satélite, y sabiendo que las ondas de radio viajan a la velocidad de la luz 300,000 Km/s, se determina la distancia al satélite en cuestión.



Entonces si podemos determinar cuando el satélite GPS inicio su envío de la señal de radio, y exactamente cuando la recibimos, podemos estimar cuanto se tardó en llegar.

Para poder saber cuando exactamente la señal salió del satélite, tanto transmisor como receptor son sincronizados con gran exactitud para generar el mismo patrón de señal en el mismo tiempo. Este patrón o código es un arreglo de pulsos que aparentemente son aleatorios, pero están cuidadosamente determinados. Como el código aparenta ser aleatorio (random), se le da el nombre de "código pseudo-aleatorio". Cuando el GPS recibe el código del satélite, este mide el tiempo que transcurrió desde que el receptor generó su propia señal y cuando recibió la del satélite, esto es, mide el defasamiento en tiempo de dos códigos idénticos, uno generado en Tierra y otro proveniente del satélite.

Aplicando la ecuación de distancia y tiempo, conocemos entonces la distancia que nos separa del satélite.

Como debemos notar, estas mediciones deben ser bastante precisas, esto es del rango de nanosegundos o billonésimas de segundo. Esta precisión se logra en los satélites con el uso de relojes atómicos, que son altamente precisos. Los receptores GPS cuentan a su vez con relojes electrónicos muy precisos, pero no tanto como los de los satélites.

Por trigonometría sabemos que si tres mediciones perfectas localizan un punto en tres dimensiones, entonces cuatro mediciones imperfectas pueden eliminar cualquier defasamiento de reloj, siempre y cuando este sea consistente. Esto nos dice que si hacemos una medición extra de la señal de un satélite se pueden eliminar los errores por diferencias de relojes.

Un ejemplo de esto puede ser el caso de un barco flotando en el mar, donde la altitud es normalmente conocida, esto es, si nuestros relojes fueran perfectos, necesitaríamos solamente dos mediciones de distancia para podernos localizar exactamente sobre la superficie de la Tierra. La tercera medición sería nuestra medición extra. Si tomamos en cuenta la figura anterior y suponemos que el reloj del receptor es un segundo más lento, y la señal proveniente del satélite A tarda 4 segundos en llegar, mientras que la señal del satélite B llega en 6 segundos, entonces nos encontraremos donde las dos líneas gruesas se interceptan. Tomando en cuenta la consideración del retardo de 1 segundo, el receptor estará captando que la señal de A llegó en 5 segundos y la de B en 7, por lo tanto el punto de localización será donde se cruzan las líneas tenues, este punto puede estar localizado realmente a muchos kilómetros de la posición real.

Ahora añadimos la tercera medición la cual tarda en llegar 8 segundos pero el receptor la toma como si se hubiese tardado 9 segundos. Entonces podemos ver que las tres líneas gruesas se interceptan en nuestra posición real.

Pero si ahora agregamos nuestro retardo de un segundo a la gráfica, las tres líneas tenues muestran tres posibilidades para la localización, los pseudo-rangos causados por la lentitud del reloj del receptor. El GPS una vez que recibe esta serie de puntos, asume que el reloj esta apagado. Este aplica el algebra para computar donde los puntos posiblemente se interceptan, y dan esta intercepción como la posición real.

Existen otras fuentes de errores en el sistema GPS, estos son: ligeras variaciones en la altitud, velocidad y posición de un satélite.

Estos cambios son monitoreados por el Departamento de Defensa y se les hacen las correcciones pertinentes al satélite para que regrese a su posición original. Otros de los errores son causados por retrasos ionosféricos y atmosféricos, además de la llamada "Dilución Geométrica de Precisión", que significa que el punto de intersección de dos mediciones es menos preciso cuando dos satélites están muy cercanos. Uno de los efectos de este tipo de error es que la suma de los mismos de una lectura equivocada de unos 30 metros y en el peor de los casos una de 70 metros.

Para propósitos militares, el Departamento de Defensa puede introducir errores deliberadamente, usando un modo de operación llamado "Disponibilidad Selectiva" o S/A, en donde se da mejor de 100 metros, 95% del tiempo y mejor 100 metros el 99% del tiempo.

El otro 1% esta indeterminado, El Departamento de Defensa puede hacer estas reducciones de precisión mucho más grande y a voluntad. La forma sofisticada del GPS es el GPS diferencial, que permite mediciones con una precisión de hasta 1 cm. Esto es posible con la ayuda de la localización de un punto fijo conocido, encontrando las diferencias entre este y lo que nuestros receptores dicen de él. Este error se introduce y se aplica a todas las mediciones efectuadas.

V.8.4 USO EN AERONAVEGACION.

En esta aplicación, el equipo receptor GPS se cataloga como un sistema de navegación aérea con una incertidumbre de 15 m para vuelos bajo las reglas de instrumentos (IFR). El sistema, como es de suponerse, trabaja a todas horas y bajo cualquier clima, presenta inmunidad a la interferencia, su funcionamiento es como el descrito anteriormente de altitud, longitud y latitud.

El equipo GPS para los aviones presenta las siguientes características generales, variando obviamente de acuerdo a la marca y el precio.

- * Acceso directo a datos de aeropuertos a nivel mundial, VOR's, NDB's intersecciones y otros datos útiles para el piloto.
- * Navegación Directa: el piloto designa un destino, y con el equipo puede volar hacia él desde cualquier posición.
- * Plan de Vuelo de Navegación: el piloto puede definir un plan de vuelo con hasta 19 piernas (vectores de vuelo) o 20 puntos sobre la ruta, y así puede ser guiado automáticamente a lo largo de la ruta más apropiada.

- * Cálculo de Posición: el sistema determina la posición actual del avión en términos de latitud y longitud o de distancia y rumbo hacia cualquier punto.
- * Tiempos y Consumo de Combustible: se puede monitorear el progreso del vuelo a manera de estimar con mucha precisión el tiempo de arribo al destino y el consumo de combustible esperado.
- * Navegación de Emergencia: puede determinar, en caso de emergencia el aeropuerto más cercano de la posición actual del avión, o el VOR o NDB o agencia de ayuda, con sólo presionar un botón.
- * Espacios Aéreos Controlados: el equipo dará notificación inmediata al piloto si la aeronave se esta aproximando a un espacio aéreo controlado (gracias a la base de datos de Jeppsén), o si alguna pierna (vector) de la ruta de vuelo trazada o seleccionada entra o cruza un espacio aéreo controlado.
- * Planeación Previa al Vuelo: el piloto puede, usando estos equipos, determinar previamente la distancia y rumbo a su destino, distancia y rumbo hacia cualquiera de las piernas (vectores) de la ruta, distancia total planeada y otros.
- * Otras Funciones de Navegación: se tiene acceso también a otras informaciones como tiempo total estimado, tiempo de arribo a destino, trayectoria del avión con respecto a la Tierra (proyección del movimiento del avión sobre el plano), velocidad con respecto a la Tierra, altitudes mínimas de seguridad (dado que el equipo también calcula la altitud), altitudes mínimas de seguridad en la ruta, trayectoria real y

deseada (para comparar y encontrar desvíos sobre la ruta proyectada), navegación vertical, velocidad verdadera (TAS), etc.

A pesar de ser un sistema altamente confiable, no se debe perder de vista la regla fundamental de la Navegación Aérea, que dice que nunca se debe depender de un solo sistema de navegación, dado que pueden ocurrir fallas. Existen en la actualidad muchos y diversos modelos de receptores GPS para la aeronavegación, tanto fijos como portátiles. Inclusive, como en el caso del receptor Bendix/King KLX 100, que es portátil, se incluye un radio transmisor-receptor manual en el mismo equipo, a pesar de que el equipo mide 7.11 x 4.57 x 19.81 cm pesa solamente 620 gr.

A continuación listamos las características técnicas del receptor portátil GPS 95 XL de la marca Garmin, usado para navegación aérea:

Base de datos Jeppsén:

Cobertura: América o Internacional.

Aeropuertos: Identificación, ciudad/estado, país, nombre del sitio, latitud/longitud, sistema de medición de distancias.

VOR's: Identificación, ciudad/estado, país, nombre del sitio, latitud/longitud, frecuencias, sistema de medición de distancias.

NDB's: Mismos que el anterior.

Intersecciones: Identificador, país, coordenadas

Frecuencias de Comunicación: ATIS, torre, control terrestre.

Pistas: Número, largo, tipo de superficie, sistemas de iluminación, configuración gráfica de pistas.

Desempeño:

Receptor: Multitrac de 8 canales, usa 8 canales para cálculo de posición.

Tiempo de obtención de datos: Caliente: 15 seg. aprox.
Frío: 2 min. aprox.

Autolocalización: 7.5 min. aprox.

Precisión: En posición: 15 metros

En velocidad: 0.1 nudos RMS

Dinámica: 999 nudos de velocidad, 3 Gs.

Interfases: NMEA 180, 182, 183, unidad a una PC.

Búsqueda de emergencia: Los nueve aeropuertos más cercanos VOR's, NDB's, intersecciones o aerovías del usuario.

Rutas: 20 reversibles.

Temperaturas: De operación: -15°C a +70°C
De almacenaje: -40°C a +70°C

Cubierta: Construcción a prueba de agua.

Pantalla: De alto contraste, de cuarzo en matriz de punto.

Teclado: Alfanumérico de baquelita.

Especificaciones Físicas:

Medidas (con módulo de baterías): 8.1 x 16.3 x 3.8 cm
Peso: 0.4 Kg.
Baterías: 4 del tipo AA
Consumo: 1.5 W.

V.8.5 USO EN CARTOGRAFIA.

Antes de que GPS fuera desarrollado por el Departamento de Defensa de los Estados Unidos, la navegación, cartografía y geodesia apoyaban sus observaciones en las estrellas, mas tarde, se utilizaron microondas y medios ópticos, todo esto para medida de ángulos y distancias. Todos estos métodos están limitados a tener visibilidad entre los puntos y a condiciones metereológicas favorables.

Por supuesto es necesario resaltar la importancia que tiene en los diferentes tipos de vehículos móviles el hecho de conocer su posición a tiempo real. Hablemos de lo que significa saber donde se encuentra un trailer con su carga dentro de un mapa de carreteras, o de donde se localiza una patrulla especifica dentro de una ciudad, o donde exactamente se encuentra una aeronave o un barco. Todo lo anterior redundo no sólo en la seguridad de los móviles sino en su eficiencia y mejor aprovechamiento.

Con la aparición de NAVSTAR-GPS, se modernizaron los métodos para la navegación, y la geodesia tuvo una herramienta más para los levantamientos en general, así como la investigación y exploración tuvieron grandes avances, ya que este sistema combina los mejores atributos de los métodos ya existentes, agregando mejor precisión, mayor rapidez y otras ventajas, logrando con esto la economía.

El sistema NAVSTAR-GPS consta de tres subsistemas o segmentos: El espacial, el de control y el del usuario. A continuación se describe cada uno de ellos.

V.8.5.1 SISTEMA ESPACIAL.

Esta formado por una constelación de 24 satélites colocados en 6 órbitas planas inclinadas a 55° del Ecuador, y a una altitud aproximada de 20,000 Km. Estos satélites completan su órbita alrededor de la Tierra cada 12 horas. El sistema fue desarrollado en 1973, lanzándose el primer satélite en 1977. Actualmente la constelación de los 24 satélites permite tener 24 horas de observación con tres satélites mínimos requeridos para obtener las tres dimensiones o coordenadas X, Y y Z de un punto a localizar.

V.8.5.2 SEGMENTO DE CONTROL.

Esta integrado por un grupo de cuatro estaciones de monitoreo en Tierra. Tres de ellas continuamente rastrean los satélites y proveen de datos a la estación principal, misma que calcula las efemérides y coeficientes de corrección del tiempo y órbitas. Esta información es mandada a las estaciones y de ahí retransmitida a cada uno de los satélites para que efectúen sus correcciones, por lo menos una vez al día, pues como se sabe, a pesar de que todo satélite tiene la facilidad de moverse de su posición ideal, existen límites de control, o sea, una caja imaginaria dentro de la cual el satélite puede desplazarse.

Cuando se da una tendencia a abandonar este espacio, deben aplicarse correcciones para que se vuelva a adquirir la posición adecuada del equipo.

V.8.5.3 SEGMEN TO DEL USUARIO.

Es el que usan los receptores GPS. Estos receptores son usados en órbitas sobre la Tierra, tanto civiles como militares, ya sea en tierra, mar o aire. Los satélites del sistema transmiten dos señales de radio que están moduladas con tres códigos:

NOMBRE	TIPO	APLICACION
P	Protegido	Militar
C/A	Clear/Adquisition	Civil
D	Mensaje NAV	Corrección Satélites

. Además de la geodesia y la navegación, otros campos donde se aplica GPS son: Control terrestre de fotometría tanto plana como en tres dimensiones, fotoreconocimiento, monitoreo, sistemas GIS para topografía, estudios sísmicos, hidrografía, localización de monumentos, fotografía por satélite, redes geodésicas, proyectos de vías de comunicación y cualquier otro proyecto en general.

CARACTERISTICAS DE LA SEÑAL.

SEÑAL	FRECUENCIA	LONG.DE ONDA	CODIGOS
L1	1575.42 MHz	19 cm	C/A, P y D
L2	1227.60 MHz	24 cm	P y D

Como se puede apreciar, dadas las longitudes de onda de estas señales, se hace posible el uso de antenas pequeñas para los receptores GPS, misma ventaja que es aprovechada para los trabajos de medición en campo.

V.8.5.4 TECNICA DE MEDICION.

La técnica de la medición con GPS se basa en determinar la distancia entre el satélite y el punto observado, ya sea fijo o móvil. Para conocer esta distancia, primero se obtiene el tiempo que tarda en viajar la señal emitida por los satélites hasta llegar al receptor GPS en Tierra.

Este tiempo a su vez es multiplicado por la velocidad de la luz (300,000 Km/seg) a la cual viaja la señal de radio, dando esto como resultado la distancia que nos separa, esto de acuerdo a:

$$v = d/t \iff d = vt$$

donde: v = Velocidad de la luz
 t = Tiempo en que tarda en llegar la señal
 d = Distancia entre el punto y el satélite

Para hacer estas mediciones, los satélites cuentan con los relojes atómicos de rubidio y celcio que es lo más estable y exacto, teniendo una variación de un segundo cada 300,000 años. El receptor GPS cuenta con su propio reloj (que no es tan exacto). Para corregir la diferencia entre estos dos relojes, se utilizan métodos trigonométricos y observaciones de diversos satélites.

Además de la corrección de tiempos, hay otros errores en la señal causados por el viaje a través de la Ionósfera, donde existe una sábana de partículas cargadas eléctricamente, y a través de la atmósfera, donde las condiciones del clima afectan la velocidad de la señal. Estos errores son corregidos mediante modelos matemáticos en el postproceso.

V.8.5.5 METODOS DE LEVANTAMIENTO.

Para la realización de posicionamiento con GPS existen varios métodos: estático, cinemático y pseudoestático. La aplicación de cada uno de ellos dependerá de la exactitud y características específicas que se requieran y tengan para el trabajo.

La rapidez del levantamiento de los puntos de un proyecto depende de los accesos, de una buena programación de las secciones de observación, del mismo tiempo de observación y de la cantidad de equipos con que se cuenta.

V.8.5.5.1 METODO ESTATICO.

El método estático es el levantamiento que requiere más tiempo de observación, pero que a su vez es el que da mayor precisión. Con éste método en el control horizontal, se puede obtener una aproximación de $0.5 \text{ mm} + 1 \text{ parte por millón}$ (1 ppm) de la longitud de la línea base (utilizando código "P" en L2). Entre varios puntos podemos obtener una precisión en distancia de 1:100,000 ó de mejor. En control vertical la aproximación llega a ser de $1 \text{ cm} + 1 \text{ ppm}$ de la longitud de la línea base.

Para líneas con distancias de 10 Km o menos y con cinco satélites a disposición, se requiere una observación mínima de 45 minutos; una hora de observación será suficiente, y para líneas de distancia mayor a 20 Km se requerirá 1.5 horas o más según la precisión deseada y las condiciones imperantes. A mayor tiempo y más satélites en observación se obtiene mayor exactitud.

V.8.5.5.2 METODO CINEMATICO.

Con el levantamiento cinemático (en movimiento) obtenemos posicionamiento permaneciendo un mínimo de 45 seg. en cada punto. La precisión que se llega a obtener con éste método es entre primero y segundo orden, teniendo cinco satélites en vista constante y una buena geometría de la constelación.

La aproximación con equipos de doble banda y código "P", es de 2 cm + 1ppm de la longitud de la línea base, tanto en control horizontal como en vertical.

Para iniciar un levantamiento cinemático se debe ocupar una línea base conocida o crearla por medio de una observación estática o por cambio de antenas (swap). Para este último método de inclinación, un receptor GPS se debe colocar en una estación donde se conozca la posición exacta.

Una vez empezado el levantamiento, un receptor GPS se deja fijo y otro se posiciona el tiempo requerido (45 seg.) en los diferentes puntos a reconocer.

Los receptores deben mantener al menos cuatro satélites a la vista, tanto durante la observación en el punto como durante el tránsito al siguiente punto.

Si se llega a perder la señal, hay que volver al punto inmediato anterior y tomar observaciones de nuevo, para continuar después a los siguientes puntos.

Con este tipo de reconocimiento Cinemático GPS, se pueden levantar hasta 50 o más puntos con dos receptores durante una sola sesión reconocedora de 4 horas. Gran parte del éxito de una misión radica en la planeación de la misma. Por ello es muy importante contar con una buena constelación de satélites, ya que de no existir una geometría apropiada, esto afectará la precisión del levantamiento. En muchos casos pueden trasladarse los requerimientos para el reconocimiento estático al sistema cinemático, pero este último lleva a restricciones adicionales, sin embargo esta técnica puede convertirse en una parte fundamental de la caja de herramientas de los reconocedores, tanto en la actualidad como en el futuro.

V.8.5.5.3 METODO PSEUDOESTATICO.

Por último, el levantamiento pseudoestático que requiere, al igual que los métodos anteriores, de por lo menos dos receptores. Un receptor permanece fijo durante todo el tiempo del levantamiento, mientras que el receptor móvil tendrá que estar en cada punto de 5 a 10 minutos, cuando las líneas por levantar sean de menos de 10 Km. En distancias mayores se requiere más tiempo de observación.

Con este tipo de reconocimiento no es necesario tener en vista 4 satélites cuando se hace el tránsito de punto a punto como se requería con el método cinemático. Pero cada punto debe ser ocupado y observado al menos 2 veces, con un intervalo de tiempo entre observación de una hora.

El procedimiento pseudoestático depende de los cambios en la geometría de los satélites. Así, con una hora entre observaciones es suficiente para líneas cortas menores de 10 Km. Para líneas más largas se requiere más tiempo de observaciones.

V.8.5.6 RECOLECCION DE DATOS EN CAMPO.

Todo levantamiento debe ser fijado a uno o varios puntos de control de la red con que se quiere referenciar o calibrar las mediciones GPS, para la obtención de resultados compatibles al datum o referencia local. Si se quieren tres dimensiones se necesita un vértice geodésico con su posición, tanto horizontal como vertical, perfectamente conocida. En su defecto, se debe hacer la liga con puntos de control de apoyo horizontal y bancos de nivel de precisión. Entre más puntos de liga se tengan, los resultados de los puntos o estaciones a reconocerse con GPS serán de calidad superior.

Estos puntos de control que sirven para fijar nuestros polígonos a un datum conocido, deben ser observados mínimo 2 veces para hacer más fuerte nuestro ajuste.

V.8.5.7 RESULTADOS DE LEVANTAMIENTOS.

Los resultados de posicionamiento de GPS son presentados en coordenadas geodésicas, o sea, latitud, longitud y altura, usando el sistema WGS-84 (World Geodestic System). Debe tenerse precaución de no confundir la altura GPS con la elevación sobre el nivel del mar o SNM, dado que la altura GPS esta basada en una superficie matemática llamada Elipsoide, y las elevaciones sobre el nivel del mar están basadas en una superficie equipotencial llamada Geoide,

esto haciendo uso de los principios que rigen a la presión atmosférica. Ambas superficies son el cero para sus respectivas alturas. Por lo tanto, para convertir la altura elipsoidal GPS a la SNM, es necesario conocer la diferencia de altura entre los dos sistemas. Esta diferencia no es constante, dado que cambia gradualmente de punto a punto en cualquier área. Este cambio referido es llamado Ondulación Geoidal. Cabe señalar que en regiones muy montañosas este cambio es muy constante.

Cuando se hace un levantamiento GPS, no es necesario tener visibilidad entre los receptores, ya que entre ellos no se envían o reciben señales, pero si de los satélites que orbitan la Tierra hacia los receptores. Es por ello que las estaciones o puntos deben ser escogidos en lugares abiertos al cielo y así evitar, en lo posible, que se bloqueen las señales provenientes de los satélites respectivos. El equipo GPS hace las observaciones de los satélites cuando están 15° arriba del horizonte, por lo que se debe tener la visión más despejada que se pueda en el punto para observar los satélites y que exista lo menos posible pérdida de la señal.

Edificios o construcciones elevadas cerca de las estaciones pueden causar interferencia de recepción de la señal por la antena. Un edificio de un piso, por ejemplo, a 15 m alejado del punto, no causa bloqueo, ya que no afecta al ángulo de recepción entre los satélites y el mencionado receptor.

También debemos cuidar no estar cerca de transmisiones de televisión, radio, microondas, etc., por lo menos a una distancia de 400 m. En caso de no ser posible esto los datos se pueden recibir aunque hay que corregirlos en el postproceso.

V.8.5.8 DESPUES DEL LEVANTAMIENTO.

Una vez efectuado el trabajo en campo, la información es descargada en una computadora para su postproceso. Esta descarga tarda aproximadamente 1 min. por cada hora de grabación en campo. El postproceso consiste en operaciones estadísticas, donde además se eliminan distorsiones y pérdidas de ciclos de señal. Los puntos levantados se procesan por pares, formándose vectores o líneas base que a su vez integran sesiones conformadas por los puntos que fueron levantados al mismo tiempo. Se crean pequeños polígonos por cada sesión, en donde el número de lados de cada polígono esta determinado por el número de receptores. Cada sesión se va uniendo con la subsecuente para finalmente completar toda una cadena, formada por los vectores de cada punto en cuestión.

En todo levantamiento con GPS, al instante mismo de la medición la posición exacta del punto en cuestión es bastante cercana, sin embargo después de postprocesar la información medida, se llega a obtener una aproximación muy exacta de centímetros o mejor, dependiendo de la longitud de la línea base observada.

El último procedimiento para obtener la posición de los puntos levantados es el ajuste de la red que conforman todos ellos. Una vez obtenidas las mediciones de los puntos y procesados los vectores que forman, se analiza el cierre de la poligonal general.

En seguida se realiza un mínimo ajuste, donde observamos diferentes factores para conocer la precisión de los resultados, mediante eliminación de soluciones erróneas o malas que afectan la red de puntos. Se ajustan de nuevo las observaciones pudiendo ponderar unas contra otras. En este proceso se utiliza la información de los puntos de control, del datum al que referenciamos las mediciones GPS.

Si se desea hacer los ajustes con base en uno o varios puntos, se ingresa la posición de ellos, realizándose sólo en las coordenadas indicadas pudiendo ser X, Y y Z o cualquiera. Al termino del ajuste de puntos se tiene la opción de cambiar de un datum a otro, de un sistema de coordenadas a otro y sus diferentes proyecciones, según las necesidades de información del proyecto.

Hay varios factores a cuidar para obtener una buena precisión de los resultados de un levantamiento con GPS.

- a) La altura de la antena y colocación de la misma, en un lugar donde el bloqueo de la señal sea nulo o mínimo.
- b) Procurar que el tiempo de duración y número de satélites grabados sean los óptimos.
- c) La geometría de la constelación de los satélites.
- d) Efemérides exactas de los satélites.
- e) Correcciones a la ionósfera y condiciones atmosféricas.
- f) Transformación de los resultados GPS al datum local, con puntos de control o "liga" de buena calidad para referenciar la posición de los puntos.

V.8.6 USO EN SISTEMA "AVL".

Las siglas AVL provienen de la palabras en Inglés "Automatic Vehicle Localization" o "Localización Automática de Vehículos". Esto es, haciendo uso del sistema GPS, podemos localizar vehículos con una precisión de hasta 4 m., en el caso del GPS diferencial, que estén estáticos o en movimiento sobre la superficie de la Tierra, a cualquier hora, cualquier día y bajo cualquier condición meteorológica.

La importancia de la aplicación del GPS en este renglón se debe a que, por ejemplo, a través de un estudio efectuado en 1986 por el Departamento de Transporte de Estados Unidos, se estimaba que las pérdidas anuales por tráfico no comercial debidas a retrasos o malas rutas eran de 23,000 millones de dólares; por esto los beneficios incluyen más eficiencia, menos vehículos, menos personal, incremento en la seguridad de los oficiales en el caso de que se utilice el equipo en patrullas, etc.

De esta manera, se puede hablar de beneficios generales como localizar en tiempo real a cada uno de los vehículos de la flotilla, aumentar los niveles de seguridad durante la operación de la flotilla, ya que si una unidad es robada o asaltada, conocemos inmediatamente su ubicación, optimizar rutas, lograr más eficientes operativos en el caso del uso policiaco.

En una aplicación AVL, la estructura del sistema es la siguiente: En el vehículo o móvil a localizar se coloca la antena y la tarjeta receptora GPS. Se calcula con ella la posición del vehículo en función de la latitud y longitud, como en los casos anteriores. Una vez teniendo este dato, debe ser enviado a una base de operación.

Esto puede hacerse a través de cualquier medio de comunicación, ya que se trata de información electrónica. De esta forma, podemos utilizar un transmisor-receptor vía satélite, un aparato convencional de radiocomunicación, un radiotransmisor en frecuencia VHF, lo que se hace es convertir los datos de posición a tonos y luego enviarlos a través de controlar el transmisor del radio. En la base se convierten los tonos a información digital nuevamente y se introducen a una computadora a través de un puerto serial RS-232.

En la computadora que recibe los datos, se debe contener un mapa Georeferenciado de la zona de interés o por la cual circule el vehículo a localizar.

El hecho de que el mapa deba ser georeferenciado se trata de que estamos recibiendo desde el móvil las coordenadas geográficas del vehículo, por lo cual el mapa en cuestión debe ser real respecto a longitud y latitud de la zona que abarque. De esta manera, y mediante un programa de computadora, haremos que aparezcan en la pantalla, sobrepuestos al mapa, los móviles localizados. Esto es, las coordenadas del vehículo deberemos ubicarlas sobre el mapa y esto reflejado en la pantalla en donde el mapa este siendo mostrado. Con ello, podremos seguir inclusive la trayectoria de cada uno de los miembros de la flotilla a controlar.

Como se puede apreciar, en las aplicaciones de este tipo, y relacionándolas con la operación policiaca, por mencionar alguna, si un ciudadano reporta una emergencia, en le control de la policía pueden ubicar realmente la unidad o unidades más cercanas, y con esto, dar un mejor servicio. En las empresas de transporte de valores o en las de reparto de bienes, también es una herramienta muy útil, dado que optimiza los tiempos pues aprovechamos realmente el tiempo que la unidad se esta desplazando o esta en la calle.

Como en los otros casos, existen en la actualidad varias empresas tanto en Estados Unidos como en México que venden este tipo de sistemas, con variedad de accesorios y facilidades de acuerdo al precio.

Un ejemplo de ello es la empresa Omnitacks, que vende el servicio de localización de trailers y camiones de pasaje y carga a tiempo real y a lo largo de toda la República Mexicana. Con esto, se logra un transporte de carga mucho más eficiente y seguro.

V.9 INTELSAT.

V.9.1 QUE ES INTELSAT.

INTELSAT es el mayor proveedor de servicios de comunicaciones vía satélite comercial en el mundo, Su sistema provee los servicios de teléfono, televisión, distribución de datos a billones de personas en cada continente.

INTELSAT fue la primera, y aún es la única organización en ofrecer una amplia cobertura por medio de sus satélites y una conectividad total de servicios de telecomunicaciones.

V.9.2 QUIEN CREO INTELSAT Y POR QUE.

El sistema INTELSAT fue creado en 1964 por once naciones que establecieron un sistema comercial de comunicaciones global por satélite que estaría disponible a todas las naciones para proporcionarles servicios de telecomunicaciones.

En 1973, este arreglo interno fue reemplazado por un plan permanente, adoptado por 54 miembros de INTELSAT que para entonces contaba con 83 naciones miembro.

Estas naciones decidieron que habría numerosos beneficios políticos, financieros, y operacionales para derivar sus recursos y trabajar juntos para lograr sus objetivos de comunicaciones en espacio mutuo. Los gobiernos miembros de INTELSAT se reúnen al menos una vez cada dos años para sostener la Organización y los principios sobre que está fue establecida.

V.9.3 QUE HACE INTELSAT.

INTELSAT posee y opera un sistema de satélites que provee dos tipos de servicio a usuarios en más de 200 naciones, territorios, y dependencias en cada continente. Estas categorías de servicio son:

- a) Voz.
- b) datos y video.

INTELSAT establece normas técnicas y operativas para estaciones terrenas con que cualquiera usuario de INTELSAT pueda acceder. Miles de estaciones terrenas, varían en tamaño, van desde 30 metros hasta medio metro de diámetro para poder acceder al sistema INTELSAT.

V.9.4 SATELITES CON QUE CUENTA INTELSAT.

INTELSAT tiene más satélites en operación que cualquier otra organización, cuenta con una flota 20 satélites técnicamente avanzados, para suministrar alta potencia en órbita geoestacionaria.

Trece satélites están en planes de lanzamiento en los siguientes dos años.

Estos satélites representan cuatro generaciones de progreso técnico:

- Serie INTELSAT V / V-A.
- Serie INTELSAT VI.
- Serie INTELSAT VII / VII-A.
- Serie INTELSAT VIII.

Además INTELSAT cuenta con un satélite que trabaja solamente en banda Ku, conocido como INTELSAT K.

V.9.5 **COMO TRABAJA INTELSAT.**

INTELSAT es una organización internacional no cooperativa de más de 130 naciones miembro, que opera según sus principios comerciales.

Los propietarios contribuyen con un capital en proporción al uso relativo del sistema y reciben un servicio de acuerdo a su inversión. Todos los usuarios pagan un cargo por servicios de INTELSAT.

Los costos varían dependiendo del tipo, cantidad, y la duración del servicio. Cualquier nación puede utilizar el sistema de INTELSAT, siendo o no miembro de la organización.

INTELSAT opera básicamente como un mayorista, de servicios que ofrece a usuarios-terminales a través del miembro de INTELSAT en cada país. Algunas naciones miembros de INTELSAT han sido elegidas para autorizar a varias organizaciones a proveer servicios de INTELSAT dentro de sus países. Actualmente, INTELSAT tiene más de 300 clientes autorizados la mayoría de las decisiones que las naciones miembro de INTELSAT tengan que hacer respecto al sistema de INTELSAT está logrado por consenso, un logro digno de destacar para una organización internacional con membresía tan grande y diferente.

V.9.6 **QUIEN PUEDE UTILIZAR EL SISTEMA INTELSAT.**

Cualquiera en el mundo que haga una llamada telefónica transoceánica o vea una transmisión internacional, como el abierto de Wimbledon, los juegos olímpicos, o informes de noticias en Europa Oriental y el Medio Oriente.

Organizaciones Televisivas Nacionales, Regionales, como CBS, NBC, la BBC, CNN, la European Broadcasting Union, la Asian Broadcasting Union, para transmisión de noticias, deportes, y programas de entretenimiento.

Las líneas aéreas para reservaciones transcontinentales, bancos internacionales para verificación y autorización de crédito.

Los fabricantes multinacionales, compañías de petróleo, noticias y servicios de información financieros como Reuters (U.K.), Agence France Presse (Francia), e ITAR TASS (RUSIA) para facilitar sus operaciones globales.

Los distribuidores internacionales de periódico como el "International Herald Tribune", "Financial Times", "The Wall Street Journal", para la impresión simultánea de ediciones diarias en varios continentes.

El auxilio y atención a las organizaciones de salud y desastres, organizaciones económicas regionales, gobiernos nacionales, y las Naciones Unidas para crear desarrollo humano y la interacción global.

V.9.7 QUE VOLUMEN DE NEGOCIO TIENE INTELSAT.

Los satélites de INTELSAT llevan más de la mitad de las llamadas telefónicas internacionales, virtualmente todas las transmisiones transoceánicas de televisión, y servicios domésticos por cerca de 30 naciones.

En 1995, las ganancias operativas de INTELSAT estuvieron alrededor de \$805 millones de dólares.

En marzo 1994, el sistema de INTELSAT lleva más de 130,000 servicios de canales públicos y más de 300 jornadas completas de arrendamientos para una variedad de telefonía internacional, regional y doméstica. Transmisiones televisivas y aplicaciones comerciales.

V.9.8 ALGUNAS REALIZACIONES NOTABLES DE INTELSAT.

En 1965 INTELSAT lanzó su primer satélite de comunicaciones comercial, llamado "El Pájaro Madrugador" (INTELSAT I), para servicio en la Región del Océano Atlántico.

En 1969 INTELSAT completa el establecimiento del primer sistema de comunicaciones global, ofrecer cobertura global con la distribución de un satélite para servicio en la Región del Océano Indico. Un satélite en la Región de Océano Pacífico de INTELSAT había comenzado sus servicio en 1967.

En 1969 INTELSAT provee cobertura de televisión global del aterrizaje lunar del Apollo a una audiencia de 500 millones de personas alrededor del mundo, haciendo de éste el evento más visto en la historia hasta ese momento.

En 1974 INTELSAT instrumenta en el mundo el primer servicio de comunicaciones de voz digital internacional, un precursor de las avanzadas redes digitales de hoy en día. En el mismo año activa un enlace de comunicaciones directo ("Hot Line") entre La Casa Blanca y El Kremlin.

En 1978 provee cobertura de la Copa Mundial de Fútbol y logra un record de audiencia global para tal evento, estimado en un billón de personas en 42 países.

En 1986 Por Primera Vez, una difusora de televisión utiliza una estación terrena pequeña y fácilmente transportable, para transmitir noticias a través del sistema de INTELSAT, abriendo una nueva era para la transmisión global por satélite de noticias en cualquier parte en el mundo.

En 1989 lanzó el primero de sus satélites de la serie INTELSAT VI, que son los satélites comerciales más complejos que se construyeron alguna vez. En 1992 INTELSAT Y LA NASA colaboran en una histórica y exitosa misión espacial para recuperar el INTELSAT 603, que encalló en una órbita baja de la tierra después de su lanzamiento fallido en 1990. En 1992 provee cobertura global de televisión de los juegos Olímpicos de Verano de 1992 en Barcelona, España, a una audiencia estimada de tres billones de personas, a través de nueve satélites del sistema para los canales de TV de las 23 jornadas completas de registro que se establecieron exclusivamente para estos Juegos.

En 1993 INTELSAT y las Naciones Unidas firman un acuerdo para servicios expandidos de satélite.

INTELSAT de 1994 y la Organización Africana Regional de Satélite de comunicaciones (RASCOM) firma un acuerdo para servicios a Africa.

INTELSAT transmite las elecciones Sudafricanas alrededor el mundo.

V.9.9 PAISES MIEMBROS DE INTELSAT.

INTELSAT cuenta con 136 países miembros (dato al 14 de abril de 1995), los cuales son:

Afganistán	Argelia	Angola
Argentina	Armenia	Australia
Belgica	Benin	Bhutan
Bolivia	Botswana	Brasil
Brunei Darussalam	Burkina Faso	Camerún
Canada	Cabo Verde	Africa
Chad	Chile	China
Colombia	Congo	Costa Rica
Cote D'ivoire	Croacia	Chipre
República Checa	Dinamarca	República Dominicana
Ecuador	Egipto	El Salvador
Etiopía	Fiji	Finlandia
Francia	Gabón	Alemania
Ghana	Grecia	Guatemala
Guinea	Haití	Honduras
Hungría	Iceland	India
Indonesia	Iran	Irak
Irlanda	Israel	Italia
Jamaica	Japón	Jordania
Kazakhstan	Kenia	Corea
Kuwait	Kyrgyz	Rep. Líbano
Libia	Liechtenstein	Luxemburgo
Madagascar	Malawi	Malasia
Mali	Malta	Mauritania
Mauricio	México	Micronesia
Mónaco	Marruecos	Mozambique
Namibia	Nepal	Holanda
Nueva Zelanda	Nicaragua	Níger
Nigeria	Noruega	Oman
Pakistán	Panamá	Papua Nueva Guinea
Paraguay	Perú	Filipinas
Polonia	Portugal	Qatar
Rumania	Federación Rusa	Ruanda
Arabia Saudita	Senegal	Singapur
Somalia	Sudáfrica	España
Sri Lanka	Sudan	Swaziland
Sweden	Switzerland	Siria
Tanzania	Tailandia	Togo
Trinidad y Tobago	Tunez	Turquia
Uganda	Emiratos Arabes U.	Reino Unido
Estados Unidos	Uruguay	Ciudad del Vaticano
Venezuela	Viet-Nam	Yemen

V.9.10 SISTEMA GLOBAL DE INTELSAT.

El segmento del espacio de INTELSAT tiene actualmente 24 satélites en órbita, haciendo del sistema INTELSAT el sistema más completo de comunicación global. INTELSAT está planeando continuamente para el futuro, y espera expandir su capacidad en 1996 a través del lanzamiento de dos satélites adicionales. Cinco más están en la fase de planeación y se espera lanzarlos en 1998, aumentando el sistema con un total de 14 nuevos satélites en cinco años. Actualmente, los satélites de INTELSAT están distribuidos en cuatro regiones de servicio, con una cobertura total, dando a INTELSAT una gran cobertura mundial. Estas cuatro regiones de servicio son:

La Región de Océano Atlántico (ROA), cubriendo la mayoría de América, Europa Occidental, India y toda África.

En esta región, INTELSAT cuenta con satélites en las ubicaciones orbitales que van desde 307° E a 359° E y ofrecen cobertura operacional desde 222° E a 84° E.

La Región de Océano Índico (ROI), cubre las regiones de Europa Oriental, África, Medio Oriente, India, Sureste de Asia, Australia y Japón occidental. En la ROI, INTELSAT cuenta con satélites en las ubicaciones orbitales que van desde 57° E a 66° E, y ofrecen cobertura operacional desde 332° E a 151° E.

La región de pacífico Asiático (RPA) presta servicio a: Europa Oriental, Rusia y otros países miembros de la CEI, toda Asia desde la India hasta Japón y Australia.

En el RPA, INTELSAT actualmente tiene un satélite, localizado a 91.5° E, que provee cobertura operacional desde 6.5° E a 176.5° E.

SERVICIO MOVIL.

Otros satélites están actualmente bajo planeación para ser distribuidos a diferentes ubicaciones orbitales en esta región.

La Región del Océano Pacífico (ROP) presta servicio a: Sureste de Asia, Australia, todo el Pacífico, y las partes Occidentales de Canadá y los Estados Unidos.

En la ROP, INTELSAT tiene satélites en ubicaciones orbitales que van desde 174° E a 183° E, ofreciendo cobertura operacional desde 89° E a 268° E.

V.9.11 LA DISTRIBUCION DE LOS SATELITES EN LAS CUATRO REGIONES.

V.9.11.1 REGION DEL OCEANO ATLANTICO.

UBICACION ORBITAL	SATELITE
307°	INTELSAT 706
310°	INTELSAT 705
319.5°	INTELSAT 502/512
325.5°	INTELSAT 603
328.6°	INTELSAT 506
332.5°	INTELSAT 601
335.5°	INTELSAT 605
338.5°	INTELSAT K
338.7°	INTELSAT 512/515
342°	INTELSAT 515/709
359°	INTELSAT 707

V.9.11.2 REGION DEL OCEANO INDICO.

UBICACION ORBITAL	SATELITE
57°	INTELSAT 510/703
60°	INTELSAT 604
63°	INTELSAT 602
64.9°	INTELSAT 505
66°	INTELSAT 704

V.9.11.3 REGION DEL PACIFICO DE ASIA.

UBICACION ORBITAL	SATELITE
72°	INTELSAT 501/511
157°	INTELSAT 503

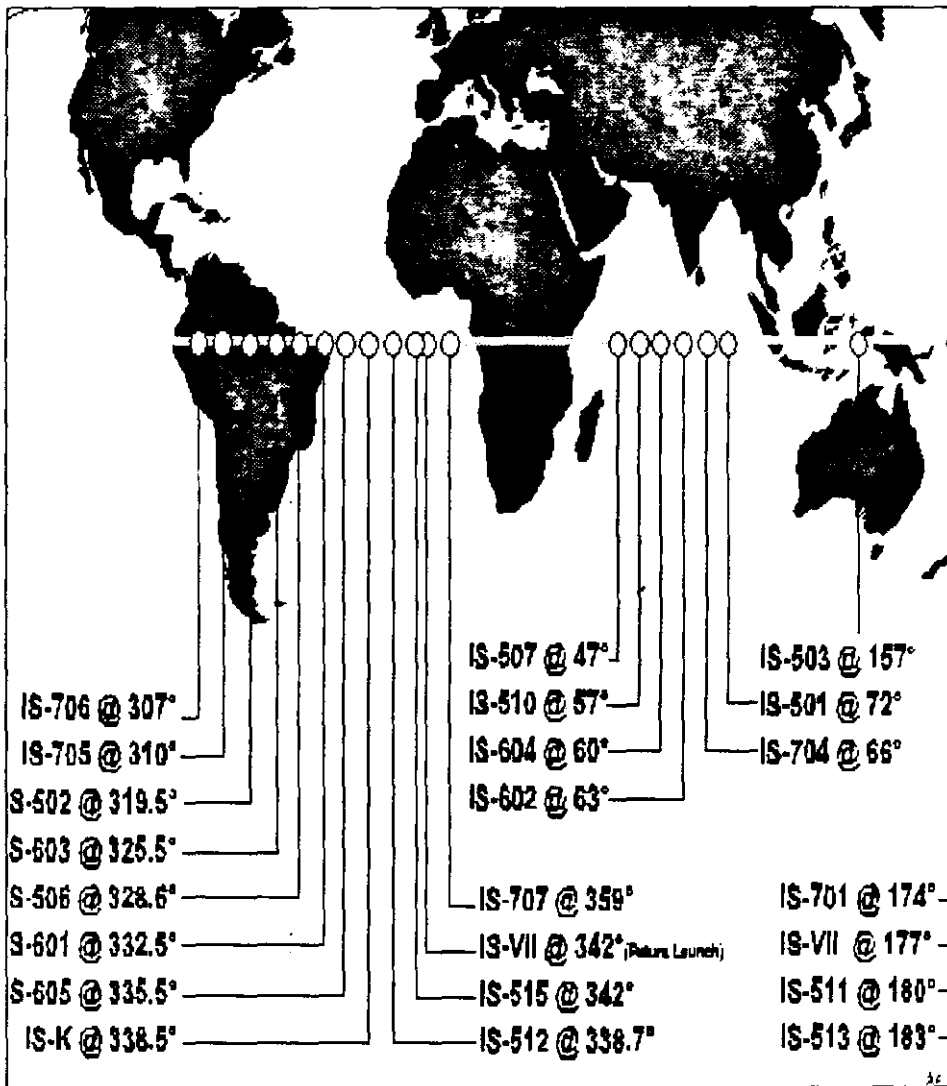
V.9.11.4 REGION DEL OCEANO PACIFICO.

UBICACION ORBITAL	SATELITE
174°	INTELSAT 701
177°	INTELSAT 703/702
180°	INTELSAT 511/701
183°	INTELSAT 513

NOTA: 511/701 se dice que durante el año, INTELSAT 511 será reemplazado por el INTELSAT 701 en la ubicación orbital especificada.

V.9.12 PROXIMOS LANZAMIENTOS.

LOCALIZACION INICIAL	SATELITE	FECHA DE LANZAMIENTO	VEHICULO
304° E	INTELSAT VII	15 Junio 1996	Ariane 44P
174° E	INTELSAT VIII-1	Octubre 1996	Ariane 44P
177° E	INTELSAT VIII-2	Enero 1997	Ariane 44P
64° E	INTELSAT VIII-3	Abril 1997	Ariane 44P
338.5° E	INTELSAT VIII-4	Julio 1997	Ariane 44P
110.5° E	INTELSAT VIII-A-1	Noviembre 1997	Atlas IIAS
319.5° E	INTELSAT VIII-A-2	Marzo 1997	Atlas IIAS



Localización orbital de los satélites del sistema INTELSAT en el mundo.

CONCLUSIONES.

CONCLUSIONES.

En el desarrollo de cada uno de los capítulos de esta tesis, se trató de explicar lo más claramente posible su contenido para que de una manera fácil se pudiera comprender cada uno de los pasos que se requieren seguir para que un satélite de comunicaciones sea una herramienta que pueda ser utilizada eficazmente por el hombre en el campo de las telecomunicaciones.

Creemos que al hacer mención sobre las observaciones de Arthur C. Clarke en lo referente a la colocación de satélites que dieran la impresión de estar fijos, las comunicaciones sufrieron un enorme desarrollo.

El surgimiento de la fibra óptica en vez de marcar el fin de las comunicaciones por satélite, han hecho que estos presten una gran variedad de servicios como son la localización de vehículos, el apoyo para la navegación aérea y marítima, la televisión, la telefonía, etc.

El desarrollo de estos dispositivos van en aumento año con año, los avances más notables son en el campo de las antenas receptoras, que gracias a la potencia con que transmiten los satélites, estas son bastante más pequeñas, además las estaciones para mandar las señales pueden ser portátiles y de tamaños muy reducidos.

Todos estos avances dan al hombre la capacidad de estar mejor comunicado con las regiones en donde el tendido de líneas telefónicas es muy costoso, por lo accidentado del terreno, ya que con este tipo de servicio, no es necesario la instalación de cables, postes, etc. sino que con sólo la obtención de la estación terrena y algunos aditamentos se puede estar comunicado no sólo en el territorio nacional, sino, con todo el mundo.

Las investigaciones en nuevos sistemas no se han detenido, ya que para el futuro se planea, no sólo la comunicación entre el satélite y la Tierra, sino que también, la comunicación de satélite a satélite.

Todo este desarrollo da como consecuencia, no sólo el avance en la tecnología de los satélites, sino que también los vehículos de lanzamiento han avanzado, haciendo a estos más eficientes, con mayores capacidades de carga, etc., con esto los costos de puesta en órbita se reducen en forma considerable.

También los sistemas locales que manejan las comunicaciones por satélite han logrado poner al alcance de cualquier persona los servicios de telecomunicaciones, a costos muy bajos, en comparación con los servicios existentes años atrás.

Todo esto da como resultado, que las comunicaciones vía satélite se conviertan en una gran industria, ya que como se sabe, por este medio las compañías transportadoras de mercancías mantienen un mejor control de sus unidades de reparto, así como el consumo de combustible y la eliminación de tiempos muertos, ya que con los sistemas por satélite se sabe si la unidad está en movimiento o no, y también es posible la comunicación con el operario para casos en que el sistema pueda fallar.

En lo referente a la aeronavegación, el sistema es de una importancia relevante, ya que este trabaja en cualquier tipo de clima y cualquier hora del día, y ofrece grandes servicios tanto a la tripulación como para el pasajero. En el ámbito marítimo, les permite a las embarcaciones mantener una constante comunicación con la central, además de proporcionar a los pasajeros los servicios de teléfono directo con tierra firme, así como el apoyo en la navegación.

BIBLIOGRAFIA.

BIBLIOGRAFIA.

- 1.- Servicio Móvil en el Sistema de Satélites Solidaridad.
Miguel Angel Gama Meneses.
Proyecto de tesis.
- 2.- System Magazine.
IEEE Aerospace and Electronics.
Volume Six, number Six.
June 1991.
- 3.- Satellite Communications.
Robert M. Gagliardi.
Segunda Edición.
Van Nostrand Reinhold.
New York, 1991.
- 4.- Proceeding of the Second International Mobile Satellite.
Conference.
IMSC-90 Ottawa, Ontario, Canada.
June 17-20, 1990.
- 5.- The 13th International Communication Satellite.
Systems Conference.
The American Institute of Aeronautic and Astronautics.
March 11, 1990.
- 6.- Digital Satellite Communications.
Tri T. Ha.
Segunda Edición.
Mc Graw Hill, 1990.
- 7.- Proceedings of the IEEE.
Vol. 78 No. 7
Jhon D. Kiesling.
Julio 1990.
- 8.- Satellite Communications Magazine.
Cardiff Publishing Co.
Colorado U.S, Marzo, 1990.

- 9.- Unplinkby Hughes Communications.
Spring, Summer, Fall 1990.

- 10.- Satélites de Comunicaciones.
Rodolfo Neri Vela.
Mc. Graw Hill.
México, 1989.

- 11.- Comité Consultivo Internacional de Radiocomunicaciones.
Manual Telecomunicaciones por satélite.
Servicio fijo por satélite.
Unión Internacional de Telecomunicaciones.
Ginebra, 1988.

- 12.- Introduction to Stellite Communications.
Bruce R. Elbert.
Artech House.
New York, 1987.

- 13.- Satellite Communications.
Timothy Pratt, Charles W. Bostian.
Jhon Wiley & Sons, Inc.
New York, 1986.

- 14.- Bipropellant Propulsion Systems
for Medium Class Satellites.
AIAA, 10th CSSC.
Moseley V.A.
Orlando, 1984.

- 15.- Aeronautical Satellite Data Link Study.
Sandrin W., Hagmann W., Mackenthun K.,
Rhodes S., Chen H.
COMSAT, Technical Review.
Vol.15, No.5, 1982.

- 16.- Communications Satellite Antennas.
Ricardi L.J.
Proc. IEEE
Vol.65, 1977.

BIBLIOGRAFIA.

CONSULTAS A INTERNET.

- 1.- [Http://neturl.nt/xxx/pink/ccastro](http://neturl.nt/xxx/pink/ccastro)
- 2.- [Http://www.worldserver.pipex.com](http://www.worldserver.pipex.com)
- 3.- [Http://www.intelsat:8080](http://www.intelsat:8080)
- 4.- [Http://www.inpe.br/eco-8.htm](http://www.inpe.br/eco-8.htm)
- 5.- [Http://www.i-co.co.uk](http://www.i-co.co.uk)
- 6.- [Http://www.vilspa.esa.es/marec](http://www.vilspa.esa.es/marec)
- 7.- [Http://www.mot.com](http://www.mot.com)
- 8.- [Http://www.lorien.kualcomm.com](http://www.lorien.kualcomm.com)
- 9.- [Http://www.orcom.net](http://www.orcom.net)
- 10.- [Http://www.argosonic.com](http://www.argosonic.com)
- 11.- [Http://www.telkom.co.za/welcom.html](http://www.telkom.co.za/welcom.html)

Nota: Estas direcciones están sujetas a cambios.
Consultar SATELITES DE TELECOMUNICACIONES
o TELECOM.