



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE
MÉXICO**

**PROGRAMA DE MAESTRÍA Y DOCTORADO EN
INGENIERÍA**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**Diseño de una estación terrena y propuesta de
sistema de telemetría y comando alternativo para
un satélite de órbita baja.**

T E S I S

QUE PARA OPTAR POR EL GRADO DE:

MAESTRO EN INGENIERÍA

ELÉCTRICA-TELECOMUNICACIONES

P R E S E N T A:

JOSÉ LUIS GARCÍA GARCÍA

TUTOR:

DR. VICTOR GARCÍA GARDUÑO

JUNIO 2009





Universidad Nacional
Autónoma de México

Dirección General de Bibliotecas de la UNAM

Biblioteca Central



UNAM – Dirección General de Bibliotecas
Tesis Digitales
Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS ©
PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

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

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

Agradecimientos

Dios:

Te agradezco me hayas bendecido con los padres que tengo y que estés a mi lado en todo momento.

Gina:

Gracias por tu amor, comprensión y paciencia. Tu apoyo me hace ser un mejor hombre.

Pepito y Gigi:

Gracias por ser mi motivación y la fuerza que me impulsa a mejorar cada día.

Índice general

Resumen	i
Agradecimientos	ii
Índice generaliii
Prólogo	vi
Objetivo	vii
Capítulo 1. Desarrollo Tecnológico Espacial en México	
1.1 Introducción	1
1.2 Reseña Histórica del desarrollo espacial en la humanidad	1
1.3 Reseña Histórica de Actividades espaciales en México.	7
1.4 Conclusiones20
Capítulo 2. Terremotos, una aplicación para los satélites	
2.1 Introducción22
2.2 ¿Qué es un terremoto y cuál es su origen?	22
2.3 Introducción a la Sismología24
2.4 Partes de una falla geológica	27
2.5 Tipos de fallas geológicas27
2.6 Comportamiento de los sismos tectónicos	28
2.7 Sismógrafos y sismogramas32
2.8 Determinación del Epicentro33
2.9 Escala de Magnitud e Intensidad	35
2.9.1 Magnitud de Escala Richter36
2.9.2 Intensidad en Escala de Mercalli38
2.10 Terremotos históricos del mundo	39
2.11 Sismicidad en México	41
2.12 Predicción de terremotos44
2.13 Estudios sobre precursores sísmicos	45
2.13.1 Estadística sísmica	45
2.13.2 Cambios topográficos	45
2.13.3 Anomalías térmicas46
2.13.4 Anomalías magnéticas	47
2.13.5 Patrón de nubes	48
2.13.6 Anomalías ionosféricas	50
2.13.7 Otros	53
2.14 Conclusiones54
Capítulo 3. Satélites Artificiales	
3.1 Introducción56
3.2 La frontera con el espacio exterior58

3.2.1	La atmósfera	58
3.2.2	La magnetósfera	60
3.2.3	Los cinturones de radiación	60
3.3	Colocando un objeto en órbita	61
3.4	Cohetes lanzadores	64
3.5	Subsistemas de un satélite	65
3.5.1	Estructura	65
3.5.2	Control térmico	66
3.5.3	Energía eléctrica	66
3.5.4	Computadora principal	67
3.5.5	Comando y telemetría	67
3.5.6	Control de posición	68
3.5.7	Carga útil	68
3.6	Clasificación de los satélites	69
3.6.1	Tipo de órbita	69
3.6.1.1	Cobertura	70
3.6.2	Tamaño	70
3.6.3	Aplicación	71
3.7	Características de los artefactos espaciales	72
3.7.1	Vibración	72
3.7.2	La ingravidez	73
3.7.3	El vacío, las radiaciones, la temperatura	73
3.7.4	Consumo y peso	74
3.7.5	Inaccesibilidad	74
3.7.6	Residuos espaciales	74
3.8	Conclusiones	74
Capítulo 4. Satélites para el estudio de precursores sísmicos		
4.1	Introducción	76
4.2	QuakeSat	76
4.3	DEMETER	79
4.4	COMPASS	81
4.5	Conclusiones	82
Capítulo 5. Desarrollo y algunos resultados del Proyecto “Nanosatélite para el estudio de precursores sísmicos”		
5.1	Introducción	84
5.2	Diseño del satélite	85
5.3	Diseño de la estación terrena para comando y telemetría	90
5.4	Subsistema de telemetría y comando alternativo	97
5.5	Conclusiones	103
Capítulo 6. Propuesta de acciones e infraestructura para proyectos espaciales en el Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería de la U.N.A.M.		
6.1	Introducción	105
6.2	Propuesta para la formación de recursos humanos	106

6.3 Laboratorio de tecnología Espacial y cuarto limpio.	107
6.4 Conclusiones	111
Conclusiones generales	112
Bibliografía	114
Anexo “A”	
Especificaciones técnicas de los componentes de la estación terrena desarrollada en el marco del proyecto “Nanosatelite para el estudio de precursores sísmicos”	A1
Anexo “B”	
Especificaciones técnicas de módem Globalstar propuesto en el diseño de la plataforma satelital en el marco del proyecto “Nanosatelite para el estudio de precursores sísmicos”	B1
Anexo “C”	
Temario de la materia “Temas selectos de tecnología espacial”	C1

Resumen

El desarrollo de proyectos en materia espacial Mexicanos es poco conocido, sin embargo recientemente fue aprobada en la cámara de Senadores la iniciativa de ley para la creación de la Agencia Espacial Mexicana. La Tesis que a continuación se presenta muestra una síntesis de la participación de México en proyectos espaciales con el fin de aprovechar la experiencia en el pasado para poder aplicarla en acciones presentes y futuras. También se presenta el “Proyecto nanosatelital México-Rusia”, proyecto multi institucional encabezado por la Facultad de Ingeniería, cuya carga útil va dirigida al estudio de los precursores de terremotos por lo que se muestra de forma breve los estudios que en la actualidad se realizan en el mundo referente a precursores sísmicos. Se tiene además una introducción de lo que son satélites artificiales y los diversos tipos de satélites que han sido utilizados para el estudio de precursores sísmicos. Particularmente se presenta el diseño e implementación de la estación terrena para comando y telemetría así como una propuesta innovadora de un sistema de comando y telemetría alterno para el satélite del proyecto. Por último se hace una propuesta de acciones que el departamento de Telecomunicaciones puede realizar para aportar a la continuidad de los proyectos en materia espacial como lo es la creación del laboratorio de tecnología Espacial.

Abstract

The development of Mexican space projects has not well known, however the law initiative for creating the Mexican Space Agency was approved by Senate recently. This Thesis presents a synthesis of the Mexican participation in space projects in order to use the past experience for present and future actions. Also presents the “Mexico-Russia nanosatellite project”, a multi institutional project led by the Engineering Faculty, which main payload is focus on the study of earthquake precursors then a brief presentation of the actual earthquake precursors studies around the world is included. An artificial satellites section is included as well as the different kind of satellites that have been used for earthquake precursors studies. In particular it presents the command and telemetry ground station design and implementation as well as an innovator proposal for an alternating command and telemetry subsystem for the satellite project. In the end some actions are proposing for the Telecommunications department in order to contribute with the space projects continuity such as the creation of the space technology laboratory.

Prólogo

Desde que yo lo recuerdo me he interesado en los temas espaciales, mis padres y familiares me cuentan que ver la llegada del hombre a la luna me impresionó (situación que no recuerdo ya que yo tenía un año y medio de edad) y probablemente desde entonces se quedó algo dentro de mí.

Mi participación en proyectos espaciales de manera formal la inicié en el extinto Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial (P.U.I.D.E.) de la U.N.A.M.

De los varios proyectos en que ahí colaboré, el de mayor trascendencia nacional fue la construcción de los satélites UNAMSAT y UNAMSAT-B así como la integración de estos a sus respectivos cohetes lanzadores para ser lanzados al espacio desde el cosmódromo de Plesetsk, Rusia. Participé también en el Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales del departamento de Aeronáutica y Astronáutica de la Universidad de Stanford, CA, en el desarrollo de subsistemas y pruebas de los satélites OPAL y SAPPHIRE. Dichas experiencias me permitieron conocer tecnologías Rusas y Estadounidenses en el área Espacial lo que me motivó a buscar que México tenga participación en proyectos espaciales.

Esto me lleva a promover la creación de una Agencia Espacial Mexicana, tarea que ya había sido intentada en el pasado en varias ocasiones por varias personalidades si tener éxito, convirtiéndome en uno de los dos promotores iniciadores de esta reciente iniciativa que ha superado por mucho los intentos anteriores. Considerando la importancia que representa el conocer que se ha hecho en el país en materia Espacial incluyo en esta Tesis un capítulo de las participaciones más importantes de México en el área espacial

De manera simultánea a la promoción de la Agencia, participo en el “Proyecto Nanosatelital México-Rusia”, donde se determina la construcción de un satélite para el estudio de precursores sísmicos. Dicha aplicación me entusiasma de manera personal lo que me lleva a conocer diversos estudios referentes a precursores sísmicos, razón por la cual incluyo en esta Tesis un capítulo que habla de ellos.

Se incluye también un capítulo que habla de satélites artificiales, los tipos de satélites que existen, la manera en que se clasifican así como las hostilidades ambientales a las que se verán expuestos.

Los capítulos subsecuentes describirán el desarrollo del propio Proyecto así como algunos de sus resultados y las contribuciones personales que hice a este. Contribuciones tales como la propuesta e implementación de la estación terrena para comando y telemetría, la propuesta de un sistema de comando y telemetría alternativo así como las acciones a seguir para que proyectos de este tipo tengan continuidad y no se pierda la experiencia obtenida en estos buscando romper con la intermitencia histórica que se presenta en proyectos espaciales en México.

Objetivo General

Proponer y diseñar algunos subsistemas de telecomunicaciones para un sistema nanosatelital de órbita baja.

Objetivos específicos

- Investigar acerca de los proyectos espaciales en los que ha participado México e identificar los problemas y perspectivas para el país en esta área.
- Proponer e Implementar la estación terrena para telemetría y comando del nanosatélite.
- Proponer un sistema alternativo para telemetría y comando del nanosatélite.
- Establecer las especificaciones mínimas que debe tener el laboratorio de Tecnología Espacial del Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería de la U.N.A.M.
- Desarrollar y fundamentar una propuesta para la creación de un cuarto limpio clase 100,000

Capítulo 1

Desarrollo Tecnológico Espacial en México

1.1 Introducción

El desarrollo de tecnología espacial ha marcado cambios importantes en la humanidad. Ejemplos tales como las sopas “instantáneas”, pañales desechables, computadoras portátiles, teléfonos celulares, herramientas inalámbricas, son solo algunos de los productos de uso diario en las sociedades actuales que han sido creados directa e indirectamente del desarrollo tecnológico espacial y que son usados para comodidad y beneficio en dichas sociedades.

Adicionalmente la tecnología espacial nos ha permitido conocer de mejor manera el entorno que nos rodea, el planeta en el que vivimos y sus alrededores. Hoy en día podemos reducir el número de pérdidas humanas al prevenir a poblaciones de la llegada de un huracán o ciclón. De la misma forma aplicando la tecnología desarrollada para el espacio al campo médico permite tener a los médicos nuevas herramientas para tratamiento y detección oportuna de enfermedades.

Sin embargo, también existen desarrollos bélicos que han sido producto del mismo desarrollo tecnológico espacial y que irónicamente generan destrucción de sociedades, vale la pena hacer un análisis de cómo se ha desarrollado esta tecnología para tratar de entender dicha ironía.

Desde épocas remotas, existe la evidencia histórica de que el hombre ha tenido interés por lo que se encuentra en el espacio. Culturas como la Egipcia, una de las culturas más antiguas en la historia humana, dan evidencia de dicho interés. Otras civilizaciones en el continente Americano como fue la Maya, también son evidencia de el interés del hombre por conocer y entender el espacio.

1.2 Reseña Histórica del desarrollo espacial en la Humanidad

Tales investigaciones y conocimientos dieron origen a la Astronomía, con la cual el hombre empezó a abrir las fronteras del conocimiento humano y empezó a buscar respuestas a las nuevas dudas que fueron surgiendo, con lo que empezó a colocar objetos en el espacio que le ayudaran a entender y comprender mejor los nuevos cuestionamientos generados.

Para colocar algún artefacto en el espacio se requiere lo que hoy conocemos como “Cohete”. El principio de operación del cohete es el principio de acción y reacción (Tercera Ley de Newton), ya que definiremos al cohete como un dispositivo propulsado a reacción por la expulsión de los gases generados en una cámara de combustión (En la actualidad se investiga en nuevos métodos de propulsión, sin embargo la realidad es que hasta el momento, el uso de dispositivos a reacción por la expulsión de gases es el utilizado).

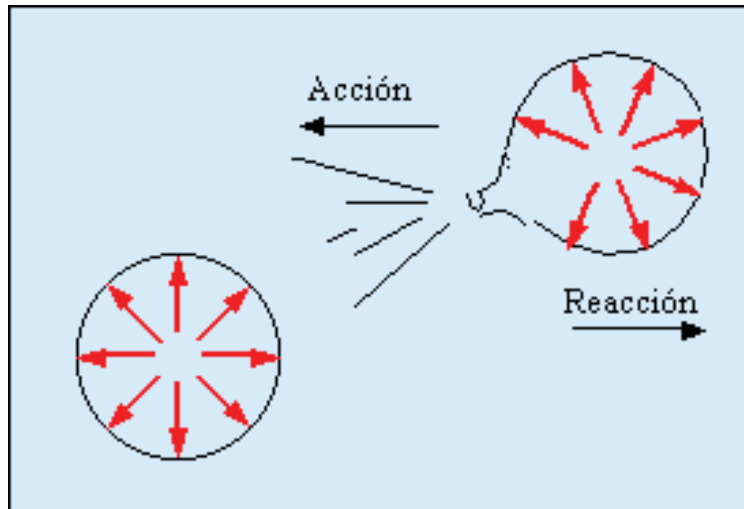


Fig. 1.1 Principio de acción y reacción

Este principio de acción y reacción fue conocido muchos años antes de que Isaac Newton lo postulara. La figura 1.1 muestra dicho principio. El primer indicio se da en Grecia en el año 400 A.C. Los escritos del Romano Aulus Gellius describe la historia de un Griego llamado Archytas quien vivió en la ciudad de Tarentum hoy parte del sur de Italia, quien hacía volar un pichón de madera suspendido en hilos que se impulsaba con vapor.

300 años después, otro griego Hero de Alejandría, inventó un dispositivo que utilizó el mismo principio de acción y reacción, ver figura 1.2. Hero montó una esfera en la parte superior de una olla, al calentar el agua generaba vapor que a través de un par de tubos llevaba al interior de la esfera donde existían dos tubos en forma de “L” en lados opuestos de la esfera por donde salía el vapor y con ello causaba el giro de la esfera.



Fig. 1.2 Motor de Hero, 100A.C.

En el siglo I D.C., los chinos solían usar artefactos hechos con pólvora en sus festividades religiosas. Rellenaban pequeños carrizos de bambú con pólvora tapando sus extremos y dejando en uno de ellos una mecha, como muestra la figura 1.3. Al prender la mecha el artefacto explotaba generando un gran estruendo con el que pretendían ahuyentar a los malos espíritus. Sin embargo algunos carrizos no estaban bien sellados en sus extremos y en lugar de explotar salían a gran velocidad describiendo un movimiento irregular.

No es hasta el siglo XI en que los chinos utilizan el fenómeno observado como un arma para defenderse de la invasión Mongólica a las que bautizan con el nombre de “flechas de fuego”.

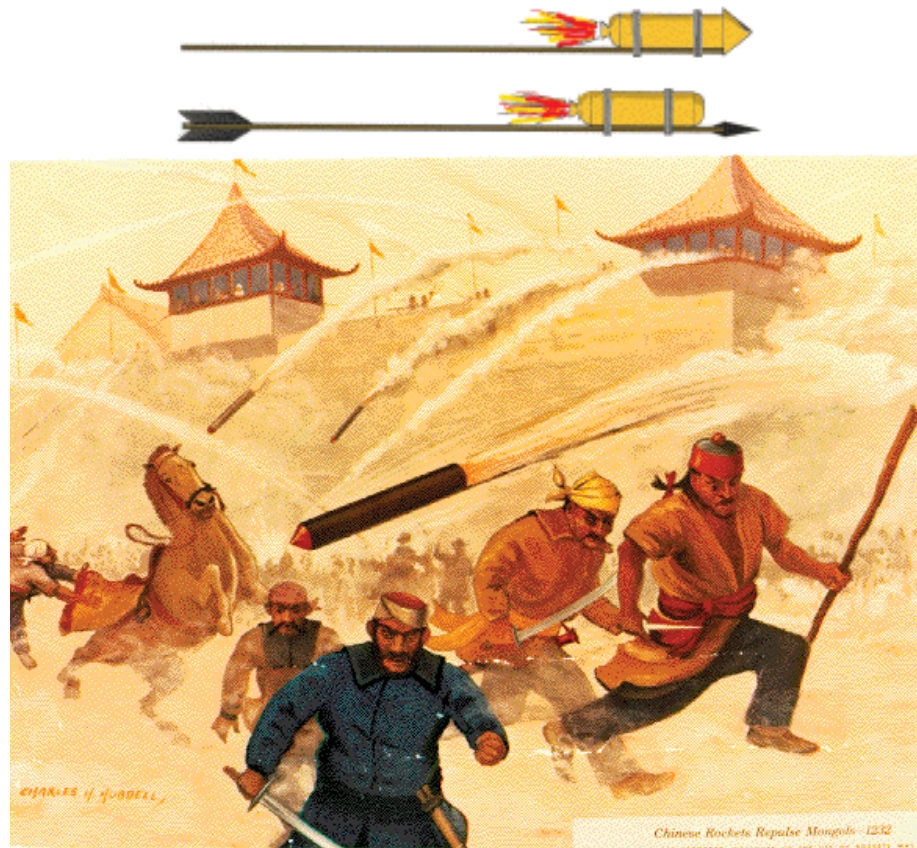


Fig. 1.3 1er uso bélico del cohete siglo XI.

Años mas adelante los mongoles que fueron los primeros en ser atacados con esta nueva arma, la utilizan durante el siglo XIII en sus invasiones a Europa con lo que se esparce por distintos países. A partir de entonces, cada ejército modifica y perfecciona dicha arma, en Inglaterra Roger Bacon logra mejorar el rango, en Francia Jean Froissart inventa la bazuca, en Italia Joanes Fontana desarrolla el torpedo. De forma empírica van haciendo mejoras para lograr mayor alcance y precisión.

A finales del siglo XVII, la cohetaría que hasta la fecha se había desarrollado de forma empírica se convierte en una ciencia.

Isaac Newton forma “La fundación científica para la cohería moderna”. Usando las leyes que el propio Newton había postulado, estas explicaron como funciona el cohete lo cual representó un gran impacto en el diseño de cohetes. Al mismo tiempo, mostró que un cohete sería capaz de funcionar en el vacío por lo que podría operar en el espacio. Durante los siglos XVIII y XIX los cohetes se perfeccionaron y su principal aplicación fue como arma de los ejércitos de Europa, Asia y EU. Algunas aplicaciones no bélicas fueron desarrolladas como fueron los automóviles impulsados por cohetes, además de ello, las novelas de ciencia ficción empiezan a sugerir el uso de cohetes para ir al espacio.

En el año de 1898, un profesor ruso, Konstantin Tsiolkovsky (1857-1935), propone con argumentos científicos el uso de cohetes para la exploración espacial. Esta nueva propuesta consideraba el uso de cohetes de combustible líquido para lograr alcanzar mayores distancias en lugar de los cohetes de combustible y lo publica en 1903. Debido a sus investigaciones y gran visión, Tsiolkovsky ha sido llamado padre de la astronáutica moderna, la figura 1.4 muestra alguno de sus esquemas planteados.

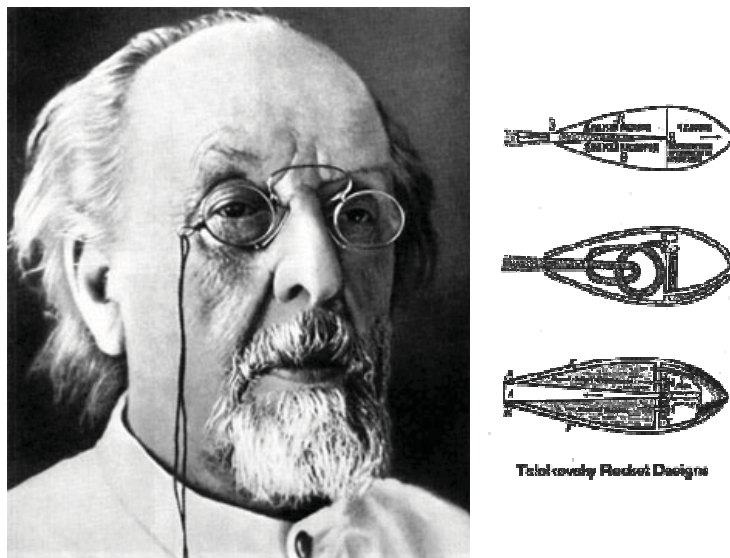


Fig. 1.4 Konstantin Tsiolkovsky, Padre de la Astronáutica Moderna

En Estados Unidos, a inicios del siglo XX Robert H Goddard (1882-1945) llevó a cabo experimentos en cohería con el interés de lograr alcanzar alturas superiores a las que hasta ese momento habían sido alcanzadas por globos. En 1919 publicó un artículo titulado “Método para alcanzar grandes altitudes”, este era un análisis matemático de lo que hoy conocemos como cohetes sonda meteorológicos. Mientras Goddard estudiaba la velocidad de escape de los cohetes de combustible sólido, se convenció que la forma más eficiente de operar de un cohete era con combustible líquido. Hasta el momento nadie había construido con éxito un cohete propulsado con combustible líquido. A pesar de los retos a los que se enfrentaba Goddard logró el primer vuelo exitoso de un cohete a combustible líquido el 16 de Marzo de 1926 utilizando oxígeno líquido y gasolina

como combustibles. El cohete volo durante 2.5 segundos elevándose 12.5m. Los experimentos de Goddard con cohetes de combustible líquido continuaron por varios años, logrando desarrollar cohetes mas robustos y alcanzar mayores alturas, desarrolló un sistema giroscópico para el control de vuelo, un compartimiento de carga útil para instrumentos científicos así como un sistema de paracaídas empleado para recuperar el cohete y sus instrumentos de forma segura. Por sus aportaciones ha sido llamado el padre de la cohetaría moderna. La figura 1.5 muestra su primer cohete.

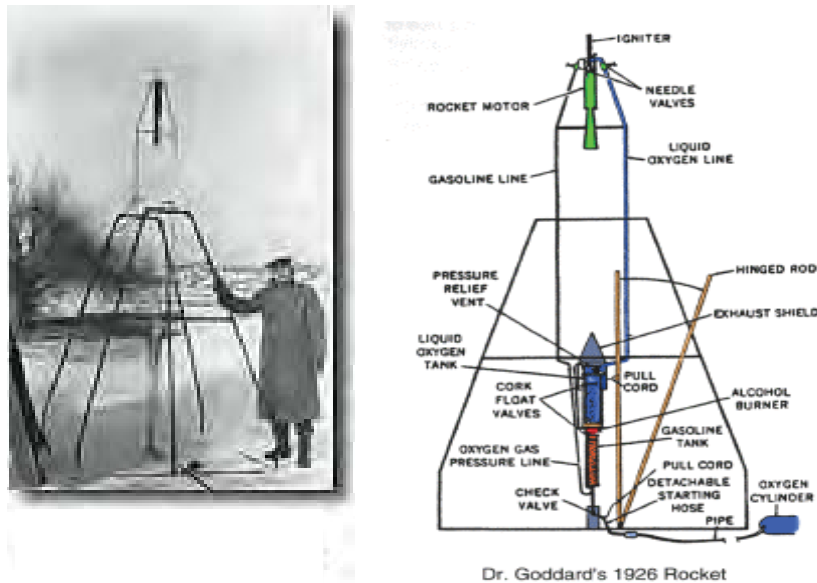


Fig. 1.5 Robert H.Goddard Padre de la Astronáutica Moderna

Otro personaje importante fue Herma Oberth (1894-1989) nacido en Transilvania quien murió en Nuremberg, Alemania. Oberth publicó un libro en 1923 acerca de “Cohetes viajando al espacio exterior”. Esta publicación tuvo un efecto importante entre grupos de entusiastas por todo el mundo que formaron sociedades o clubes de cohetaría. En Alemania se formó la sociedad “Al espacio en cohete”, de la cual siguieron muchos ingenieros y científicos como Wernher von Braun que fueron la base para el desarrollo del cohete V-2 arma utilizada por los alemanes para atacar Inglaterra durante la segunda guerra mundial.

Wernher von Braun (1912-1976), nació en Wirsitz, (entonces Alemania, hoy Polonia) y desde muy joven mostró un gran interés por el tema espacial. Gracias a sus conocimientos y habilidades fue quien dirigió el proyecto de cohetaría en Alemania hasta poco antes de que finalice la segunda guerra mundial entregándose al ejercito Estadounidense quienes inmediatamente lo integran al equipo de trabajo del ejercito Estadounidense en White Sands, Nuevo México, para trabajar en el desarrollo de cohetes. Wernher von Braun es llamado el padre del Saturno V, cohete que llevó al hombre a la luna.

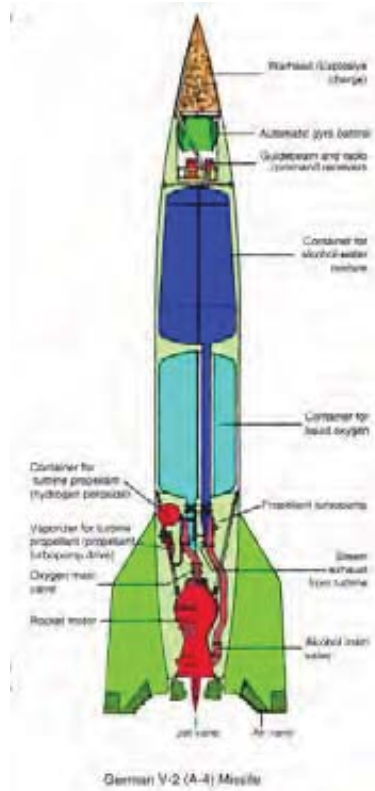


Fig. 1.6 Wernher von Braun y la V-2

Al finalizar la segunda guerra mundial, los grandes aliados Estados Unidos y la entonces Unión Soviética inician una carrera por la conquista del espacio. A pesar de que Estados Unidos contaba con la guía de Wernher von Braun y varios de sus científicos cercanos en su programa espacial, la Unión Soviética tenía a un número mayor de científicos alemanes que trabaron con von Braun en Peenemünde (Lugar donde se desarrollo la V-2 en Alemania y que se muestra en la figura 1.6) y que fueron capturados por el ejercito Rojo (ejercito Soviético), los cuales fueron asignados al grupo de trabajo de Sergéi Pávlovich Koroliov (1907-1966), quien guió el programa espacial soviético.

Dicha carrera da la ventaja a los soviéticos el 4 de octubre de 1957 cuando es puesto en órbita exitosamente el primer satélite artificial llamado Sputnik-1, microsatélite de 84Kg (esfera de 60cm de diámetro) para uso científico y de órbita baja que operó por 21 días. A partir de este momento se desencadenan una serie de eventos, logros y tragedias por ambos que culminan con la llegada del hombre a la luna y que da el triunfo en esta carrera espacial a los Estados Unidos el 20 de julio de 1969 cuando Neil Armstrong y Edwin Aldrin caminan sobre la superficie lunar.

Sin embargo durante esta carrera espacial los nuevos avances tecnológicos para lograr los objetivos planteados son la herencia que la sociedad ha recibido, más allá del orgullo nacional que pudieron sentir los protagonistas, están las grandes aportaciones hechas a la sociedad como se mencionó al inicio de este capítulo.

La carrera espacial terminó hace años, sin embargo el desarrollo espacial continua poniéndose cada vez nuevas metas y retos que al tratar de conseguirlos nos entregan nuevos conocimientos que van siendo domesticados para ser usados en su mayoría en beneficio de la humanidad.

1.3 Reseña Histórica de Actividades espaciales en México

México ha tenido logros importantes en lo que respecta a su desarrollo espacial, desafortunadamente para nuestro país, muchos de los avances y logros que se han tenido no han tenido la continuidad que estos requieren y esto provoca que la experiencia lograda en un cierto proyecto se pierda al desaparecer éste. Para clasificar la participación de México en actividades espaciales, estas se pueden dividir Ciencias Espaciales Básicas, Ciencias Espaciales Aplicadas y Tecnología Espacial. A continuación se presenta de manera cronológica algunos de los eventos más destacados en materia espacial en México.

1944 Las investigaciones en temas de Física Espacial se inician en México en este año bajo la influencia del Dr. Manuel Sandoval Vallarta del Instituto de Física, con los trabajos sobre rayos cósmicos que se llevaron a cabo inicialmente por investigadores del Instituto de Física y posteriormente también del Instituto de Geofísica (hoy Departamento de Física Espacial), ambos de la UNAM. Dicho equipo de trabajo fue compuesto por Ruth Gall, Jaime Lifshitz, Lucía Camacho, Graciela Oyarzabal y Jaime Jiménez.

1955 Un grupo de mexicanos se reunieron, para constituir la que se llamó la Sociedad Mexicana de Estudios Interplanetarios, A. C. "SOMEI", con la finalidad de efectuar investigación y difusión de temas espaciales, José de la Herrán fue uno de sus fundadores.

1957 Año Geofísico Internacional. Después de la hazaña de los soviéticos que el 4 de octubre de ese año pusieron en órbita con éxito el primer satélite artificial el Sputnik-I, el grupo de física de San Luís Potosí inicia un programa para el diseño y construcción de cohetes, ver figura 1.7. El 28 de diciembre tuvo lugar el primer lanzamiento exitoso, un cohete de 8 kilogramos de peso y 1.70 metros el cohete alcanzó una altura de dos mil metros despegando desde una rampa instalada en un campo de golf. Este mismo año, Walter C. Buchanan, entonces Secretario de comunicaciones y Transportes, buscaba la posibilidad de construir cohetes impulsados por combustible líquido.

En el Instituto de Geofísica de la UNAM participó en el evento del Año Geofísico Internacional realizando mediciones de la intensidad de los rayos cósmicos utilizando un monitor de neutrones tipo Simpson.



Fig. 1.7 Constructores del primer cohete y rampa de lanzamiento de la UASLP

1959 México se convierte en miembro fundador junto con 23 países más de la “Comisión sobre la utilización del espacio ultraterrestre con fines pacíficos” que establece la ONU (Organización de las Naciones Unidas).

Los esfuerzos iniciados por Buchanan llevan a la construcción de un cohete de combustible líquido (alcohol etílico como combustible y oxígeno líquido como comburente) con una longitud de 4.5m, diámetro de 40cm y peso total de 200kg, trabajo desarrollado en un modesto taller de la colonia Portales en la ciudad de México. Las pruebas estáticas del motor se realizaron en las proximidades del pueblo de San Bartolomé Xicomulco, D.F. El cohete fue lanzado en las afueras de la Hacienda La Begonia, en el estado de Guanajuato, el 24 de octubre de 1959. La pequeña V-2 mexicana, bautizada como SCT-1 alcanzó una altura de 4,000 metros.

1960 El 1 de octubre, se lanzó el cohete Tonatiuh, que incorporaba algunas mejoras técnicas, entre ellas el uso de aletas superiores, además de las inferiores, para darle mayor estabilidad de vuelo. Se dice que subió 25 kilómetros. Debido a la complejidad y lo costoso de este tipo de cohetes, se decide buscar un desarrollo en cohetes de combustible sólido pensando en la aplicación de cohete-sonda atmosférica para alcanzar mayor altura que los globos atmosféricos que solo llegaban a 40Km de altura.

1961 Buchanan firmó un acuerdo que creó la Comisión México-EUA para la Observación Espacial, vinculada con el proyecto de vuelos espaciales tripulados donde el proyecto Mercurio fue el primero. Como resultado de este acuerdo se construyó la estación rastreadora Empalme-Guaymas que se muestra en la figura 1.8.

En la facultad de Derecho de la UNAM, se agrega a la cátedra de “Derecho aéreo” el “Derecho Espacial”.



Fig. 1.8 Estación de rastreo Empalme-Guaymas

1962 Para canalizar, coordinar y estimular las actividades espaciales en México, el 31 de agosto se creó, por decreto del presidente López Mateos, la Comisión Nacional del Espacio Exterior (CNEE), como una dependencia de la Secretaría de Comunicaciones y Transportes, misma que tenía como función principal el controlar y fomentar todo lo relacionado con la investigación, exploración y utilización con fines pacíficos del espacio exterior. El grupo de cohetes de la CNEE lanzó un primer cohete de combustible sólido, Tototl (Pájaro), que alcanzó una altura de 22 km. La figura 1.9 muestra el organigrama de la CNEE.

Este mismo año se crea el Departamento de Espacio Exterior en el Instituto de Geofísica de la UNAM.

COMISION NACIONAL DEL ESPACIO EXTERIOR
SECRETARIA DE COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

ORGANIGRAMA

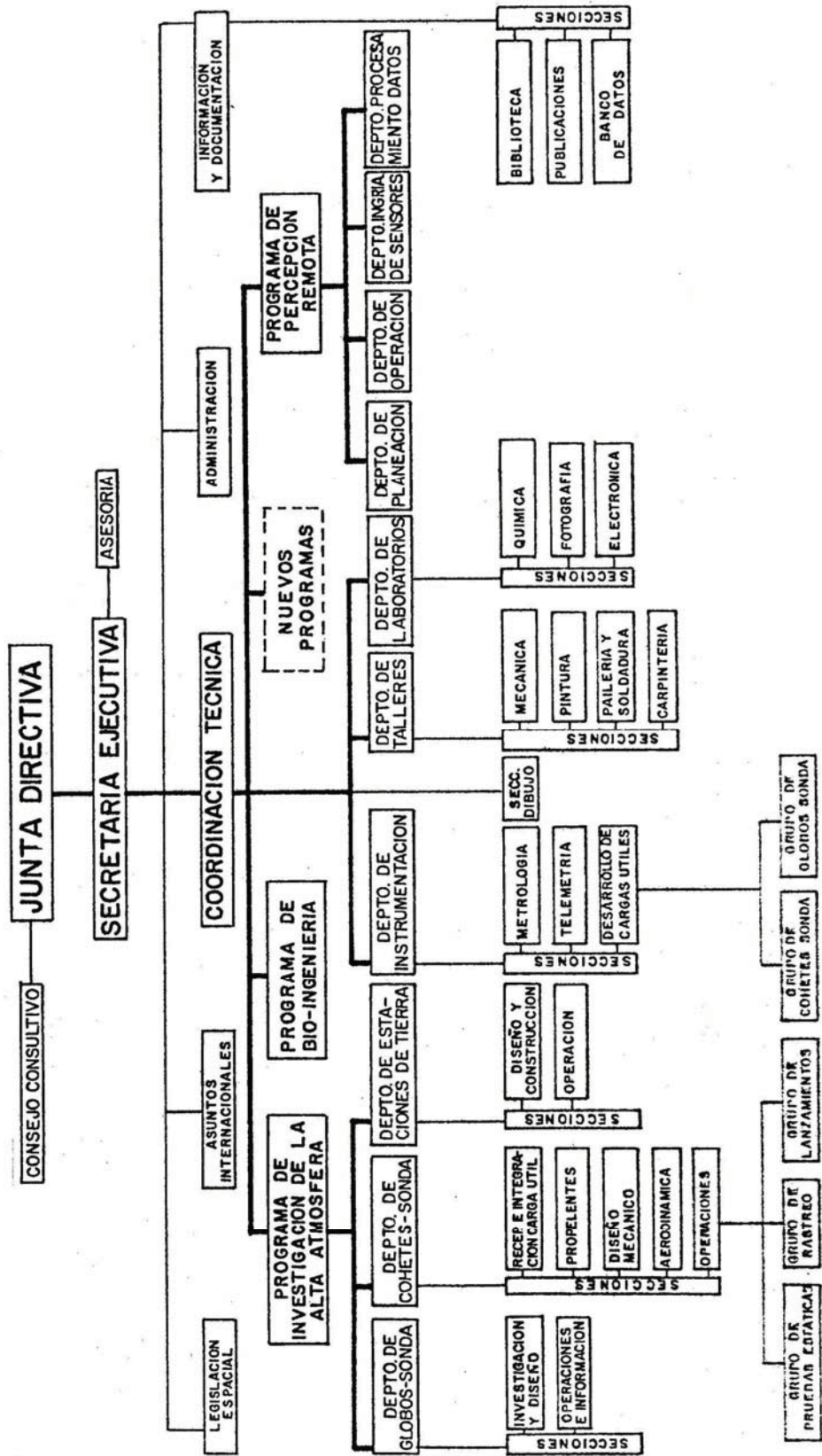


Fig. 1.9 Organigrama de la CNEE

1963 Después de un periodo de inactividad, Juan F. Cárdenas, profesor y exalumno de la Escuela de Física, retoma el desarrollo de cohetes en SLP durante un periodo de 4 años, logrando el 3 de abril el lanzamiento del cohete Zeus 1 de una etapa, y culminando en mayo de 1967, con el lanzamiento de un cohete de dos etapas que alcanzó una altura de 10 kilómetros, la figura 1.10 muestra el lanzamiento y los distintos cohetes.

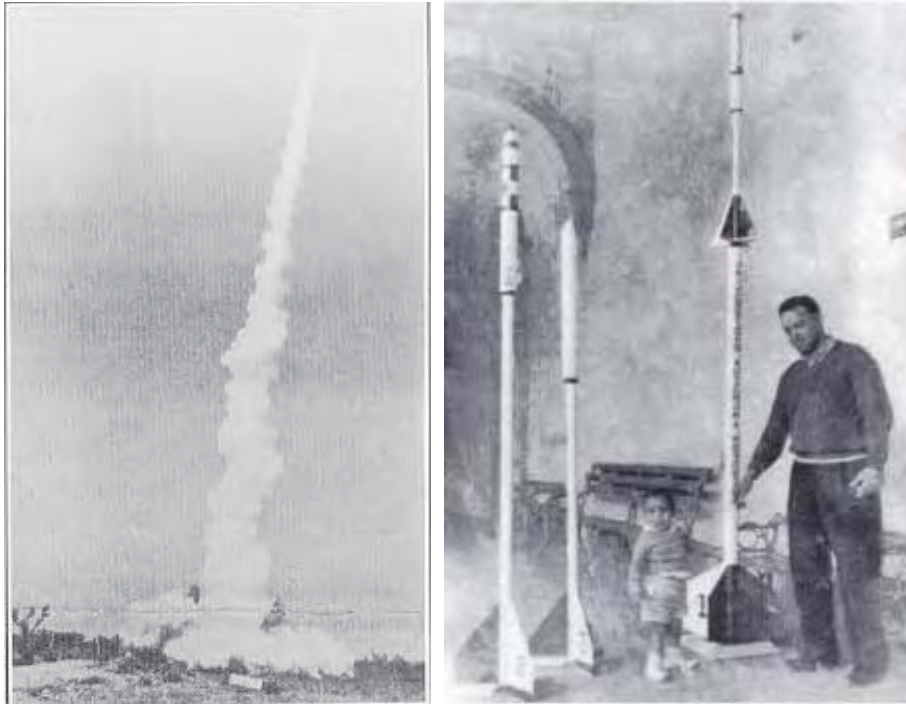


Fig. 1.10 Lanzamiento del Zeus-I y serie de cohetes Zeus.

1964 México participó como observador en la Red Experimental de Cohetes Meteorológico (EXAMETNET) y se proyecta realizar una base de lanzamiento a 23 Km de Puerto Escondido, Oaxaca.

1965 El 27 de febrero se firmó un acuerdo de cooperación científica y técnica entre la CNEE y la Administración Norteamericana de Aeronáutica y el Espacio (NASA).

1966 En octubre, México se convirtió en miembro de INTELSAT (International Telecommunications Satellite Corporation). Fundada en 1964 por un gran número de naciones, INTELSAT ha dado vida a un sistema global de telecomunicación vía satélite, a través de la puesta en órbita geoestacionaria de satélites para telecomunicaciones.

1967 el 6 de Mayo fue lanzado el primero de la serie Milt (Flecha) el Mitl I cohete de una etapa de combustible sólido que alcanzó 50km de altura y podía llevar una carga útil de 8kg. Estas pruebas se efectuaban desde un camión-rampa en Cuahiniquilpan, Guerrero, localidad en la que se inició la construcción de una base de lanzamiento durante los años setentas. Las figuras 1.11 y 1.12 muestran el lanzamiento mencionado así como la rampa de lanzamiento.

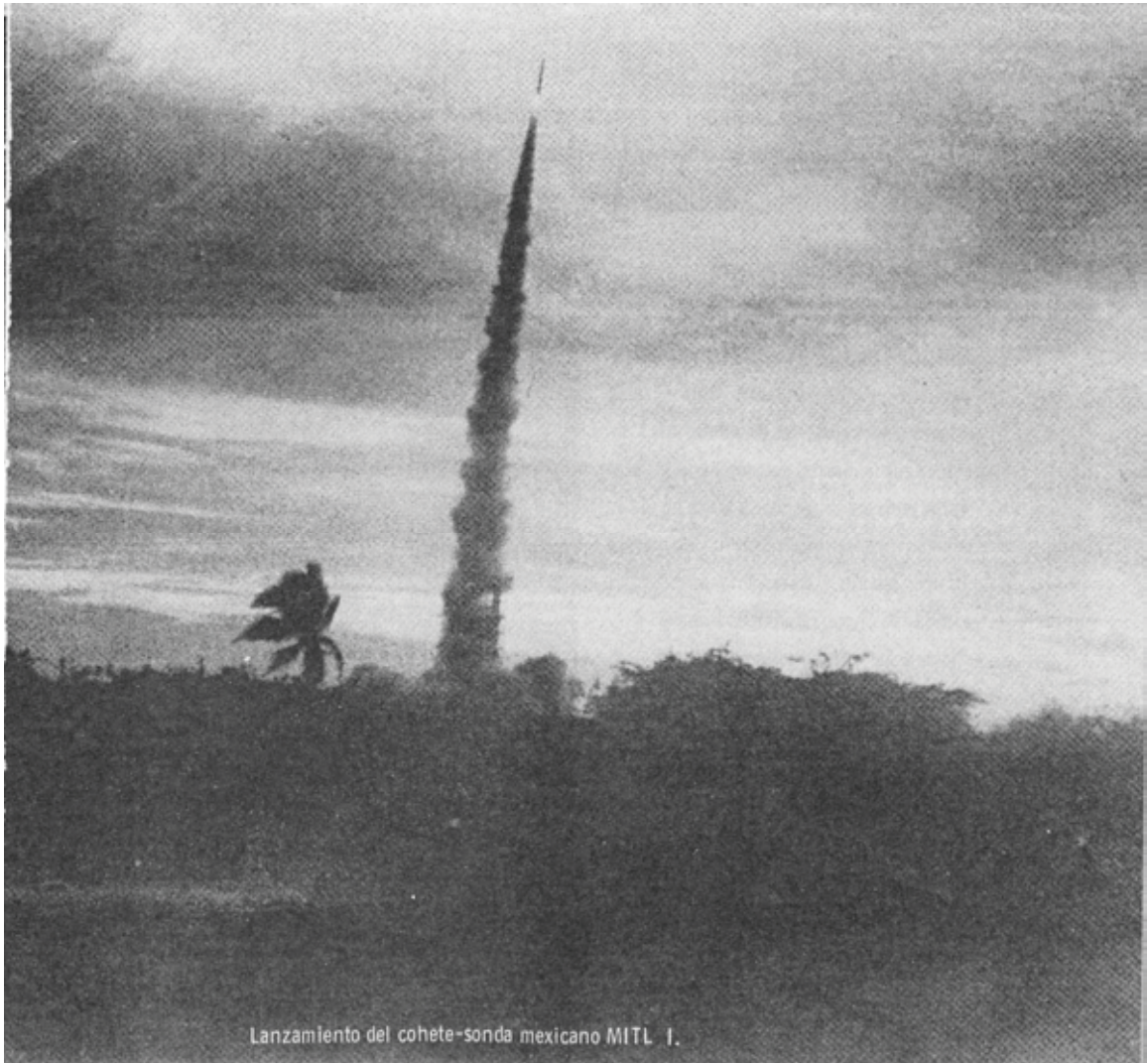


Fig. 1.11 Lanzamiento del Milt-I.

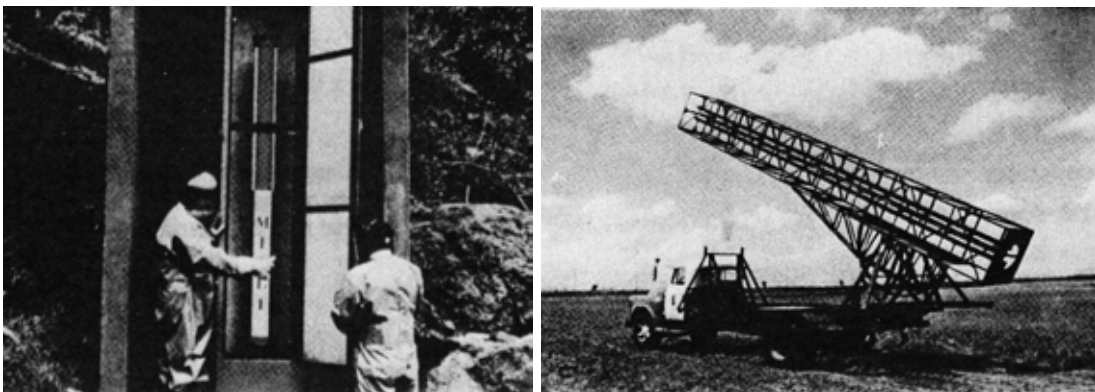


Fig. 1.12 Ensamblado del Milt-I y rampa de lanzamiento.

1968 Se construye la primera estación terrena, Tulancingo I, en el estado de Hidalgo, para su época fue la antena más grande del mundo con un diámetro de 32m. Se realizan las transmisiones de los Juegos Olímpicos por televisión a color. En abril, la NASA entrega a la CNEE un receptor de señales meteorológicas satelitales APT (Automatic Picture Transmission), creándose alrededor de este un grupo mexicano importante de percepción remota realizando técnicas de procesamiento de imágenes y formación de mosaicos.

México participa en la conferencia realizada en Viena, UNISPACE I (Primera Conferencia de las Naciones Unidas sobre la Exploración del Espacio). En la cual se analizaron los beneficios prácticos de la exploración espacial y la investigación, y el posible aprovechamiento de las mismas en los países en desarrollo o no espaciales.

Con motivo de los XIX juegos olímpicos (México 68), se lleva a cabo en México la Olimpiada Cultural, donde participa el cosmonauta soviético German Titov (2° hombre en el espacio) y el astronauta estadounidense Michael Collins (Integrante de la misión Apollo 11). Se lleva a cabo también la “Exposición sobre el conocimiento del Espacio” coordinada por el comité organizador de los XIX juegos olímpicos y la CNEE.

1969 México participó en el XX congreso de la Federación Internacional y en el XII coloquio de Derecho Espacial Internacional celebrados en Mar del Plata, Argentina.

1970 Un grupo dirigido desde 1966 por el Maestro en Química Manuel Escobar apoyado por la Universidad de Zacatecas construye y lanza con éxito un cohete de combustible sólido el 14 de mayo. El cohete llamado UAZ-7 alcanzó una altura de 3500m.

México comienza a utilizar capacidad en un satélite de Intelsat para servicios domésticos.

1971 En marzo se llevan en México a cabo las Terceras Jornadas de Comunicaciones Vía Satélite y es creada la Organización de Televisión Iberoamericana (OTI).

1974 México es el único país latinoamericano que recibió muestras lunares para su estudio, dichos estudios fueron encabezados por la UNAM.

1975 Fue lanzado el primero de la segunda serie Milt (Milt-II) y alcanza 120 Km. El Milt-II fue un cohete de dos etapas la primera era básicamente la etapa del Milt-I y la segunda etapa era la primera del cohete Hulte-I. Hulte-I fue un cohete de dos etapas de combustible sólido para llevar cargas útiles de 700g a 55Km de altura. El Milt-II buscaba ser un cohete que llevara una carga útil de 4Kg a 230Km de altura. Se trabaja también en otro cohete llamado Tlaloc que sería utilizado para la estimulación de lluvia con cargas químicas (Agl) y para la desintegración de granizo donde este representara un peligro. Se decide construir otra estación terrena para recepción de satélites debido a la creciente población y la mayor demanda, así como el aumento del número de países que firmaron acuerdos de telecomunicación con México. En cuanto a la percepción remota, se funda el Instituto Nacional de Investigaciones sobre Recursos Bióticos (INIREB) y se establece en la ciudad de Xalapa, Ver.

1976 Se renombra en el Instituto de Geofísica de la UNAM, el Departamento de Espacio Exterior como Departamento de Estudios Espaciales.

1977 Después de 15 años de existencia de la CNEE es disuelta por Decreto publicado el 10 de febrero. A la fecha de su disolución desarrolló exitosamente diversos estudios sobre meteorología, percepción remota, uso de cohetes sonda e investigación de la alta atmósfera, para ello construyó diversos cohetes como el Tonatiuh (Sol), Tototl (Pájaro), Mitl I y Mitl II (Flecha), Hulte I (Jabalina) y el vehículo Tláloc (Dios de la lluvia). La figura 1.13 muestra dichos cohetes.

El Centro de Investigación Científica y Estudios Superiores de Ensenada (CICESE), crea el primer laboratorio de electrónica de estado sólido para comunicaciones espaciales.

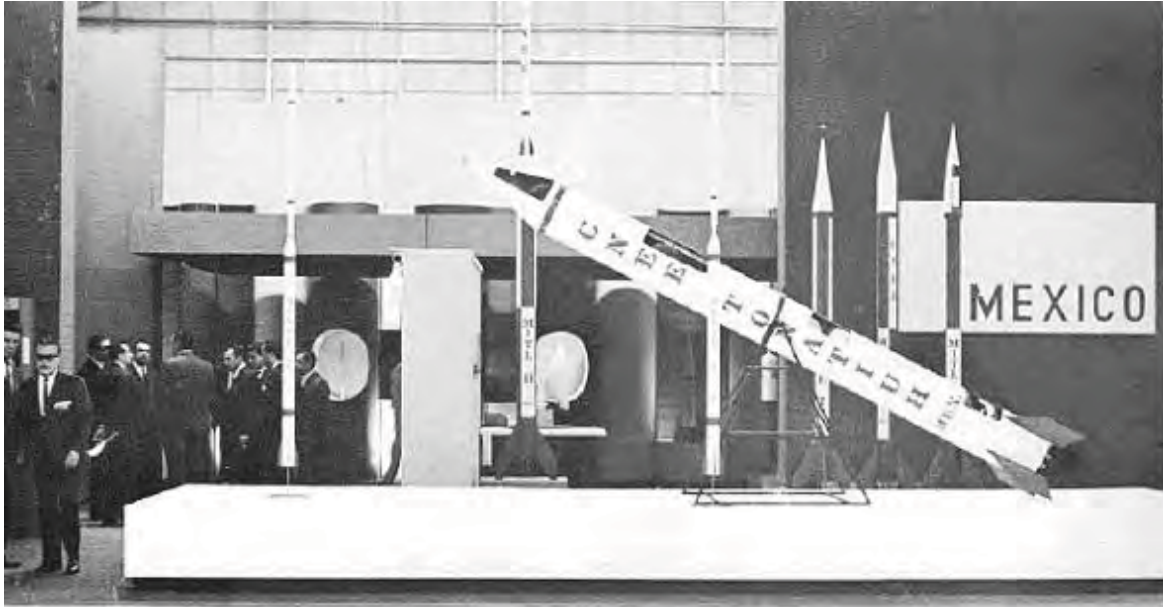


Fig. 1.13 Cohetes desarrollados en la CNEE.

1979 Iniciaron los procedimientos ante la ITU (Unión Internacional de Telecomunicaciones) para adquirir posiciones orbitales geoestacionarias para un sistema de satélites mexicano.

1980 Se terminaron las estaciones terrenas Tulancingo II y III (32m y 11m de diámetro respectivamente). Tulancingo III se construyó específicamente para una compañía privada de transmisión con el objeto de enviar y recibir señales de televisión entre el sur de Estados Unidos y el país. Japón proporcionó a la Escuela Nacional de Telecomunicaciones de la SCT la primera estación terrena nacional, el equipo asociado y el entrenamiento para su uso. Con esta donación, Japón inició la red nacional satelital en México y, ocho meses después, el presidente José López Portillo autorizó a la SCT planear un sistema de satélites que se llamaría Ilhuicahua, que significa Dios de los cielos. **1981** México arrendó transpondedores de Intelsat para satisfacer las necesidades nacionales de telecomunicación que habían rebasado la capacidad de la red terrena de microondas. Televisa acordó cooperar con la SCT en el Ilhuicahua, como una manera de conciliar intereses con el gobierno.

1982 En junio México obtuvo posiciones en la órbita geoestacionaria: 113.5 y 116.5 grados oeste. El gobierno mexicano solicitó dos nuevas posiciones para los

satélites previstos Ilhuicahua III y IV. El 4 de octubre la SCT anunció que a Hughes Communications International se le había otorgado el contrato para construir el sistema satelital. El costo de los satélites fue de 150 millones de dólares. En diciembre el gobierno mexicano aprobó una reforma constitucional en la que la comunicación vía satélite se convirtió en función exclusiva del Estado.

México participa en UNISPACE II (Segunda Conferencia de las Naciones Unidas sobre la Exploración del Espacio). Reflejó el creciente interés de todas las naciones por el espacio ultraterrestre, evaluó el estado de la ciencia y las tecnologías espaciales y su aplicación al desarrollo, y examinó los programas de cooperación internacional en materia espacial.

En Diciembre, el congreso aprueba la adición al artículo 28 de la Constitución Política Mexicana en la que se declara a la comunicación vía satélite función exclusiva del estado.

1983 En marzo los nuevos directores de la SCT modificaron el proyecto Ilhuicahua a un sistema menos costoso de dos satélites (originalmente era un sistema de tres) y lo renombraron como el Sistema Morelos, constituido por los satélites Morelos 1, Morelos 2 y el centro de control satelital ubicado en Iztapalapa, D.F. El costo del sistema Morelos fue de 92 millones de dólares.

En junio se anuncia la creación del Instituto Nacional de Telecomunicaciones.

1984 Se renombra el Instituto Nacional de Telecomunicaciones como Instituto Mexicano de Comunicaciones (IMC).

1985 17 de junio, lanzamiento de Morelos I desde Cabo Cañaveral, a través del transbordador espacial Discovery, en la misión tripulada 51-G de la NASA. El satélite alcanza exitosamente su posición orbital 113°W, con cobertura nacional. Construcción del Centro de Control Iztapalapa, ubicado en la Ciudad de México. 27 de noviembre, lanzamiento de Morelos II desde Cabo Cañaveral, a bordo de un Atlantis, en la misión tripulada de la NASA 61-B, en la que participó el primer astronauta mexicano (Dr. Rodolfo Neri Vela). El satélite ocupa la posición orbital 116.8°W, con cobertura nacional.

México a través de la UNAM participa en el programa de Materiales Planetarios y Geoquímica de la NASA.

Se crea el 25 de julio el Grupo Interdisciplinario de actividades Espaciales de la UNAM (GIAE), encargado de vincular especialistas en materia espacial, promover la ciencia espacial y una política de autosuficiencia en materia espacial en México. Se desarrolla en la UNAM un experimento que irá al espacio en el transbordador espacial por medio del programa de la NASA denominado GASCan (Get-Away-Special Canister), dicho experimento es concluido pero nunca es puesto en órbita.

1986 El 22 de enero la SCT canceló el contrato que tenía con Intelsat de arrendamiento de transpondedores para la comunicación interna del país. No obstante, las comunicaciones públicas internacionales seguirán utilizando los servicios de Intelsat.

Se lleva a cabo el simposio "Evaluación y perspectivas de la era Espacial Mexicana", evento que reúne a distintas instituciones mexicanas y extranjeras trabajando en materia espacial.

1989 Se crea Telecom (Telecomunicaciones de México), un organismo descentralizado que se convierte en el operador del Sistema Satelital Morelos.

Se llevan a cabo las Jornadas Euro-Mexicanas de asuntos Espaciales, en el museo tecnológico de la Ciudad de México organizada por México, la agencia espacial Europea y la embajada de Francia.

1991 Telecomm contrata a la empresa Hughes para la construcción del Sistema Satelital Solidaridad. Los dos satélites geoestacionarios HS 601 de estabilización triaxial se diseñan para ofrecer servicios de banda C en México, el sur de Estados Unidos y el resto de Latinoamérica, y servicios de banda Ku en México y Estados Unidos.

Se crea en la UNAM el Programa Universitario de Investigación y Desarrollo Espacial donde se inicia la fabricación del microsatélite UNAMSAT. En el PUIDE además se llevaran a cabo proyectos tales como Diseño de cohetes sonda para estudios atmosféricos (el único lanzamiento realizado fue en el valle de los ciruelos, se estima que alcanzó 4 Km de altura), Laboratorio de tecnología de microondas, imágenes satelitales meteorológicas, sistemas GPS, instalación de radiómetros para selección del sitio del Gran telescopio milimétrico, radiotelescopio y medicina espacial.

Dentro del Instituto Mexicano de Comunicaciones (IMC) se inicia el proyecto interinstitucional SATEX (microsatélite experimental).

1993 17 de noviembre, lanzamiento del Solidaridad 1 a bordo de un vehículo Ariane 4 desde Kourou, Guyana Francesa. El satélite alcanza exitosamente su posición orbital 109.2°W.

1994 17 de octubre, lanzamiento de Solidaridad 2 a bordo de un Ariane 4 desde Kourou, Guyana Francesa. El satélite alcanza exitosamente su posición orbital.

El empresario Mexicano Manuel Villalvazo representando a la compañía Leo One Panamericana, firmó con la UNAM y Telecomm un acuerdo para la fabricación de una serie de microsatélites para telecomunicaciones, proyecto que no llegó a implementarse.

1995 Se inicia el proceso hacia la privatización de la Sección de Servicios Fijos Satelitales de Telecomm. Entra en vigor la Reforma a la Ley de Telecomunicaciones.

El 29 de Marzo desde el cosmódromo ruso de Plesetsk es lanzado al espacio el satélite UNAMSAT, el satélite no llega a órbita debido a problemas con el cohete. La figura 1.14 muestra el lanzamiento del UNAMSAT desde el cosmodromo de Plesetsk en Rusia.

Representantes de NASA colocan la primer piedra del “Laboratorio de Tecnología Espacial” de la UNAM, el PUIDE ha sido llamado a participar en el proyecto COLIBRI de la NASA, para fabricar microsatélites de aplicación científica. La figura 1.13 muestra la placa que fue revelada en dicho evento.



Fig. 1.14 Lanzamiento del UNAMSAT.



Fig. 1.13 Primer piedra del “Laboratorio de Tecnología Espacial” de la UNAM.

1996 El modelo de ingeniería del UNAMSAT es acondicionado a modelo de vuelo y es lanzado el 5 de septiembre desde el cosmódromo de Plesetsk, llegando a órbita de manera exitosa, el UNAMSAT-B envió telemetría durante 45 días convirtiéndose en el primer satélite hecho en México por mexicanos que operó en el espacio. La figura 1.15 muestra el momento de su lanzamiento.



Fig. 1.15 Lanzamiento del UNAMSAT-B.

1997 Se pide a Hughes la construcción del Morelos 2R (posteriormente Satmex 5) con cobertura en banda C y Ku en todo el Continente Americano. 26 de junio, la Sección de Servicios Fijos Satelitales de Telecom se registra bajo la legislación mexicana, y se constituye la empresa Satélites Mexicanos, S.A. de C.V. (Satmex). La empresa continúa siendo propiedad del Estado. Después de realizarse una licitación pública, la alianza entre Principia y Loral Space & Communications adquiere 75% de Satmex. El gobierno retiene una participación de 25%, sin derecho a voto. Satmex atrae una inversión de US \$645 millones a México.

Atendiendo a las recomendaciones de UNISPACE II, se firma un acuerdo para el establecimiento de un centro regional de enseñanza de ciencia y tecnología del espacio para América Latina y el Caribe (CRECTEALC) entre los gobiernos de México y Brasil.

1998 Mayo, se incorpora el nuevo equipo directivo de la empresa Satmex. Se integran las bases y herramientas de la nueva administración y dirección ejecutiva. 5 de diciembre, Satmex 5 es lanzado al espacio a bordo de un vehículo Ariane 4L desde Kourou, Guyana Francesa.

1999 La consolidación del proceso de transformación trae como resultado la venta en su totalidad del Satmex 5.

México participa en UNISPACE III (Tercera Conferencia de las Naciones Unidas sobre la Exploración del Espacio). Implicó a industrias, organizaciones intergubernamentales y organismos no gubernamentales del sector espacial, con el propósito de fomentar el uso de la tecnología espacial para resolver problemas regionales y mundiales y hacer accesibles las investigaciones espaciales en pro del desarrollo.

2000 Satmex anuncia sus resultados financieros, excediendo la expectativa de los mercados internacionales con un 24% de aumento en los ingresos con respecto del año anterior. Se intensifica la participación de la compañía en foros de industria y financieros a nivel internacional. Se pierde el satélite Solidaridad 1 debido a una falla en un subsistema. Satmex contrata a Space Systems/Loral de Palo Alto, California, para la construcción de un satélite geoestacionario de alta potencia: Satmex 6.

2001 Comienza la construcción del satélite Satmex 6 que será lanzado a principios del 2003 en la posición orbital de 109.2° W. Primera Reunión del Grupo de Usuarios de Satmex en Cancún, México. Se presentó a los usuarios de Satmex un reporte acerca de la compañía y el plan de negocios para los años que vienen. Fue una gran oportunidad para escuchar la opinión de los usuarios acerca del servicio de Satmex. Inauguración de la Sala de Tecnología Satelital, patrocinada por Satmex en el Museo de las Ciencias Universum de la UNAM. Esta sala ocupa un área de más de 1300m², con más de 2100m² de estructura de diseño. Incluye, entre otras cosas, las últimas tecnologías en educación a distancia. UNAM y Satmex han acordado que la exhibición durará 10 años y estiman que será visitada por más de 10 millones de personas en este periodo de tiempo.

2002 Firma del Programa de Cooperación Técnica y Científica entre los Estados Unidos Mexicanos y la Federación de Rusia 2003-2004, firmado el 11 de Diciembre por el embajador de la federación Rusa Konstantin N. Mozel y el Director General de Cooperación Técnica y Científica de la SRE Gerardo Lozano.

2004 La UNAM es la primera institución de habla hispana en colaborar directamente en una investigación que buscará vida en la superficie marciana, el Dr. Rafael Navarro González, del Instituto de Ciencias Nucleares, es el único latinoamericano que toma parte en ese proyecto.

La Universidad Veracruzana y la UNAM realizan investigaciones de cultivo de árboles en el Pico de Orizaba con la finalidad de ser usados en el planeta Marte.

2005 Inicia el proyecto Nanosatelital México-Rusia a partir del Convenio para "Lanzar un nanosatélite en 2007" entre la UNAM y el Instituto Aeronáutico de Moscú (MAI).

25 de octubre, el Diputado Moisés Jiménez Sánchez presenta a la Cámara de Diputados la iniciativa de ley para la creación de la Agencia Espacial Mexicana y es turnada a la comisión de Ciencia y Tecnología de dicha Cámara para su evaluación y análisis.

2006 Satmex 6 es lanzado el 27 de Mayo en un Ariane 5ECA (113°W).

23 de abril, el Rector de la UNAM Dr. Ramón de la Fuente, anuncia que será enviado un académico o estudiante de Doctorado de la UNAM a entrenarse como Cosmonauta a Rusia.

26 de Abril es aprobada la iniciativa de ley en la Cámara de Diputados para la creación de la Agencia Espacial Mexicana.

11 de agosto Foro en la Cámara de Diputados “Hacia la creación de la Agencia Espacial Mexicana”, es turnada a la Cámara de Senadores para su aprobación.

2007 19 de enero, es aprobado por el consejo técnico de la Facultad de Ingeniería de la UNAM, el presupuesto para la creación del Centro de Alta Tecnología de la UNAM en su el campus Juriquilla, donde se tendrá Unidad de Tecnología Aeroespacial de la Facultad de Ingeniería de la UNAM (UTAFI) con el fin de dar continuidad en la UNAM a los proyectos espaciales.

México pierde la posición geoestacionaria 109.2°W al no comprometerse a subir un satélite para el 5 de marzo de 2008.

12 de junio, la UNAM representó a los institutos de Ingeniería y de Geografía, así como a la Facultad de Ingeniería, al firmar un convenio de colaboración técnica y académica en el área de tecnología espacial con el Instituto Aeronáutico y del Espacio (IAE), de Toulouse (Francia).

2008 Febrero 8 y 9, se lleva a cabo en la Universidad de las Américas, en Puebla, la 1er reunión de trabajo de COMEA (Consejo Mexicano de Educación Aeroespacial).

Agosto 28 y 29, se realiza en la SER el “II Seminario de Difusión e Información” del CRECTEALC.

4 de Noviembre es aprobada por unanimidad en la Cámara de Senadores la iniciativa de ley modificada para la creación de la Agencia Espacial Mexicana y es turnada a la Cámara de origen, la Cámara de Diputados, para la aprobación de las modificaciones realizadas.

2009 23 de Abril, Foro de Consulta organizado por la Comisión de Ciencia y Tecnología de la Cámara de Diputados, donde se abordó el tema de la Agencia Espacial Mexicana.

Junio 17 y 18 se lleva a cabo el 1er Taller de Investigación y Desarrollo Espacial 2009 (TUIDE), en la Torre de Ingeniería de Ciudad Universitaria.

1.4 Conclusiones

A.- Una componente que impulsa el desarrollo tecnológico es el deseo del Ser Humano por el conocimiento de si mismo así como el de su entorno y el que lo rodea, sin embargo los desarrollos tecnológicos que dieron origen a la tecnología espacial han sido impulsados en general y a lo largo de la historia principalmente por la componente militar, aunque la competencia económica en el negocio de telecomunicaciones en particular, actualmente es un factor dominante.

B.- A pesar de que México no es un país de máximo desarrollo, si ha tenido desarrollos espaciales importantes a lo largo de su historia como lo fueron el desarrollo de cohetes en la década de los 60's o el desarrollo de microsátélites en los años 90's.

C.- La discontinuidad en los proyectos espaciales en México fue un factor negativo en la competencia espacial con otros países.

D.- Existen en la actualidad diversos grupos de diversas instituciones en todo México que participan en proyectos espaciales de manera aislada, razón que ha dado argumentos favorables para la polémica iniciativa de creación de una Agencia Espacial Mexicana.

Capítulo 2

Terremotos, una aplicación para los satélites

2.1 Introducción

Así como existen factores en la naturaleza que nos permiten predecir las condiciones climáticas que existirán en determinada zona, también existen los llamados precursores sísmicos que nos pueden ayudar para realizar una predicción de terremotos. Decir que se puede predecir un terremoto es una afirmación muy polémica en la actualidad entre los distintos grupos a nivel mundial que estudian dicho fenómeno. Sin embargo, la sola idea de poder saber cuando y donde se presentará un movimiento sísmico de gran intensidad es una idea que apasiona a muchos estudiosos del tema y los motiva a seguir realizando investigaciones en dicha línea. Esto permitiría alertar a poblaciones para que tomaran las medidas necesarias y con ello reducir la tragedia que viene con cada terremoto.

Los precursores sísmicos son eventos medibles que se presentan antes de que ocurra un sismo. Existe una gran variedad de precursores y por ello muchas líneas de investigación al respecto. Sin embargo, para entender como se generan dichos precursores lo primero que debemos hacer es entender el comportamiento y los factores que se involucran alrededor de los terremotos.

Éste capítulo nos permitirá entender de mejor forma que es un terremoto, que tipos existen, como se origina, como se mide, desde cuando se estudian y que son los precursores sísmicos.

2.2 ¿Qué es un terremoto y cuál es su origen?

La corteza terrestre experimenta casi continuamente pequeños e imperceptibles movimientos, sólo registrables por aparatos especiales de extraordinaria sensibilidad. Pero a veces, estos movimientos son más intensos y se manifiestan como sacudidas bruscas, ordinariamente repetidas, que el hombre percibe directamente o por los efectos que producen.

Con el nombre general de sismos o seísmos se designa a todos estos movimientos convulsivos de la corteza terrestre, que se clasifican en microsismos, cuando son imperceptibles; macrosismos, cuando son notados por el hombre y causan daños en enseres y casas, y megasismos, cuando son tan violentos que pueden producir la destrucción de edificios, la ruina de ciudades enteras y gran número de víctimas. Los macrosismos y megasismos son los conocidos con el nombre de terremotos.

En general se asocia el término terremoto con los movimientos sísmicos de dimensión considerable, aunque rigurosamente su etimología significa "movimiento de la Tierra".

Dichos movimientos en la corteza terrestre tienen tres orígenes principalmente.

El lento pero continuo movimiento de las placas tectónicas (relativo a la estructura de la corteza terrestre) producen los llamados sismos tectónicos. La actividad subterránea originada por un volcán en proceso de erupción puede originar un fenómeno similar y estos son conocidos como sismos volcánicos. También se ha estimado que una fuerza extrínseca, provocada por el hombre, podría desencadenar un terremoto, probablemente en un lugar donde ya había una falla geológica. Es así como se ha supuesto que experimentos nucleares o la fuerza de millones de toneladas de agua acumulada en represas o lagos artificiales podría producir tal fenómeno. Estos últimos son llamados sismos locales y también se deben a hundimientos de cavernas, cavidades subterráneas o galerías de minas; trastornos causados por disoluciones de estratos de yeso, sal u otras sustancias o a deslizamientos de terrenos que reposan sobre capas arcillosas.

El origen del 90 % de los terremotos es tectónico, el resto es relacionado con erupciones volcánicas o sismos locales. La figura 2.1 muestra la erupción de un volcán.



Fig. 2.1 Volcán en Erupción

Las aguas de los mares son agitadas por los movimientos sísmicos cuando éstos se producen en su fondo o en las costas. A veces sólo se percibe una sacudida, que es notada en las embarcaciones; pero con frecuencia se forma por esta causa una ola gigantesca que al estrellarse en las costas pueden ocasionar grandes desastres. Estas grandes olas se llaman *Tsunamis*, nombre con que se les designa en Japón a los maremotos o terremotos de mar. La figura 2.2 conceptualiza un Tsunami



Fig.2.2 Tsunami

2.3 Introducción a la sismología

Hasta el siglo XVIII los registros objetivos de terremotos son escasos y no había una real comprensión del fenómeno. De las explicaciones relacionadas con castigos divinos o respuestas de la Tierra al mal comportamiento humano, se pasó a explicaciones pseudo-científicas como que eran originados por liberación de aire desde cavernas presentes en las profundidades del planeta.

La ciencia que estudia los aspectos relacionados con la ocurrencia de temblores de tierra, terremotos o sismos se denomina *sismología*. Esta es una ciencia joven, puesto que gran parte de sus métodos e instrumentos de observación fueron desarrollados a lo largo del siglo XX. A pesar de esto, la sismología ha logrado avances notables.

La sismología nos ha ayudado a entender la estructura interna de la Tierra, en la figura 2.3 podemos ver esquemáticamente la constitución de dicha estructura. El núcleo terrestre está compuesto en gran parte por elementos metálicos como el de fierro y el níquel, se divide en núcleo interior que se encuentra en estado sólido y tiene un radio de 1,275Km y núcleo exterior de forma líquida con un espesor de 2,225Km. El manto terrestre tiene una composición a base de silicatos abundantes en potasio, sodio y calcio y tiene un espesor de 2,900Km. El cascarón más externo de la Tierra, el cual comprende la corteza y parte del manto, con un espesor de aproximadamente 100 Km., parece comportarse como un cuerpo rígido "flotando" en el resto del manto en donde pueden presentarse movimientos como si se tratara de un fluido. Esta conducta semejante a la de un fluido tiene sentido solamente en tiempos geológicos, es decir, en tiempos del orden de millones de años.

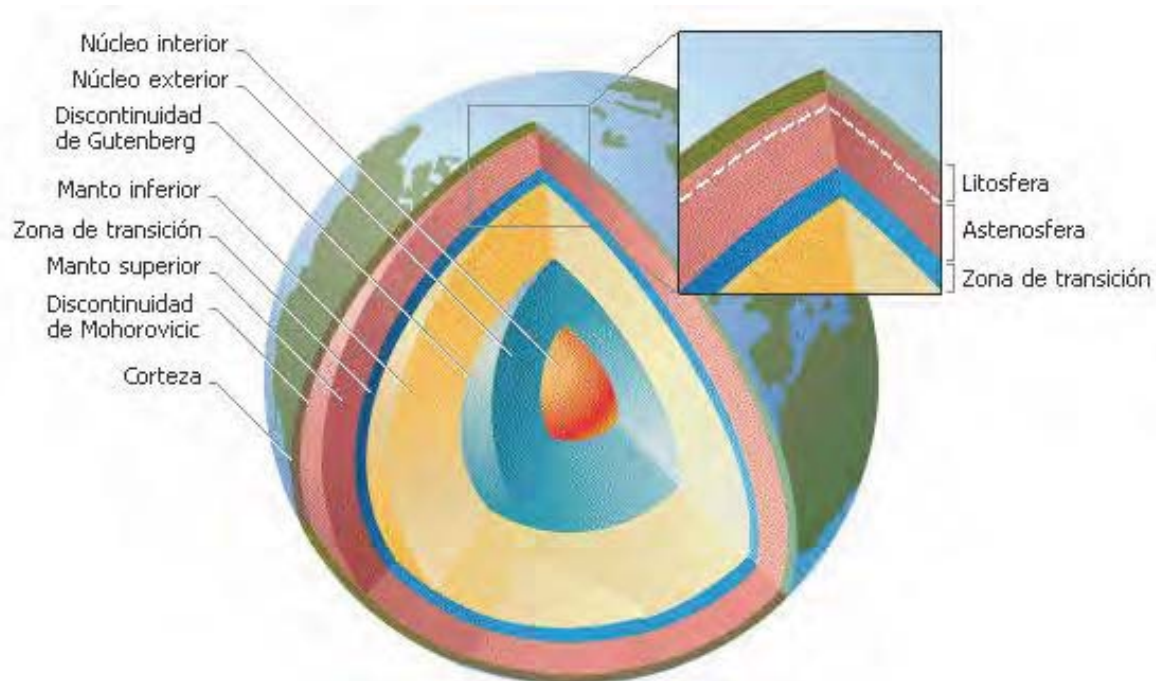
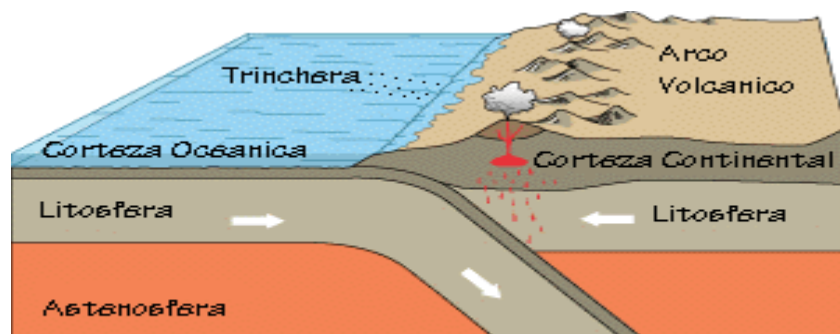


Fig.2.3 Composición de la Tierra

El cascarón exterior llamado litosfera no es continuo sobre la superficie de la Tierra, sino que está formado por diferentes "placas" (placas tectónicas), que hacen contacto unas con otras.

En términos geológicos, una placa es una plancha rígida de roca sólida que conforma la superficie de la Tierra, flotando sobre la roca ígnea y fundida que conforma el manto terrestre.

Como la superficie del planeta esta cubierta por las placas, el movimiento relativo entre ellas solo se logra si en algunos de los márgenes de las mismas se está creando nueva litosfera mientras que en otros márgenes algunas de ellas se enciman sobre otras; un proceso al que se conoce actualmente como *subducción* ver figura 2.4.



Oceanic-continental convergence
Fig.2.4 Proceso de Subducción

Debido a estos movimientos los continentes han variado su posición relativa a través del tiempo geológico y se cree que en un tiempo estuvieron todos reunidos en un gran continente llamado *Pangea*, ver figura 2.5.



Fig.2.5 Pangea

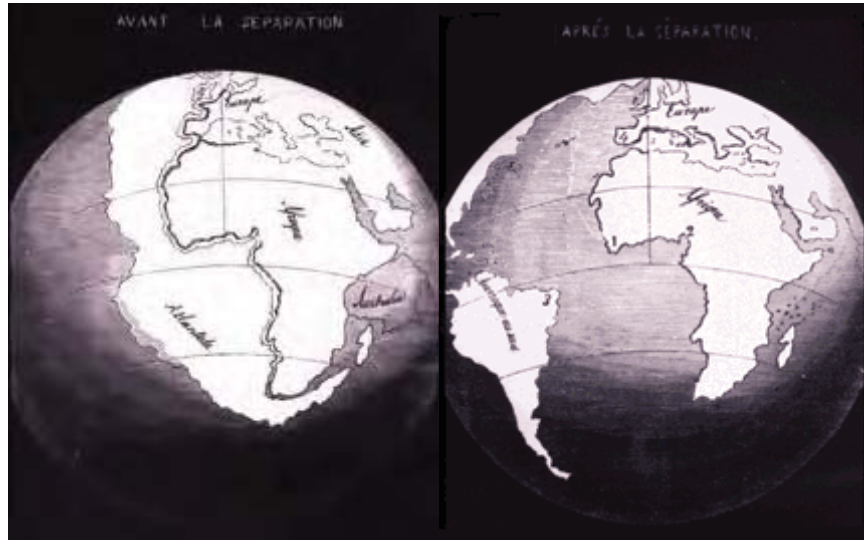


Fig.2.6 La Tierra antes y después de separarse los continentes.

La figura 2.6 nos muestra como se cree que el Pangea evolucionó a los continentes tal y como los conocemos. Esto nos explica el ajuste que existe entre, por ejemplo, las costas de Sudamérica y África. La figura 2.7 nos muestra la distribución geográfica de estas placas. Las zonas de creación de nueva litosfera se presentan como cordilleras submarinas y las zonas de subducción forman a menudo trincheras submarinas de gran profundidad. Podemos también notar que las diferentes placas no coinciden con los continentes y los océanos, sino que pueden tener corteza continental y oceánica.



Fig.2.7 Placas Tectónicas

Las fronteras entre cada placa constituyen las fallas geológicas o simplemente *fallas*, que es lugar donde más frecuentemente se producirán los terremotos tectónicos.

2.4 Partes de una falla geológica

El **plano de falla** es la superficie sobre la que se ha producido el movimiento, horizontal, vertical u oblicuo. Si las fracturas son frágiles, tienen superficies lisas y pulidas por efecto de la abrasión. Durante el desplazamiento de las rocas fracturadas se pueden desprender fragmentos de diferentes tamaños.

Los **labios de falla** son los dos bordes o bloques que se han desplazado. Cuando se produce un desplazamiento vertical, los bordes reciben los nombres de labio hundido (o interior) y labio elevado (o superior), dependiendo de la ubicación de cada uno de ellos con respecto a la horizontal relativa. Cuando está inclinado, uno de los bloques se desliza sobre el otro. El bloque que queda por encima del plano de falla se llama "techo" y el que queda por debajo, "muro".

El **salto de falla** es la distancia vertical entre dos estratos que originalmente formaban una unidad, medida entre los bordes del bloque elevado y el hundido. Esta distancia puede ser de tan sólo unos pocos milímetros (cuando se produce la ruptura), hasta varios kilómetros. Éste último caso suele ser resultado de un largo proceso geológico en el tiempo.

2.5 Tipos de fallas geológicas

Las figuras 2.8 y 2.9 muestran los tipos de falla existente que se describen a continuación.

En una **falla normal**, producida por tensiones, la inclinación del plano de falla coincide con la dirección del labio hundido. El resultado es un estiramiento o alargamiento de los materiales, al desplazarse el labio hundido por efecto de la fuerza de la gravedad.

En las **fallas de desgarre**, además del movimiento ascendente también se desplazan los bloques horizontalmente. Si pasa tiempo suficiente, la erosión puede allanar las paredes destruyendo cualquier traza de ruptura, pero si el movimiento es reciente o muy grande, puede dejar una cicatriz visible o un escarpe de falla con forma de precipicio. Un ejemplo especial de este tipo de fallas son aquellas transformadoras que desplazan a las dorsales oceánicas.

En una **falla inversa**, producida por las fuerzas que comprimen la corteza terrestre, el labio hundido en la falla normal, asciende sobre el plano de falla y, de esta forma, las rocas de los estratos más antiguos aparecen colocadas sobre los estratos más modernos, dando lugar así a los cabalgamientos.

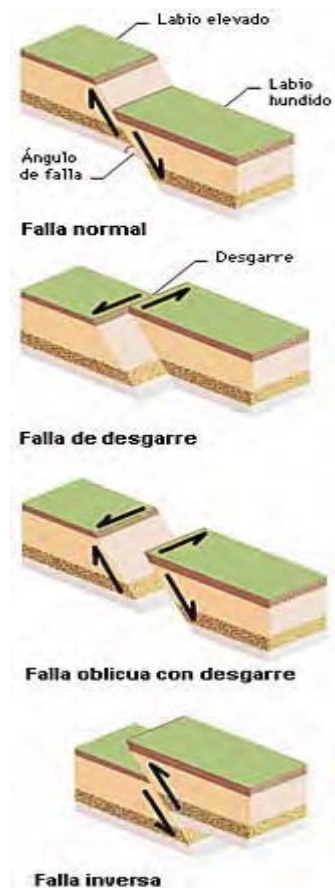


Fig.2.8 Tipos de Falla

Las **fallas de rotación** o de tijera se forman por efecto del basculado de los bloques sobre el plano de falla, es decir, un bloque presenta movimiento de rotación con respecto al otro. Mientras que una parte del plano de falla aparenta una falla normal, en la otra parece una falla inversa.

Un **macizo tectónico** o pilar tectónico, también llamado "Horst", es una región elevada limitada por dos fallas normales, paralelas. Puede ocurrir que a los lados del horst haya series de fallas normales; en este caso, las vertientes de las montañas estarán formadas por una sucesión de niveles escalonados. En general, los macizos tectónicos son cadenas montañosas alargadas, que no aparecen aisladas, sino que están asociadas a fosas tectónicas.

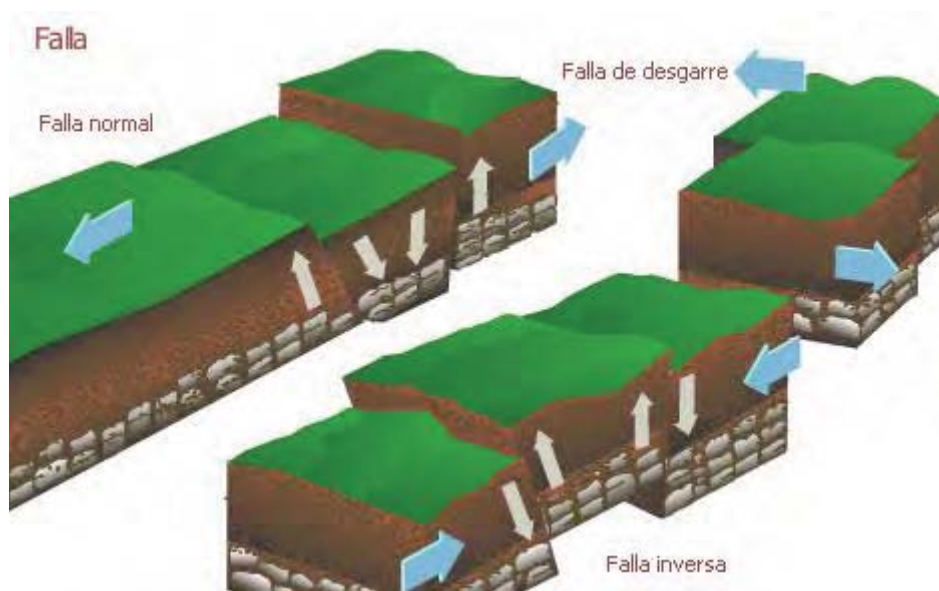


Fig.2.9 Tipos de falla

Por último, una **fosa tectónica** o Graben es una asociación de fallas que da lugar a una región deprimida entre dos bloques levantados. Las fosas tectónicas se producen en áreas en las que se agrupan al menos dos fallas normales. Las fosas forman valles que pueden medir decenas de kilómetros de ancho y varios miles de kilómetros de longitud. Los valles se rellenan con sedimentos que pueden alcanzar cientos de metros de espesor.

2.6 Comportamiento de los sismos tectónicos.

No se sabe con certeza qué causa los esfuerzos que producen los movimientos de las placas, pero se cree que éstos son producidos por transferencia convectiva de calor, término que significa que el calor es llevado de un lugar a otro por el movimiento mismo del medio. Un ejemplo de este proceso, más cercano a nuestra experiencia, ocurre cuando se hierve agua o cualquier otro líquido. El fluido más cercano a la fuente de calor se expande, se vuelve menos

denso y tiende por lo tanto a subir a la superficie donde se enfría y es desplazado hacia el fondo por las nuevas parcelas ascendentes. De esta manera se establece un proceso continuo de ascenso y descenso del líquido en celdas permanentes formadas por las corrientes del fluido, ver figura 2.10.

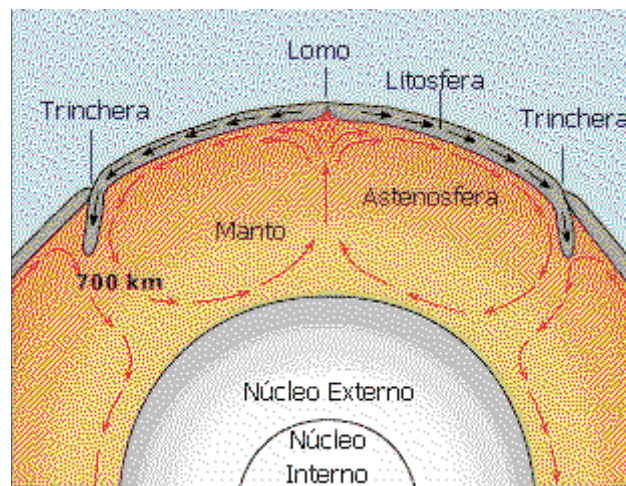


Fig.2.10 Transferencia convectiva de calor

Aunque el manto terrestre está compuesto por minerales, en su seno pueden presentarse corrientes de convección como en un líquido; pero como se ha mencionado, esto solo tiene sentido en periodos de tiempo del orden de varios años.

¿Cuál es la relación de este fenómeno con los sismos? En primer lugar notemos que en una zona de subducción el movimiento de una placa bajo la otra se realiza venciendo las fuerzas de fricción, generadas en el contacto entre ambas. A lo largo de este contacto, llamado zona de *Wadati-Benioff* (WB), el movimiento de una placa contra la otra tiene lugar discontinuamente, por "brincos". Es esto precisamente lo que genera los sismos en esas regiones. Este movimiento origina ondas teóricamente esféricas, ondas sísmicas, que se propagan en todas las direcciones a partir del punto de máximo movimiento, denominado hipocentro o foco, la proyección de este foco de forma vertical a la superficie se le denomina epicentro. La figura 2.11 muestra como se distribuyen dichos puntos.

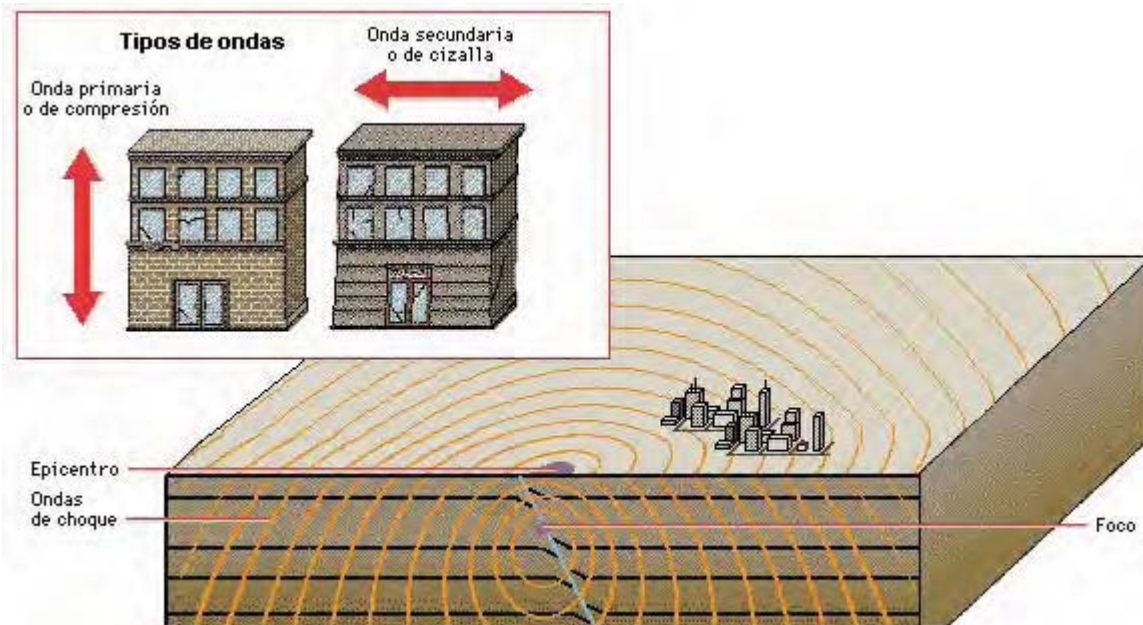
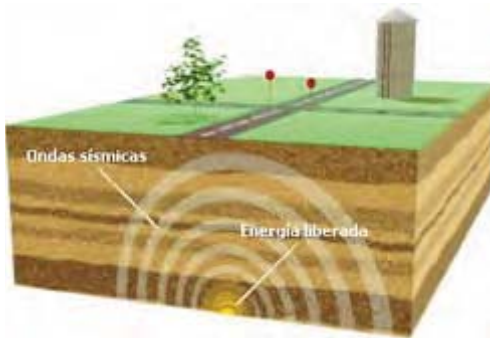


Fig.2.11 Ondas sísmicas

Desde el hipocentro se generan dos tipos de ondas:

-Ondas primarias, ondas P (por ser las primeras en producirse) o longitudinales, que consisten en vibraciones de oscilación de las partículas sólidas en la dirección de propagación de las ondas. Por producir cambios de volumen en los materiales se les llama también de compresión; son las de mayor velocidad y se propagan en todos los medios.

-Ondas secundarias, ondas S (por ser las segundas en llegar) o transversales, son las que producen una vibración de las partículas en dirección perpendicular a la propagación del movimiento. Pueden vibrar en un plano horizontal o vertical, no alteran el volumen, son más lentas que las ondas P y no se propagan a través de los fluidos. Se conocen con el nombre de ondas de cizalla, distorsión o cortantes. La figura 2.12 muestra el comportamiento de dichas ondas.

La interferencia de estos frentes de ondas con la superficie terrestre origina un tercer tipo de ondas, denominadas superficiales u ondas L. Son más lentas y al viajar por la periferia de la corteza tienen una gran amplitud, siendo las causantes

de los mayores desastres. Se distinguen dos tipos: ondas Love, con movimiento perpendicular a la dirección de propagación, llamadas también de torsión, ver figura 2.13, y ondas Rayleigh cuyo movimiento es elíptico con respecto a la dirección de las ondas, ver figura 2.14.

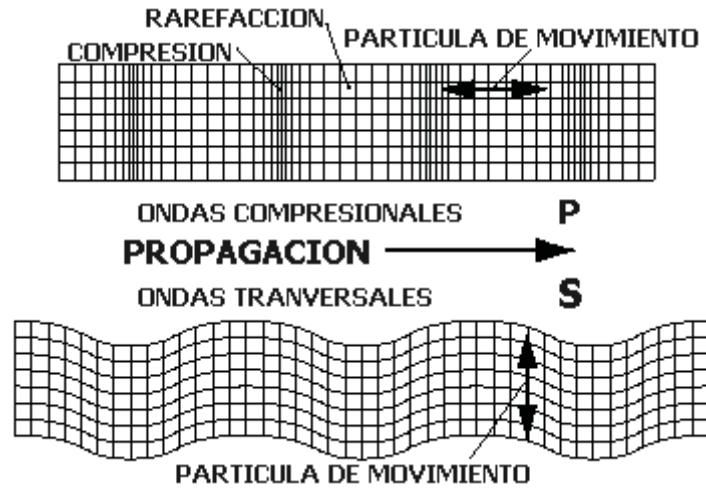


Fig.2.12 Ondas Centrales o corporales

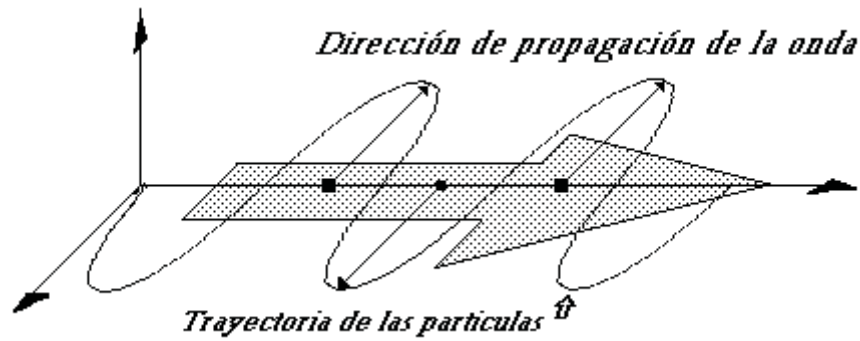


Fig.2.13 Onda Superficial Love

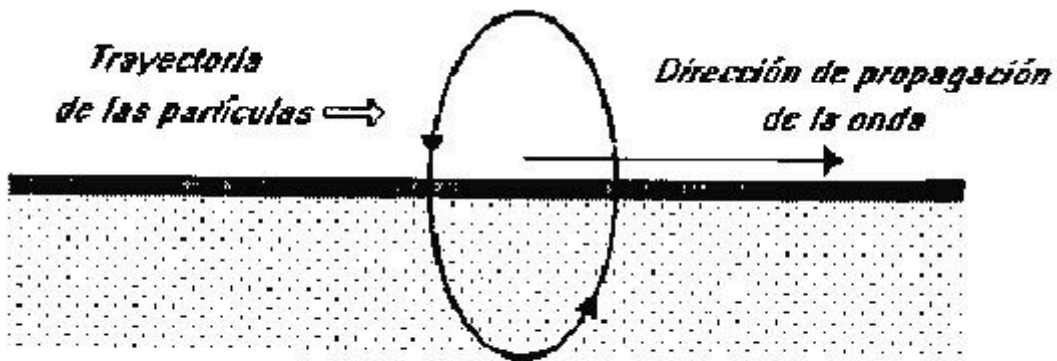


Fig.2.14 Onda Superficial Rayleigh

2.7 Sismógrafos y Sismogramas

El instrumento esencial para estudiar los temblores es el sismógrafo. Este es un aparato que registra el movimiento del suelo causado por el paso de una onda sísmica. Los sismógrafos fueron ideados a fines del siglo pasado y perfeccionados a principios del presente. En la actualidad, estos instrumentos han alcanzado un alto grado de desarrollo electrónico, pero el principio básico empleado no ha cambiado como veremos a continuación.

Para registrar el movimiento del suelo es necesario referirlo a un punto fijo en el espacio; si quisiéramos referirlo a un punto anclado al mismo suelo nos sería imposible obtener un registro puesto que el punto también se movería junto con el suelo al que está anclado. Para salvar esta dificultad, podemos recurrir al principio de inercia de los cuerpos, como sabemos este principio nos dice que todos los cuerpos tienen una resistencia al movimiento o a variar su velocidad. Así, el movimiento del suelo puede ser medido con respecto a la posición de una masa suspendida por un elemento que le permita permanecer en reposo por algunos instantes con respecto al suelo. El mecanismo consiste usualmente en una masa suspendida de un resorte atado a un soporte acoplado al suelo (figura 2.15), cuando el soporte se sacude al paso de las ondas sísmicas, la inercia de la masa hace que ésta permanezca un instante en el mismo sitio de reposo. Posteriormente cuando la masa sale del reposo, tiende a oscilar. Sin embargo, ya que esta oscilación posterior del péndulo no refleja el verdadero movimiento del suelo, es necesario amortiguarla. En la figura 2.15 se haya representado un aparato en el que el amortiguamiento se logra por medio de una lámina sumergida en un líquido (comúnmente aceite). Este era el método utilizado en los aparatos antiguos, actualmente se logra por medio de bobinas o imanes que ejercen las fuerzas amortiguadoras de la oscilación libre de la masa.

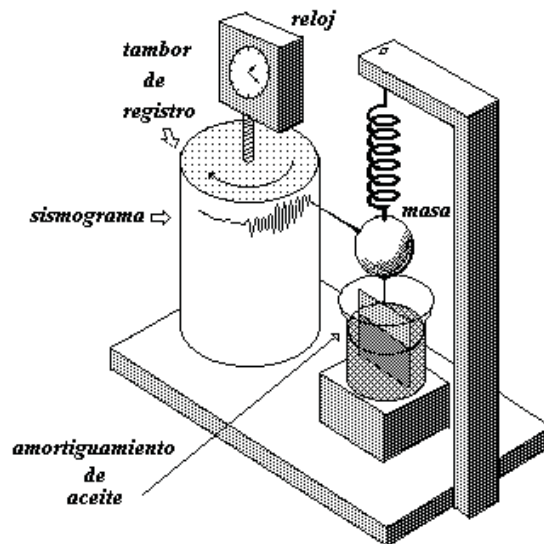


Fig.2.15 Sismógrafo básico

Si se sujeta un lápiz a la masa suspendida, para que pueda inscribir en un papel pegado sobre un cilindro que gira a velocidad constante, se podrá registrar una componente del movimiento del suelo (como veremos adelante los sismógrafos reales poseen un sistema amplificador entre la masa y el papel para producir registros analizables a simple vista). El instrumento hasta aquí descrito, detecta la componente vertical del movimiento del suelo y se conoce como sismógrafo vertical. El papel donde traza el movimiento se conoce como *sismograma*. En la figura 2.16 se muestran algunos sismogramas típicos.

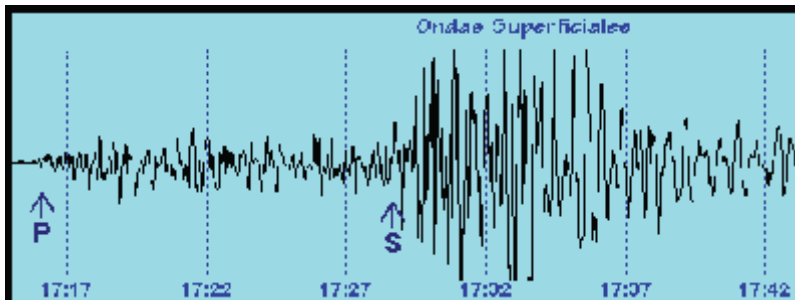


Fig.2.16 Sismograma típico

Como el movimiento del suelo tiene lugar en las tres dimensiones del espacio, los movimientos del suelo también tienen dos componentes horizontales.

En cada observatorio debe haber diferentes tipos de sismógrafos: dos horizontales, orientados según el meridiano y el paralelo del lugar y uno vertical; para que sea posible apreciar todas las particularidades de cualquier movimiento sísmico.

Actualmente existen sismógrafos que detectan el movimiento de la masa electrónicamente y lo digitalizan para ser almacenado en cinta magnética u otros medios de almacenamiento digital.

Otro tipo de instrumentos emparentados con los sismógrafos y que son muy utilizados en sismología e ingeniería son los *acelerómetros*, instrumentos con el mismo principio del sismómetro pero diseñados para responder a la aceleración del terreno más que a su velocidad o a su desplazamiento.

Para determinar con precisión el epicentro de un sismo así como otras de sus características, se requiere del auxilio de varias estaciones sismológicas. Una serie de sismógrafos arreglados para observar la sismicidad de una región es conocida como una *red sismológica*.

2.8 Determinación del Epicentro

La ubicación del epicentro de un sismo se hace analizando sus registros e identificando los diferentes tipos de ondas; en particular las ondas o **fases** (en el habla de los sismólogos) P y S permiten el empleo de una técnica muy utilizada para la determinación del epicentro. Para comprender este método recordemos que las ondas P viajan a mayor velocidad que las ondas S. Así, si el conejo es

más veloz que la tortuga y ambos empiezan a correr desde el punto t_0 , a medida que se alejen de ese punto la distancia entre ambos será mayor. Un observador en el punto t_1 notaría pasar al conejo y un momento después a la tortuga. Otro observador en el punto t_2 notaría pasar al conejo y un momento mayor que el observador del punto t_1 a la tortuga (figura 2.17). Puesto que a mayor distancia del origen mayor será la separación entre los corredores, puede utilizarse el tiempo transcurrido entre la llegada de ambos a un punto dado para calcular la distancia al origen.

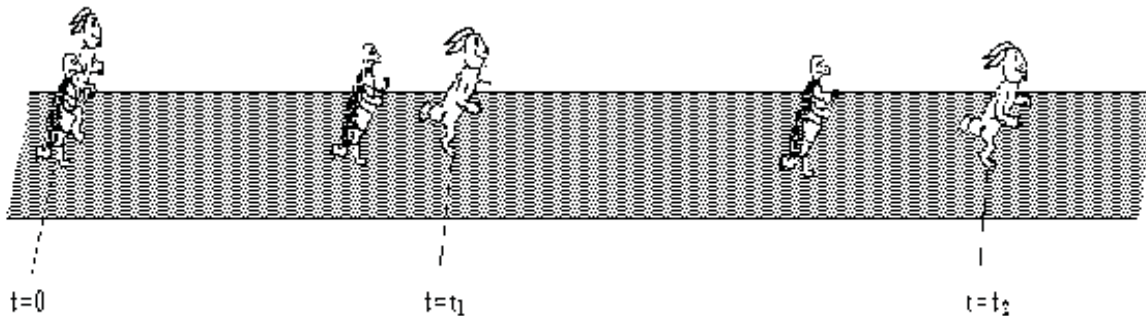


Fig.2.17 Velocidad de las ondas P y S

Sobre la superficie de la Tierra, una estación puede proporcionar la distancia al epicentro pero no la dirección del mismo, es decir si en una estación calculamos la distancia al epicentro este puede estar en cualquier punto de un círculo con un radio igual a la distancia calculada. En teoría si tenemos una estación sismológica con tres componentes podemos reconstruir el movimiento de las partículas cuando incide la onda P, por ejemplo, y conocer la dirección de llegada de la onda (recuérdese que para las ondas P las partículas oscilan a lo largo de la trayectoria de viaje de la onda). En la práctica no puede lograrse mucha precisión con este método y se recurre a los registros de otras estaciones para obtener estimaciones independientes de la distancia al epicentro. Como puede verse en la figura 2.18 son necesarias, al menos tres estaciones para determinarlo sin ambigüedad. La intersección de los círculos correspondientes a las tres estaciones rara vez coincide en un solo punto; por ser datos experimentales poseen cierto grado de error que hacen que definan una región más o menos grande, dependiente de la calidad de los datos utilizados, en lugar de un solo punto.

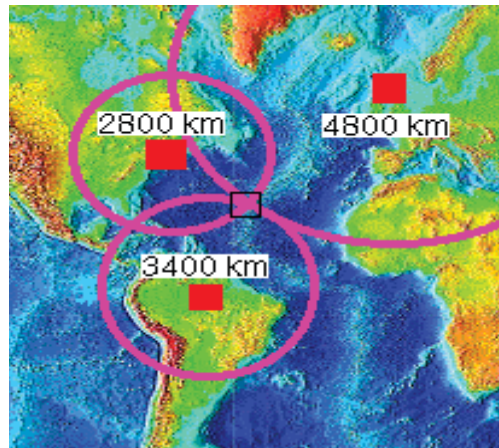


Fig.2.18

La técnica de medir la diferencia entre la llegada de las ondas S y P, llamada S-P entre los sismólogos, no es la única forma de determinar el epicentro.

En general la determinación del epicentro de un sismo es mejor entre mas estaciones lo registren y entre mas ampliamente alrededor del epicentro estén distribuidas. La información obtenida de muchas estaciones es tratada estadísticamente en un proceso iterativo en el que la posición del epicentro va siendo refinada y se utilizan para esto tanto las diferencias S-P como los tiempos de llegada de las ondas.

2.9 Escala de Magnitud e Intensidad

Las escalas de magnitud e intensidad se utilizan para cuantificar o medir los sismos. La escala de magnitud está relacionada con la energía liberada como ondas sísmicas; la intensidad, con los daños producidos por el sismo. Ambas escalas son necesarias puesto que miden aspectos diferentes de la ocurrencia de un sismo. Así, la escala de magnitud está relacionada con el proceso físico mismo, mientras que la intensidad lo está con el impacto del evento en la población, las construcciones y la naturaleza.

Uno de los mayores problemas para la medición de un sismo es la dificultad inicial para coordinar los registros obtenidos por sismógrafos ubicados en diferentes puntos (Red Sísmica), de modo que no es inusual que las informaciones preliminares sean discordantes ya que se basan en informes que registraron diferentes amplitudes de onda. Determinar el área total abarcada por el sismo puede tardar varias horas o días de análisis del movimiento mayor y de sus réplicas.

Una vez coordinados los datos de las distintas estaciones, lo habitual es que no haya una diferencia asignada mayor a 0.2 grados para un mismo punto. Esto puede ser más difícil de efectuar si ocurren varios sismos cercanos en tiempo o área.

Aunque cada sismo tiene una magnitud única, su efecto variará grandemente según la distancia, la condición del terreno, los estándares de construcción y otros factores.

2.9.1 Magnitud de Escala Richter (Se expresa en números árabigos)



Fig.2.19 Dr. Charles F. Richter

Representa la energía sísmica liberada en cada movimiento de Tierra y se basa en el registro sismográfico. Es una escala que crece en forma potencial o semilogarítmica, de manera que cada punto de aumento puede significar un aumento de energía diez o más veces mayor. Una magnitud 4 no es el doble de 2, sino que 100 veces mayor. Entre magnitud 2 y magnitud 4, lo que aumenta 100 veces sería la amplitud de las ondas y no la energía. La energía aumentaría un factor 33 cada grado de magnitud, con lo cual sería 1000 veces cada dos unidades), ver tabla 2.1.

Magnitud en Escala Richter	Efectos del terremoto
Menos de 3.5	Generalmente no se siente, pero es registrado
3.5 - 5.4	A menudo se siente, pero sólo causa daños menores
5.5 - 6.0	Ocasiona daños ligeros a edificios
6.1 - 6.9	Puede ocasionar daños severos en áreas muy pobladas.
7.0 - 7.9	Terremoto mayor. Causa graves daños
8 o mayor	Gran terremoto. Destrucción total a comunidades cercanas.

Tabla 2.1 Efectos del terremoto según escala Richter

Esta escala es “abierta”, de modo que no hay un límite máximo teórico, salvo el dado por la energía total acumulada en cada placa, lo que sería una limitación de la Tierra y no de la Escala

El gran mérito del Dr. Charles F. Richter, ver figura 2.19, (del California Institute for Technology, 1935) consiste en asociar la magnitud del sismo con la “amplitud” de la onda sísmica, lo que redundó en propagación del movimiento en un área determinada. El análisis de esta onda (llamada “S”) en un tiempo de 20 segundos en un registro sismográfico, sirvió como referencia de “calibración” de la escala. Teóricamente en esta escala pueden darse sismos de magnitud negativa, lo que corresponderá a leves movimientos de baja liberación de energía de igual o menor magnitud que el movimiento correspondiente a la escala referencia de calibración de magnitud cero.

Una buena manera de imaginarse la energía liberada por un sismo según la Escala de Richter, es compararla con la energía liberada por la detonación de TNT.

Apreciaremos que la escala es de tipo logarítmico, es decir, no aumenta en proporción directa. En general la energía se va multiplicando por 30 por cada grado de aumento de la escala.

MAGNITUD RICHTER	EQUIVALENCIA EN TNT	EJEMPLOS (aproximado)
-1.5	6 onzas (170 gramos)	Romper una roca en una mesa de laboratorio
1.0	30 libras (13 kilogramos)	Una pequeña explosión en un sitio de construcción
1.5	320 libras (145 kg)	
2.0	1 tonelada	Una gran explosión minera
2.5	4,6 toneladas	
3.0	29 toneladas	
3.5	73 toneladas	
4.0	1.000 toneladas	Arma Nuclear pequeña
4.5	5.100 toneladas	Tornado promedio
5.0	32.000 toneladas	
5.5	80.000 toneladas	Terremoto de Little Skull Mtn., NV, 1992
6.0	1.000.000 de toneladas (un megatón)	Terremoto de Double Spring Flat, NV, 1994
6.5	5.000.000 de toneladas	Terremoto de Northridge, CA, 1994
7.0	32.000.000 de toneladas	Terremoto de Hyogo-Ken Nanbu, Japon, 1995
7.5	160.000.000 de toneladas	Terremoto de Landers, CA, 1992
8.0	1.000.000.000 de toneladas	Terremoto de San Francisco, CA, 1906
8.5	5.000.000.000 de toneladas	Terremoto de Anchorage, AK, 1964
9.0	32.000.000.000 de toneladas	Terremoto de Chile, 1960
10.0	1 billón (1.000.000.000.000) de toneladas (1 gigatón)	Energía acumulada en Falla tipo San Andrés
12.0	160 billones (160.000.000.000.000) de toneladas	¡¡Fracturar la tierra en la mitad por el centro ¡! o la energía solar recibida diariamente en la Tierra

Tabla 2.2 Comparación de energía con la escala Richter

2.9.2 Intensidad en Escala de Mercalli (Modificada en 1931 por Harry O. Wood y Frank Neuman) Se expresa en números romanos.

Creada en 1902 por el sismólogo italiano Giuseppe Mercalli, no se basa en los registros sismográficos sino en el efecto o daño producido en las estructuras y en la sensación percibida por la gente. Para establecer la Intensidad se recurre a la revisión de registros históricos, entrevistas a la gente, noticias de los diarios públicos y personales, etc. La Intensidad puede ser diferente en los diferentes sitios reportados para un mismo sismo (la Magnitud Richter, en cambio, es una sola) y dependerá de:

- a) La energía del terremoto,
- b) La distancia de la falla donde se produjo el terremoto,
- c) La forma como las ondas llegan al sitio en que se registra (oblicua, perpendicular, etc.)
- d) Las características geológicas del material subyacente del sitio donde se registra la Intensidad y, lo más importante,
- e) Cómo la población sintió o dejó registros del terremoto.

Los grados no son equivalentes con la escala de Richter. Se expresa en números romanos y es proporcional, de modo que una Intensidad IV es el doble de II.

La tabla 1.3 nos muestra la relación entre la magnitud y su efecto.

Grado I	Sacudida sentida por muy pocas personas en condiciones especialmente favorables.
Grado II	Sacudida sentida sólo por pocas personas en reposo, especialmente en los pisos altos de los edificios. Los objetos suspendidos pueden oscilar.
Grado III	Sacudida sentida claramente en los interiores, especialmente en los pisos altos de los edificios, muchas personas no lo asocian con un temblor. Los vehículos de motor estacionados pueden moverse ligeramente. Vibración como la originada por el paso de un carro pesado. Duración estimable
Grado IV	Sacudida sentida durante el día por muchas personas en los interiores, por pocas en el exterior. Por la noche algunas despiertan. Vibración de vajillas, vidrios de ventanas y puertas; los muros crujen. Sensación como de un carro pesado chocando contra un edificio, los vehículos de motor estacionados se balancean claramente.
Grado V	Sacudida sentida casi por todo el mundo; muchos despiertan. Algunas piezas de vajilla, vidrios de ventanas, etcétera, se rompen; pocos casos de agrietamiento de aplanados; caen objetos inestables. Se observan perturbaciones en los árboles, postes y otros objetos altos. Se detienen de relojes de péndulo.

Grado VI	Sacudida sentida por todo mundo; muchas personas atemorizadas huyen hacia afuera. Algunos muebles pesados cambian de sitio; pocos ejemplos de caída de aplanados o daño en chimeneas. Daños ligeros.
Grado VII	Advertido por todos. La gente huye al exterior. Daños sin importancia en edificios de buen diseño y construcción. Daños ligeros en estructuras ordinarias bien construidas; daños considerables en las débiles o mal planeadas; rotura de algunas chimeneas. Estimado por las personas conduciendo vehículos en movimiento.
Grado VIII	Daños ligeros en estructuras de diseño especialmente bueno; considerable en edificios ordinarios con derrumbe parcial; grande en estructuras débilmente construidas. Los muros salen de sus armaduras. Caída de chimeneas, pilas de productos en los almacenes de las fábricas, columnas, monumentos y muros. Los muebles pesados se vuelcan. Arena y lodo proyectados en pequeñas cantidades. Cambio en el nivel del agua de los pozos. Pérdida de control en las personas que guían vehículos motorizados.
Grado IX	Daño considerable en las estructuras de diseño bueno; las armaduras de las estructuras bien planeadas se desploman; grandes daños en los edificios sólidos, con derrumbe parcial. Los edificios salen de sus cimientos. El terreno se agrieta notablemente. Las tuberías subterráneas se rompen.
Grado X	Destrucción de algunas estructuras de madera bien construidas; la mayor parte de las estructuras de mampostería y armaduras se destruyen con todo y cimientos; agrietamiento considerable del terreno. Las vías del ferrocarril se tuercen. Considerables deslizamientos en las márgenes de los ríos y pendientes fuertes. Invasión del agua de los ríos sobre sus márgenes.
Grado XI	Casi ninguna estructura de mampostería queda en pie. Puentes destruidos. Anchas grietas en el terreno. Las tuberías subterráneas quedan fuera de servicio. Hundimientos y derrumbes en terreno suave. Gran torsión de vías férreas.
Grado XII	Destrucción total. Ondas visibles sobre el terreno. Perturbaciones de las cotas de nivel (ríos, lagos y mares). Objetos lanzados en el aire hacia arriba.

Tabla 1.3 Efectos del terremoto según escala de Mercalli

2.10 Terremotos históricos del mundo

Como se podrá observar en la tabla 2.4, donde se mencionan algunos de los terremotos más importantes en todo el planeta, el mayor daño ocasionado no siempre corresponde al sismo de mayor magnitud.

Fecha	Magnitud	Ciudades o región	Comentarios
1138	no disponible	Aleppo, Siria	230,000 muertos
1268	no disponible	Italia / Turquía	60,000 muertos
1290	no disponible	Chihli, China	100,000 muertos
1556	no disponible	Shansi, China	830,000 muertos
1667	no disponible	Shemakha, Azerbaijón	80,000 muertos
1693	no disponible	Sicilia, Italia	60,000 muertos
1727	no disponible	Tabriz, Irán	77,000 muertos
1755	no disponible	Lisboa, Portugal	70,000 muertos
1783	no disponible	Calabria, Italia	50,000 muertos
1906, abril 18	8.3	Estados Unidos: California	700 muertos. Llamado "Terremoto de San Francisco". Ocasiónó grandes danos; se observaron desplazamientos en el suelo. Después del temblor ocurrieron grandes incendios. Este fue el primer terremoto estudiado con detalle.
1906, agosto 16	8.6	Chile: Valparaiso, Santiago	20,000 muertos
1920, diciembre 16	8.5	China: Kansu y Stransi	200,000 muertos
1923, septiembre 1	8.3	Tokio, Yokojawa	99,330 muertos, conocido como el terremoto de Kwanto. Tuvo desplazamientos de hasta 4.5m y le sucedieron grandes incendios.
1927, mayo 22	8.0	China, Xining, Nan Shan	200,000 muertos, grandes fallas, se sintió hasta Pekín.
1939, junio 25	8.3	Chile, Chillan	28,000 muertos
1939, diciembre 26	7.9	Turquia: Erzincan	30,000 muertos, se detectaron movimientos oscilatorios de 3.7 m de desplazamiento con movimientos trepidatorios menores.
1950, Agosto 15	8.6	India/Assam/ Tibet	1,530 muertos
1960, mayo 22	9.5	Chile: Concepción Valparaiso	De 6,000 a 10,000 muertos, causó muchas víctimas y grandes danos en Concepción y áreas circunvecinas, dejando cerca de 2,000,000 de damnificados y danos cuantificados en más de 300 millones de dólares. Produjo un maremoto que causó danos en Hawai y Japón.
1964, marzo 28	9.4	Alaska, Anchorage	173 muertos, destrucción en Alaska. Se abrieron grietas en las carreteras y los vehículos en movimiento fueron sacados de su curso. Se estimó en 129,500 kilómetros cuadrados el área de danos y produjo un maremoto registrado en las costas de Hawai. Se quebrantó seriamente la economía de Alaska.
1970, mayo 31	7.7	Peru: Huara, Chimbote, Yungay	De 50,000 a 70,000, derrumbes e inundaciones. La peor catástrofe registrada en Perú por un terremoto en este siglo

1972, diciembre 23	5.6 6.2	Nicaragua, Managua	De 4,000 a 6,000 muertos, miles de heridos. La ciudad de Managua fue casi totalmente destruida
1976, febrero 4	6.2 7.5	Guatemala, Guatemala	3,000 muertos y se calculan 76,000 heridos. La mayor intensidad de ubicó en el área de Mixco
1976, agosto 27	8.2	China: Noreste	655,237 muertos cerca de 800,000 heridos y daños en el área de Tanshan. Este terremoto es probablemente el más mortífero de los últimos 4 siglos y el 2o. mas fuerte que registra la historia moderna.
1978, septiembre 16	7.7	Irán	De 11,000 a 15,000 muertos, muchos heridos y daños considerables en Bozonabad y áreas circunvecinas.
1990	7.7	Gilán, Irán	35,000 muertos
1994, enero 17	6.6	Estados Unidos:	Aprox. 76 muertos, sentido en el sureste de Estados Unidos y noroeste de México. Grandes daños en obras civiles y particulares. La ciudades mas dañadas fueron los Ángeles y Santa Mónica, California
2003	6.8	Bam, Irán	31,000 muertos
2004	9.0	Sur de Asia	55,000 muertos

Tabla 2.4 Terremotos importantes en todo el planeta

De acuerdo a estadísticas, la ocurrencia de sismos de distintas magnitudes en todo el planeta por año se presenta en la tabla 2.5

MAGNITUD	NÚMERO PROMEDIO
≥8	2
7	20
6	100
5	3,000
4	15,000
≤3	150,000

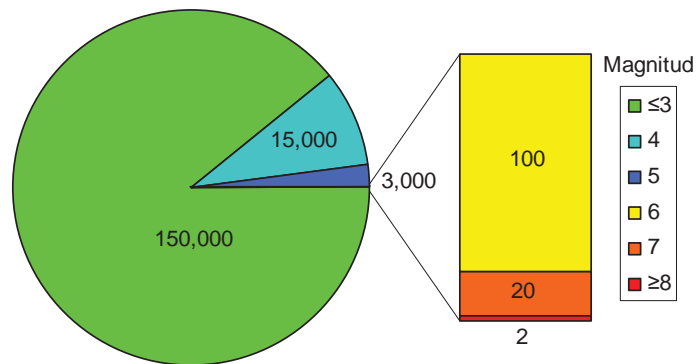


Tabla 2.5 Promedio de sismos en el mundo anualmente

2.11 Sismisidad en México

En nuestro país el desarrollo instrumental empezó a principios del siglo; afortunadamente la historia de los grandes sismos del país no dejó de ser registrada en un gran número de documentos.

En 1910 se inauguró la red sismológica mexicana. Desde esa fecha hasta nuestros días se ha mantenido una observación continua de los sismos cuyos registros se conservan en la Estación Sismológica de Tacubaya y otras instalaciones del Instituto de Geofísica de la UNAM, institución encargada de operar el Servicio Sismológico Nacional (SSN) y su red de estaciones

sismológicas. Desde 1992 el SSN inició un proyecto de modernización que pretende establecer estaciones con una cobertura más amplia y una localización más estratégica. Las estaciones estarán dotadas de sismógrafos modernos de banda ancha con señales enviadas por telemetría a las instalaciones del SSN en el Instituto de Geofísica.

Con la red existente, ha sido posible conocer la sismicidad global del país, la figura 2.20 muestra los sismos ocurridos en México durante el periodo señalado.

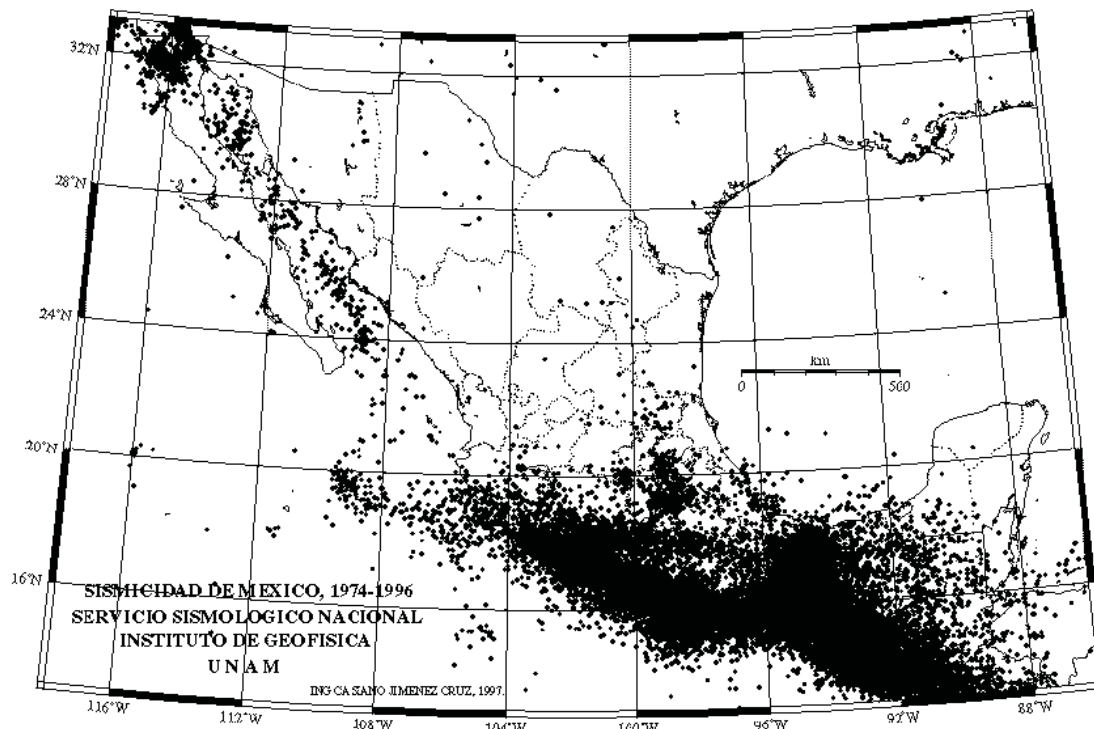


Fig.2.20 Sismos ocurridos en México de 1974 a 1996

Nótese que las zonas de mayor sismicidad se concentran en la costa occidental del país a lo largo del borde de varias placas cuyo contacto tiene expresión en un bajo topográfico conocido como trinchera. Aunque la Ciudad de México no se encuentra sobre la costa, se encuentra lo suficientemente cercana para experimentar los efectos de los sismos; la causa de que estos sean mas dañinos en esta que en otros lugares radica entre otras cosas en la naturaleza de su terreno.

A continuación se muestra una descripción de los efectos de los sismos más importantes ocurridos en México.

Fecha	Magnitud	Ciudades o región	Comentarios
1911, junio	7 7.0	Jalisco-Colima	45 muertos, gran destrucción en Cd. Guzmán Jal.; ha sido uno de los temblores mas fuertes que han ocurrido en los últimos 100 años, se reportaron 45 muertos en el Distrito Federal
1932, junio 3	8.2	Jalisco-Colima	Grandes daños en poblaciones de los Estados de Colima y el occidente de Jalisco. La ciudad de Colima fue la mas dañada
1937, julio 16	7.0	Oaxaca-Puebla	Grandes daños en Esperanza Pue.
1957, julio 29	7.8	Guerrero: San Marcos	55 muertos, miles de heridos y daños materiales en varios Estados. La población mas dañada fue San Marcos, Gro.
1968, agosto 2	6.3 7.1	Oaxaca: Pinotepa	Se estima que hubo varios muertos y miles de heridos. Grandes danos materiales en Pinotepa.
1973, enero 30	6.2 7.5	Colima	50 muertos, 300 heridos y 30 poblaciones afectadas severamente.
1973, agosto 28	6.8	Oaxaca-Puebla	600 muertos miles de heridos y damnificados. Cd. Serdan destruida: daños considerables en las ciudades de Puebla, Orizaba, Oaxaca y México. 77 pueblos dañados seriamente.
1978, noviembre 28	6.8	Oaxaca: Miahuatlan	Daños en Loxicha, Oaxaca. Es quizá el temblor que mas se ha estudiado en México
1980, octubre 24	6.5	Oaxaca: Huajuapán	50 muertos, fuertes daños en la región fronteriza de los estados de Puebla, Oaxaca y Guerrero. Principalmente en Huajuapán de León, Oaxaca.
1985, septiembre 19	8.1	Michoacán-Colima	Mas de 6 500 muertes, grandes daños en la región oeste de México. Principalmente los Estados de: Michoacán, Colima y Jalisco; Ciudad Guzmán fue la mas dañada de esta región. Este temblor ocasionó la muerte de miles de habitantes de la Ciudad de México y severos daños a obras civiles y particulares. Por la magnitud de este desastre, se resintió la economía del país a la vez que ocasionó un gran impacto emocional a la población.

Tabla 2.6 Terremotos importantes en México

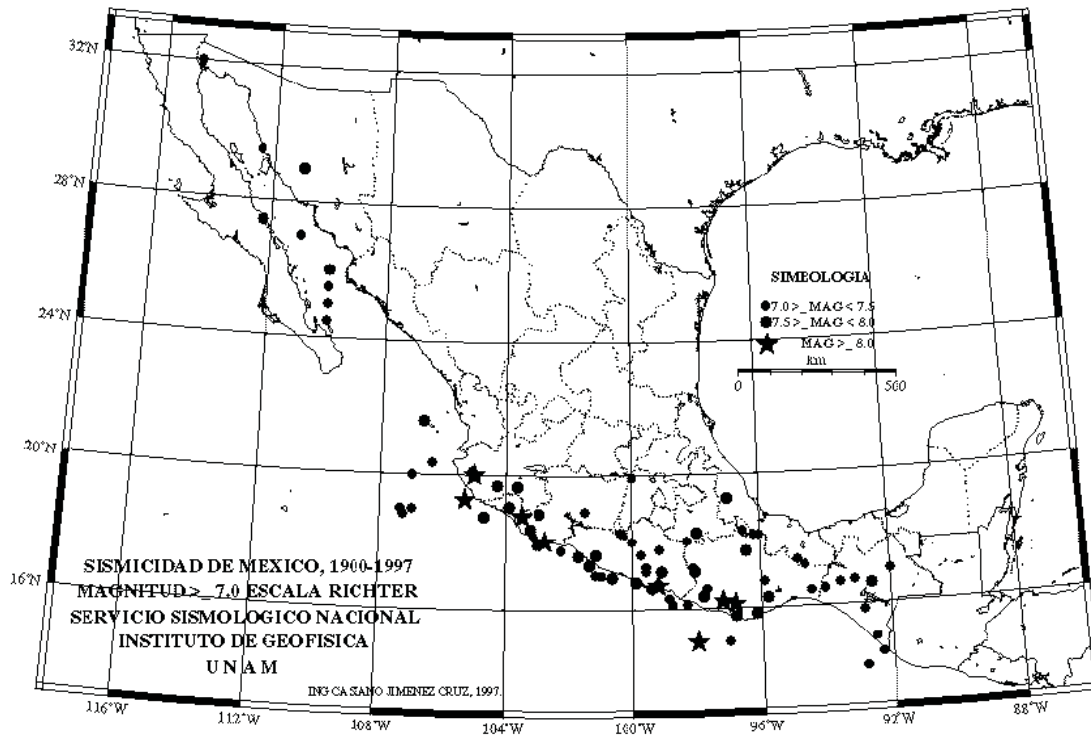


Fig.2.21 Epicentros de algunos de los terremotos más importantes ocurridos en México.

2.12 Predicción de los terremotos

La predicción sísmica y en concreto, la búsqueda de precursores sísmicos han sido objetivos permanentes de la sismología desde sus inicios como ciencia moderna. Los intentos de predecir tamaño, dónde y cuándo se producirá un terremoto han tenido cierto éxito en los últimos años. China, Japón, Rusia, y los Estados Unidos son los países que más activamente han apoyado estas investigaciones. En 1975, los chinos predijeron el sismo de magnitud 7.3 en Haicheng y pudieron evacuar a 90,000 residentes sólo dos días antes de que el terremoto destruyera el 90% de los edificios de la ciudad. Uno de los indicios que facilitó la predicción fue una cadena de temblores de baja magnitud, conocidos como preámbulos o sacudidas anteriores, que habían comenzado unos cinco años antes en la zona.

Otros indicios potenciales que se estudian son la inclinación o abombamiento de la superficie de la tierra y los cambios en su campo magnético, en los niveles de agua de los pozos, la cantidad de radón (un gas radiactivo) disuelto en el agua subterránea, la velocidad de las ondas sísmicas que atraviesan

el área provenientes de temblores cercanos y hasta en el comportamiento de los animales. Un nuevo método en estudio conlleva la medición del aumento de la presión en la corteza de la Tierra. La mayoría de las predicciones no dejan de ser estimaciones aproximadas, pero en la medida en que se efectúen progresos en la sismología y la tectónica de placas, la exactitud de las predicciones mejorará, lo que se traducirá en una alerta previa más precisa y menos víctimas mortales.

Las investigaciones realizadas en el pasado, han mostrado que existe un conjunto de variaciones que se producen cerca de la superficie terrestre (atmósfera, ionosfera y magnetosfera) y que están asociadas con la actividad sísmica, estas variaciones pueden ser investigadas por el monitoreo de las señales en laboratorios terrestres y por satélites. Las variaciones ionosféricas se presentan sobre todo en la capa F y son las variaciones que se busca medir principalmente desde el espacio.

2.13 Estudios sobre precursores sísmicos

Como se mencionó anteriormente, existen diversas líneas de investigación referente al estudio de precursores sísmicos por todo el mundo, sin embargo muchas de ellas se pueden agrupar dependiendo de la técnica utilizada como principal línea de investigación. A continuación se presenta una clasificación de diversos estudios de precursores sísmicos.

2.13.1 Estadística sísmica.

Se basa en el estudio y análisis constante por largos periodos de registro de sismos en torno a fallas. Busca determinar la "Etapa a". Se conoce como "Etapa a" a la dispersión de los sismos en torno del futuro epicentro, lo que nos lleva al periodo de quietud sísmica necesario para acumular grandes esfuerzos. Si se marca en un mapa los epicentros de los sismos de la etapa a se obtendrá el conocido "patrón de dona" que nos mostrará la futura zona epicentral cerca del centro de la dona. A veces existe una "Etapa b" que rompe el periodo de silencio sísmico un par de días antes del evento en sí. La migración de epicentros puede llegar a concentrar esfuerzos en lugar de liberarlos. Dichos sismos dispersos suelen ser de magnitudes muy pequeñas y sin que representen algún peligro en la zona sin embargo se consideran precursores de un sismo de magnitud catastrófica.

2.13.2 Cambios topográficos.

La dilatación de la corteza (vertical y lateral) puede ser detectada desde el espacio por medio de percepción remota analizando las imágenes obtenidas y concentrándose en los cambios que estas sufren. Esta deformación se puede relacionar con la tensión acumulada. Dicha técnica utiliza el procesamiento de imágenes para lograr identificar los cambios generados en las mismas por dichas deformaciones. Uno de estos métodos para lograrlo es el Radar de Apertura Interferométrica-Sintética (Interferometric-Synthetic Aperture Radar, InSAR). Básicamente, InSAR es un proceso en el cual dos imágenes de radar de un área

tectónica se combinan en una operación llamada fusión de datos, con lo cual se puede detectar cualquier cambio en el movimiento de la superficie. Esta técnica es suficientemente sensible para detectar lentos movimientos del suelo tan pequeños como de sólo 1mm por año. Esta clase de sensibilidad, combinada con la amplitud de la visión que los satélites pueden ofrecer, permite a los científicos observar los pequeños movimientos y contorsiones de los terrenos alrededor de las líneas de falla, observando estos movimientos pueden deducir qué puntos de tensión elevada se están generando.

La figura 2.22 muestra los resultados de utilizar la técnica InSAR con el terremoto de 7.1° en la escala de Richter ocurrido en California el 16 de octubre de 1999 y donde se han superpuesto dos imágenes tomadas los días 15 de septiembre y 20 de octubre mostrándose la deformación creada por el terremoto.

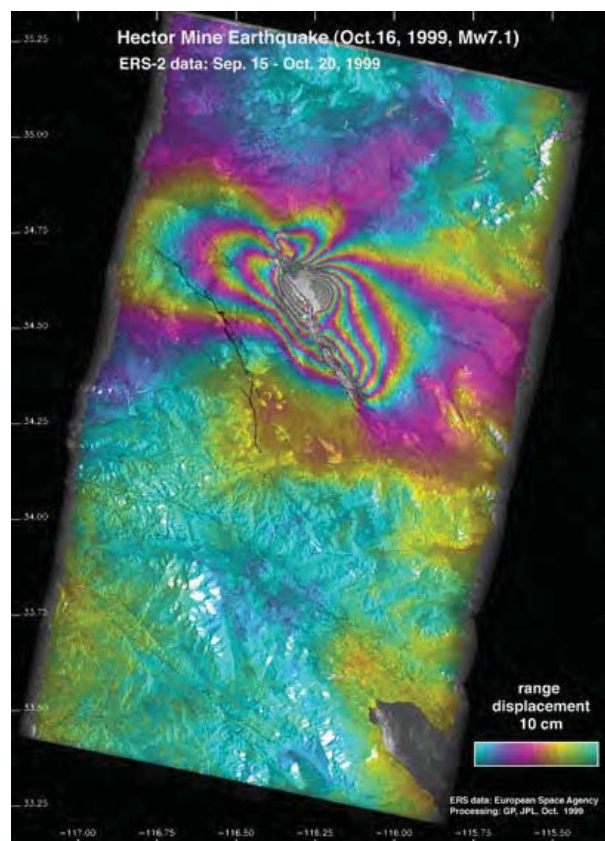


Fig.2.22 Resultado del uso de la técnica InSAR

2.13.3 Anomalías térmicas

Los esfuerzos en la corteza previos a un terremoto generan calor, lo que puede ser detectado como anomalías infrarrojas del orden de los 4° C. La razón por la cual se genera dichas anomalías aún no se ha descifrado con certeza, sin embargo existe una teoría que propone que las rocas ordinarias son aislantes, sin embargo, las rocas sometidas a grandes presiones, actúan a veces como semiconductores. Se cree que antes de un sismo, pares de cargas positivas llamadas 'electrones desertores' o 'agujeros positivos' se separan y emigran a la superficie de las rocas presionadas. Allí se combinan unos con otros y en el

proceso liberan radiación infrarroja. Los experimentos tienden a prestar credibilidad a esta explicación, pero es todavía una teoría nueva que no ha ganado amplia aceptación en la comunidad científica. A manera de comprobación se tienen los ejemplos de dos terremotos recientes el de Zhangbei en China (1998) y Gujarat en India (2001). En el primero las temperaturas en la región rondaban los -20° C. Justo antes del terremoto, los sensores termales detectaron variaciones de temperatura de hasta 6° a 9° . El segundo se presentó el 26 de enero de 2001 y días antes se presentaron anomalías que llegaron hasta los 4° como se puede observar en la figura 2.23, imagen en infrarrojo de la región circundante a Gujarat, el 21 de Enero de 2001. La estrella blanca marca el epicentro y las áreas amarillo-naranja señalan las anomalías termales que aparecieron días antes del terremoto.

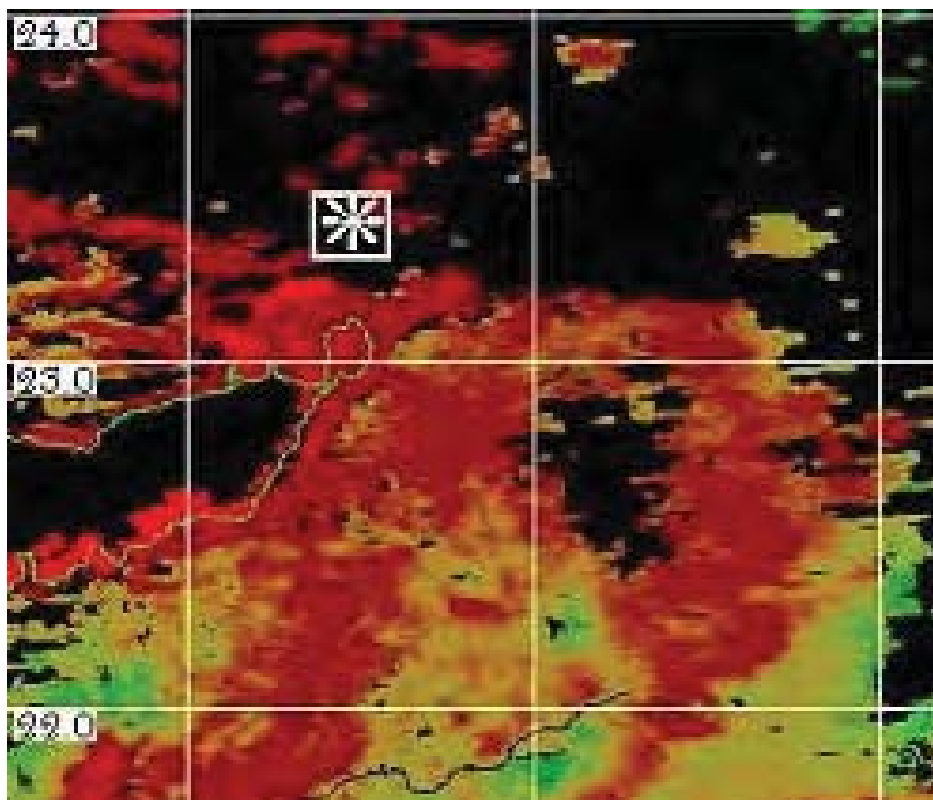


Fig.2.23 Anomalías térmicas en Gujarat

2.13.4 Anomalías Magnéticas

Se ha observado también que antes de un terremoto se incrementa la radiación de señales magnéticas de baja frecuencia. Está documentada la anomalía magnética que comenzó dos semanas antes del terremoto de Loma Prieta, California (1989). Las corrientes eléctricas en la roca podrían explicar dicho fenómeno. En el caso de Loma Prieta, casi dos semanas antes del sismo las lecturas de las señales magnéticas de baja frecuencia (0.01-0.02 Hz) saltaron hasta 20 veces por encima de los niveles normales y subieron incluso a niveles más altos el día del terremoto. Sin embargo la causa de estas señales aún es

desconocida, hay teorías que incluyen el movimiento de aguas profundas, conductoras de iones, dentro de fracturas generadas por la rotura de las rocas, energía electromagnética liberada por electrones desprendidos de rocas cristalinas como el granito y un efecto piezo-magnético desencadenado por la presión aplicada a cierto tipo de rocas. La figura 2.24 muestra las señales magnéticas de baja frecuencia recogidas durante 31 días alrededor del sismo de Loma Prieta, California en 1989.

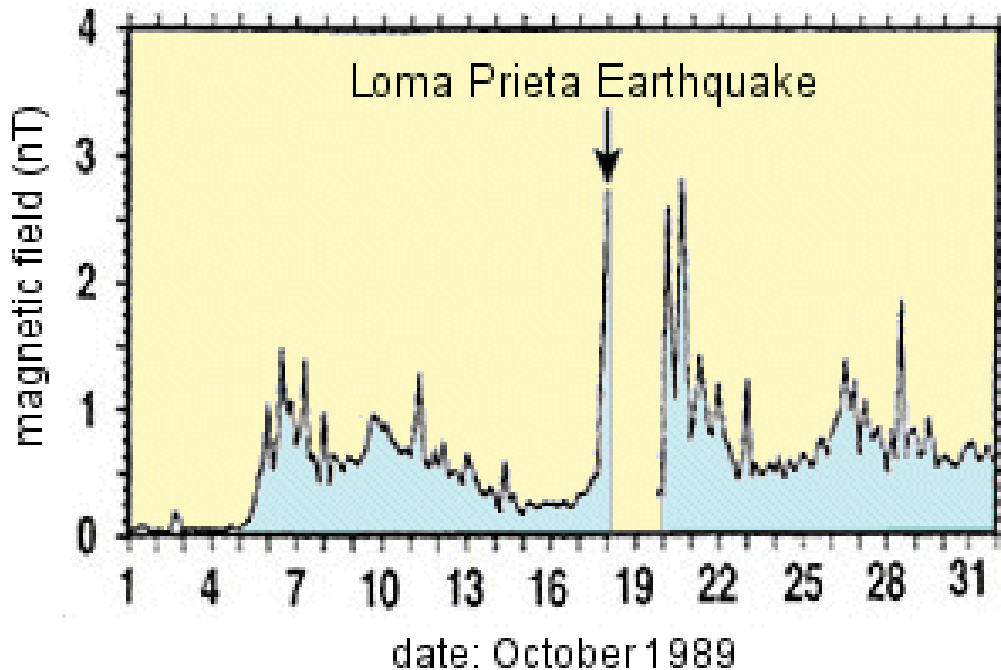


Fig.2.24 Anomalías Magnéticas

2.13.5 Patrón de nubes

De manera reciente también ha surgido de idea de que la formación de patrones muy particulares en nubes sobre las zonas de falla pueden ser considerados como precursores. Analizando las imágenes de nubes en regiones afectadas por algún terremoto se han observado ciertas nubes características que se forman en los días previos, la dirección y tamaño de estas particulares nubes podrían indicar además la ubicación aproximada del epicentro y su intensidad. De acuerdo a la teoría, estas nubes se formarían con gases provenientes del interior de la corteza terrestre, que llegarían a la atmósfera a través de las minúsculas grietas que se forman en el suelo durante los días previos a un terremoto. En la figura 2.25 se observa una imagen satelital tomada el 21 de diciembre de 2003 de nubes presuntamente provenientes de la falla geológica señalada entre las letras A y B. Cinco días después se presentó un terremoto en la ciudad iraní de Bam, ubicada en el lugar marcado con un asterisco.

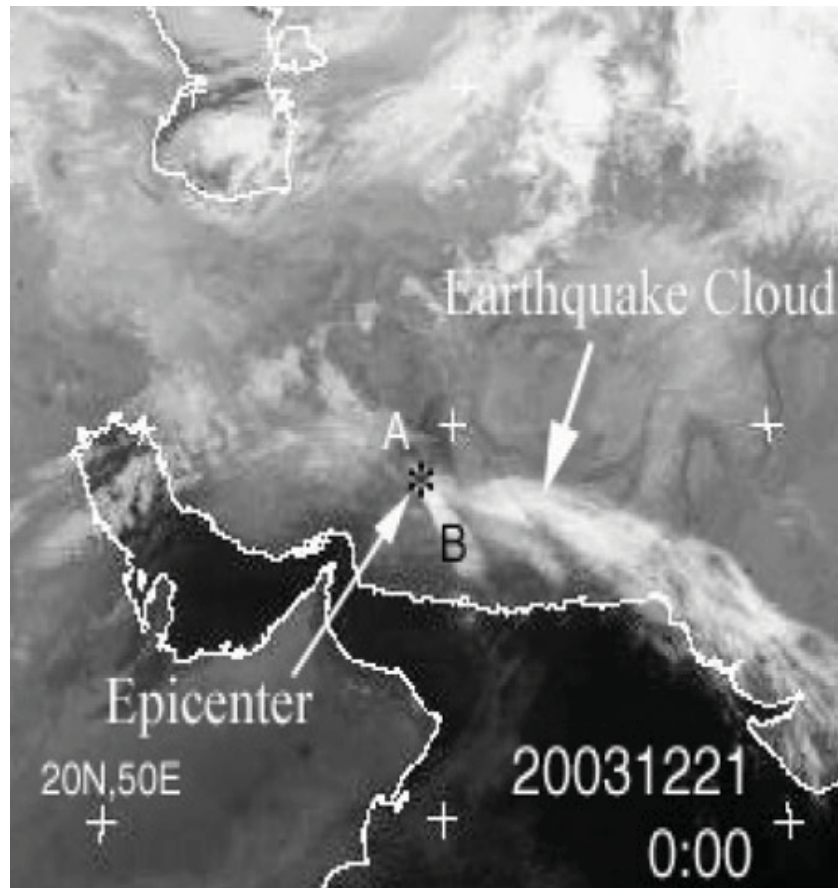


Fig.2.25 Patrón de nubes sobre zona de falla

Recientemente ha surgido la teoría de nubes iridiscentes como precursores de terremotos ya que se han presentado videos y fotografías de la presencia de estas minutos antes de un terremoto.

Cuando las nubes son delgadas y están formadas por gotas de tamaño similar, la dispersión de la luz solar las hace brillar con los colores del espectro lumínico. De hecho, cada gota se convierte en un minúsculo arco iris y de allí que estas nubes se conozcan como “nubes iridiscentes”, en clara alusión al fenómeno del arco iris. El efecto suele distinguirse en forma de bandas o manchas multicolores en los bordes de las nubes. Los colores cambian a medida que la nube va modificando su forma y posición. Las nubes conocidas como cirrocumulus y altocumulus son las que experimentan el efecto iridiscente con mayor frecuencia; y sobre todo es notable en el caso de las nubes lenticulares. La iridiscencia se observa sobre todo cuando la nube recién se está formando, ya que en ese momento la mayoría de sus gotas poseen un tamaño semejante.

Actualmente no se cuenta con el sustento para poder considerar la presencia de dichas nubes como precursores sísmicos, sin embargo en China y en el Centro de Predicción de Terremotos de Nueva York se esta investigando al respecto desde 1990.

No hay que confundir a las nubes iridiscentes de las nubes formadas con ciertos patrones consideradas como presuntos precursores sísmicos. La figura 2.26 muestra la diferencia entre ambos tipos de nubes.



Fig.2.26 Arriba nubes iridiscentes, abajo patrones presuntamente considerados como precursores sísmicos

2.13.6 Anomalías ionosféricas

Las anomalías ionosféricas como precursoras de terremotos son los efectos electromagnéticos de precursores sísmicos manifestados en la ionósfera. El estudio de estas anomalías como precursores sísmicos se inició con los trabajos de Kalashnikov y Bonchkosvsky en 1954 y desde entonces ha sido objeto de fuertes controversias. El origen de estas variaciones en los campos eléctricos y magnéticos que se manifiestan en la ionósfera son las corrientes telúricas, anomalías magnéticas locales, cambios en el campo eléctrico local, cambios en la resistividad de la zona, etc. y a dichos fenómenos se les conoce como “señales electromagnéticas” (SEMs) y en su conjunto se les llega a llamar geo-

electromagnetismo. La aparición de fenómenos eléctricos en áreas sísmicas se explica habitualmente con el modelo de dilatación-difusión-polarización, para el caso de fenómenos magnéticos en dichas áreas los mecanismos considerados como responsables de estas señales son efectos piezomagnéticos y de inducción así como un efecto inercial debido a la resistencia de los electrones a moverse por la influencia del potencial electrocinético en un medio poroso.

Además del efecto de las SEMs en la ionósfera la ionósfera presenta anomalías debido a las emisiones de la zona de falla de partículas tales como radón, gases ligeros, aerosoles submicroscópicos con contenido metálico alto, debido a la elevación del nivel freático, que al ascender a las partes bajas de la ionósfera alteran su conductividad.

En la tabla 2.7 se muestran algunas de los parámetros ionosféricos observados junto con la magnitud de perturbación provocada. Se puede observar que las SEMs provocan en las capas D y E una velocidad de deriva de las partículas cargadas provocando la formación de canales de conducción de ondas VLF y ELF.

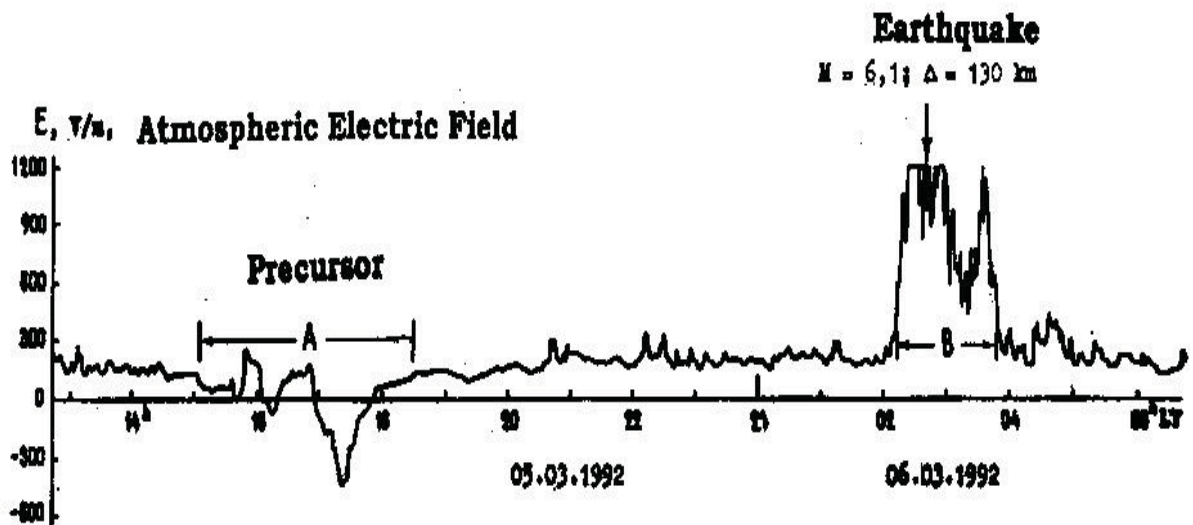


Figura 2.27 Registro del campo eléctrico cuasi-constante en Rusia en año de 1992, unas horas antes de un terremoto de magnitud 6.1

La figura 2.27 muestra los registros de un evento presentado en 1992. Los precursores ionosféricos de terremotos, representan variaciones en la densidad del plasma ionosférico, se pueden monitorear desde 5 días, hasta unas cuantas horas antes del evento sísmico. El intervalo de la variación puede ser desde 4 a 6 horas, en el caso de eventos sísmicos muy intensos puede ser de 12 horas (como el caso del terremoto de Alaska de 1964). La posición del máximo en una aérea modificada en la ionosférica, no coincide con la proyección vertical del epicentro del futuro evento sísmico. La variación ionosférica da como resultado un cambio en la distribución vertical del plasma y por lo tanto, en un aumento de la altura de la ionosfera.

Efecto	Causa posible	Magnitud
Aumento de la concentración de electrones (N_e) en la parte media (125Km) de la capa E nocturna (Kim, 1994)	Campo electrostático en superficie E_{sup} propagado a la ionósfera	$E_{sup} \approx 1000V/m$ $E_{200km} \approx 1mV/m$ $\Delta N_e/N_e \approx 20\%$
Formación de un canal de transmisión de anomalías electromagnéticas de muy baja frecuencia (VLF) registradas por satélites. Aparición o modificación de Silbidos (Hayakawa, 1993). Alteración de las señales en VLF (Mikhailov, 1997)	Formación de una inhomogeneidad en el plasma por un campo electrostático (Kim, 1994) o por liberación de radón ionosférica. La inhomogeneidad es estirada por el campo magnético	F_c pasa de 1.5kHz a 2.5-3 kHz. Ensanchamiento del espectro de frecuencias de la señal.
Aparición de ondas de gravedad en la capa F_2 (Hegai, 1997)	Calentamiento por efecto Joule de la ionósfera debido a la corriente generada por un campo electrostático de origen sísmico (altera la presión atmosférica)	$\Delta P/P \approx 0.1\%$ $T \approx 150$ min
Variaciones en el contenido total de ozono (TOC): mínimos 2-3 días antes del sismo y durante el día del terremoto, máximos 3 y 6 días después (Tertyshnikov, 1994)	Variación del campo magnético que afectaría sobre todo el O_2 (paramagnético) -Aumento en el flujo de partículas - Ondas de gravedad	TOC ≈ 10 unidades Dobson
Variaciones en la correlación de los datos de $f_b E_s$ de 2 estaciones (Liperovskaya, 1994). Anomalías en la capa E_s (Alimov, 1989)	Expansión de la capa esporádica E_s unas hora antes del terremoto	$r_{tranquilo}/r_{sismo} \approx 1.5-2$
Variaciones en el contenido de electrones en las capas E y F_2 (Funis y Shubova, 1994), (Pulinets 1998). La alteración se observa también en la zona magnética conjugada.	Descenso de la ionósfera por un cambio en la conductividad de la baja ionósfera debido a la emisión de partículas radioactivas (radón), aerosoles, etc. Ondas de gravedad y efecto Joule	Ensanchamiento del máximo de la fase. Desaparición de los picos en amplitud de la señal registrada $\Delta f_0 F_2 \approx 1MHz$ $\Delta h_0 F_2 \approx 40-90Km$
Generación espontánea de ondas VLF y propagación a la alta atmósfera (Krechetov, 1996)	Propagación de las bajas frecuencias por las líneas del campo magnético, bajo la forma de onda hidromagnéticas (Alfven)	$A \approx 10^{-5}-10^{-6}$ V/m
Variaciones en el flujo de partículas del cinturón de radiación (Ginzburg, 1994) y (Krechetov, 1996)	Ondas hidromagnéticas de Alfven que entrarían en resonancia con las partículas, alterando su ángulo de entrada y provocando así su precipitación.	flux $\approx 5-10\%$

E: Campo eléctrico, E_{sup} : campo eléctrico en la superficie terrestre, E_b : campo en la altura h, f_c : frecuencia crítica, P: presión atmosférica, T: período de la onda de gravedad, r: coeficiente de correlación de datos de $f_b E_s$ de 2 estaciones, $f_0 F_2$: frecuencia crítica de la capa F_2 (rayo ordinario), $h_0 F_2$: altura correspondiente a la frecuencia crítica de la capa F_2 , A: amplitud de la onda VLF, Flux: flujo de partículas.

Tabla 2.7 Parámetros ionosféricos con relación sísmica

Otro posible precursor de terremotos que no es estrictamente ionosférica es el efecto sismo-ozono. Este manifiesta la presencia de varios máximos y mínimos locales del contenido total de ozono (TOC) en la atmósfera, días antes y días después del sismo. La figura 2.28 muestra un esquema que resume las causas y efectos de las anomalías ionosféricas debido a sismos.

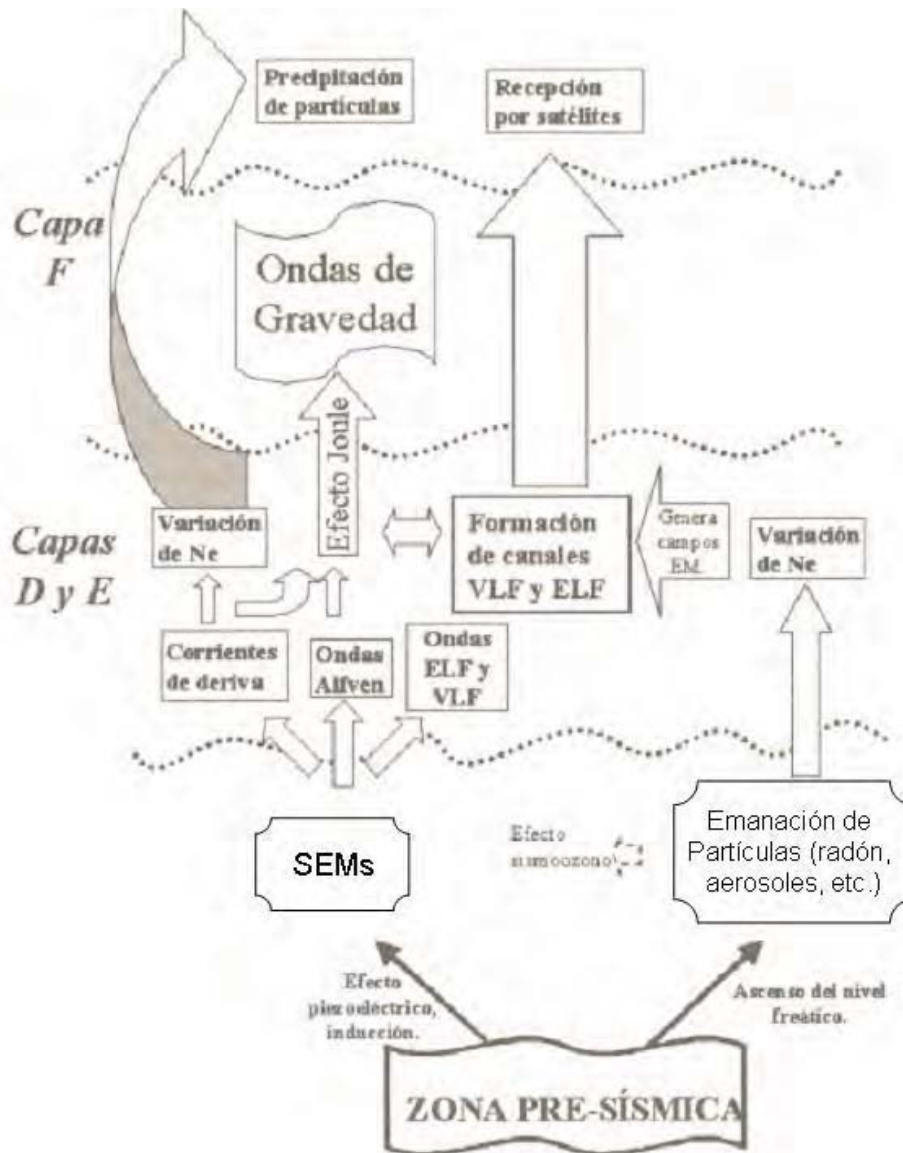


Fig.2.28 Anomalías ionosféricas relacionada con sismos

2.13.7 Otros

Existen otras técnicas que se basan principalmente en el comportamiento de ciertos animales antes de terremotos, dichas técnicas se basan en la teoría de que dentro de la especie animal existen distintos animales que tienen de forma natural sensores con los que pueden sentir variaciones en el campo magnético, el campo eléctrico, vibraciones y algunos otros fenómenos que se observan como

precursores de terremotos. De ahí el interés de observar el comportamiento de dichos animales. Animales como sapos, pez gato, perros, el ganado bovino, las ratas y ratones, hormigas, palomas, gallinas, abejas, gatos y la razón es que estas especies viven cerca del hombre y son mucho mas observado por este.



Fig. 2.28 Sapos aparentemente huyendo de la ciudad China Mianayan un día antes del terremoto que sacudió a la región el 12 de mayo de 2008.

Debido a que existen diversas técnicas y estudios al respecto de la predicción de terremotos, la Asociación Internacional de Sismología y Física del Interior de la Tierra (IASPEI) sugirió en 1989 la elaboración de una lista de fenómenos candidatos a ser considerados como precursoros de terremotos. La elección se dio de acuerdo a los siguientes criterios:

- La anomalía observada debe tener relación con la deformación, el esfuerzo o algún mecanismo tectónico que conduzca al terremoto.
- Debe ser observada al mismo tiempo por dos o más instrumentos en dos o más lugares.
- Su amplitud debe conservar relación con la distancia al lugar del epicentro.
- El tamaño relativo de la zona peligrosa respecto al total de la zona estudiada debe satisfacer determinados criterios para que el método sea aceptable.

2.14 Conclusiones

A.- Los terremotos son un fenómeno natural que tiene efectos devastadores en un país. Por ello los estudios de precursoros sísmicos, a pesar de ser polémicos muchos de ellos, tienen como perspectiva la predicción de los terremotos.

B.- Existen criterios que debe cumplir un precursor de terremotos, de los 40 fenómenos candidatos a ser considerados precursores, 5 han sido incluido en la relación preliminar de precursores significativos estos son: sismos premonitores (horas a meses), pre-eventos (meses a años), silencio sísmico antes de fuertes réplicas, disminución de la concentración del radón y la temperatura del agua subterránea, y aumento del nivel del agua subterránea.

C.- Aunque ninguno de ellos se relaciona con los fenómenos electromagnéticos, no significa que los estudios de estos deban ser abandonados o descartados, sino que la información que proporcionan no es lo suficientemente segura como para poder utilizarla en una predicción fiable.

Capítulo 3

Satélites artificiales

3.1 Introducción.

Desde la puesta en órbita con éxito del Sputnik-I primer satélite artificial en 1957, la humanidad ha utilizado diversos tipos de satélites para diversas aplicaciones, desde las comunicaciones hasta el espionaje. Sin embargo, para la mayoría de la gente, cuando escuchan hablar de satélites los relacionan primeramente con los costosos satélites geoestacionarios para telecomunicaciones y por eso relacionan que todo aquello relacionado con satélites es muy caro. Por ello es importante conocer las diferentes clasificaciones que se le pueden dar a un satélite.

El diseño y construcción de sistemas y subsistemas de un satélite así como el satélite en general requieren de una tecnología distinta a la usada comúnmente para diseñar y construir algún artefacto que sea utilizado a nivel terrestre. Esto se debe al distinto entorno sobre el cual trabajarán cada uno de éstos aparatos. A nivel terrestre tenemos una atmósfera que nos protege de la hostilidad del espacio, además tenemos acceso más fácilmente al aparato que cuando éste se encuentra en el espacio. Consideraciones tales como el consumo energético, el tipo de materiales empleados y el peso del aparato, se toman en cuenta con mayores restricciones cuando se trata de un aparato que irá al espacio. Debido a que el espacio es un entorno distinto al que existe bajo la atmósfera, es importante estudiarlo antes de colocar algo en éste, para disminuir la probabilidad de falla del aparato una vez que dicho artefacto se encuentre en el espacio. Así mismo es importante conocer la forma de llegar a éste, para saber que otros factores pueden afectar nuestro aparato.

Un satélite artificial es un aparato fabricado por el hombre y lanzado al espacio que gira de forma útil al rededor de la tierra o algún otro cuerpo celeste. En 1945 el escritor ingles Arthur C. Clarke, publica en la revista Wireless World el artículo "Extra-terrestrial Relays" (Retransmisión extraterrestre) ver figura 3.1. En dicho artículo proponía el uso de tres objetos en una órbita geoestacionaria para retransmitir señales provenientes de la tierra y conseguir con ello comunicaciones globales. Este artículo es el primero que propone el uso de objetos en el espacio para uso de telecomunicaciones. Por la aportación de Clarke hoy en día a la órbita geoestacionaria se le conoce también como órbita de Clarke. La idea de Clarke impulso el desarrollo de los satélites llegando a su primer éxito el 4 de Octubre de 1957 día en que un satélite soviético de 84Kg, de forma esférica de 60cm de diámetro para la detección de impacto de micro meteoritos, opera por 21 días enviando la información de sus mediciones en clave morse a la tierra. El satélite fue conocido como Sputnik-I, ver figura 3.2.

EXTRA-TERRESTRIAL RELAYS

Can Rocket Stations Give World-wide Radio Coverage?

ALTHOUGH it is possible, by a suitable choice of frequencies and means, to provide satisfactory circuits between any two points in regions of the earth for a large part of the time, long distance communication is greatly hampered by the peculiarities of the ionosphere, and there are even occasions when it may be impossible. A true broadcast service, giving constant field strength at all times over the whole globe would be invaluable, not only to any independent, in a world market.

Translating through the telephone and telegraph lines, a direct communication system cannot be employed at all. The service area of a television station on a very good site is only about a hundred miles across. To cover a small country such as Great Britain would require a network of transmitters, connected by suitable lines, waveguides or VLF relay links. A recent theoretical study has shown that such a system would require repeaters at intervals of fifty miles or less. A system of this kind could provide television coverage at a very considerable cost, over the whole of a small country. It would be out of the question to provide a large continent with such a service, and only the main centers of population could be included in the network.

The problem is equally serious when an attempt is made to link television networks in different parts of the globe. A relay chain several thousand miles long would cost millions, and transatlantic service would still be impossible. Similar considerations apply to the provision of which links are such as high speed facsimile which are by their nature not suited to the ultra-high frequencies.

Many may consider the solution proposed in this discussion too far-fetched to be taken very seriously. Such an attitude is understandable, but everything envisaged here is a

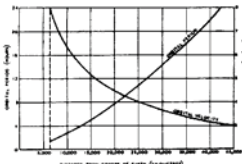


Fig. 1. Variation of orbital period and velocity with distance from the surface of the earth.

Also would have reached more than half the velocity.

It will be possible in a few more years to build into controlled orbits which can be entered into such orbits beyond the limits of the atmosphere and left to burn.

On the higher frequency it is not difficult to produce beams less than a degree in width, and, as mentioned before, these would be on optical wavelengths, on the size of the micron. (From the space station, the disc of the earth would be a little over 11 degrees across). The same station could be used for many different transmissions if precautions were taken to avoid cross modulation.

It is clear from the nature of the system that the power needed will be much less than that required for any other arrangement, since all the energy radiated can be uniformly distributed over the service area, and hence is wasted. An approximate estimate of the power required for the broadcast service from a single station can be made as follows—

The field strength in the equatorial plane of a 1/2 dipole in free space at a distance of d metres is

$$E = 0.85 \frac{P}{d^2} \text{ volts/metre, where}$$

P is the power radiated in watts. Taking it as 1000 km (approximately) it would be, we have

$$P = 0.6 \text{ of watts. To see in } \frac{1}{2} \text{ metre } \frac{1}{2} \text{ metre}$$

If we assume a 1000 km velocity, which is the F.C.C. standard for frequency modulation, P will be 10 kW. This is the power required for a single dipole, and not as easy which would

concentrate all the power on the earth, such an array would have a gain over a simple dipole of about 10. The power required for the broadcast service would thus be about 100 kW.

Relatively small though it is, this figure is probably much too generous. Small parabolas about a foot in diameter would be used for focusing at the earth end and would give a very good signal-to-noise ratio. There would be very little interference, partly because of the frequency used and partly because the energy would be pointing towards the sky which could contain no other source of energy. A field strength of 10 microvolts/metre might well be ample, and this would require a transmitter output of only 20 watts.

When it is remembered that these figures relate to the broadcast service, the efficiency of the system will be realized. The point-to-point beam transmissions might need powers of only 10 watts or so. These figures, of course, would need correction for atmospheric and atmospheric absorption, but that would be negligible over most of the band. The slight falling off in field strength due to the cause towards the edge of the service area could be readily covered by a non-linear, regulated amplifier.

The efficiency of the system is strikingly revealed when we consider that the London Television

service required about 3 kW average power for an area less than fifty miles in radius. A second fundamental problem is the provision of electrical energy to run the large number of transmitters required for the different services. It is quite beyond the atmosphere. A square metre solar panel, if illuminated by solar energy, will generate about 0.15 kW of energy. Solar engines have already been devised for terrestrial use and are an economic proposition in tropical countries. They employ engines to concentrate sunlight on the boiler of a low-pressure steam engine. Although this arrangement is not very efficient it could be made much more so in space where the operating components are in a vacuum, the radiation losses are eliminated, and the low-temperature end of the cycle could be set far from the boiler. Thermo-electric and photo-voltaic developments may make it possible to utilize the solar energy more directly.

Though there is no limit to the area of the network that could be built, one fifty metres in radius would intercept over 1000 kW and at least a quarter of this energy should be available for use.

The station would be in continuous daylight except for some weeks around the equinoxes, when it would enter the earth's shadow for a few minutes every day. Fig. 1 shows the whole of earth during the eclipse period. For

the globe and this this means amount of solar radiation received on the globe is not very large. It may be expected that we have as yet no real estimate of the total amount of solar radiation received on the globe. The amount of solar radiation received on the globe is not very large. It may be expected that we have as yet no real estimate of the total amount of solar radiation received on the globe. The amount of solar radiation received on the globe is not very large. It may be expected that we have as yet no real estimate of the total amount of solar radiation received on the globe.

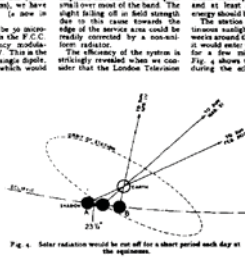


Fig. 2. Solar radiation would be cut off for a short period each day at the equinoxes.

Figura 3.1 Artículo de Arthur C. Clarke

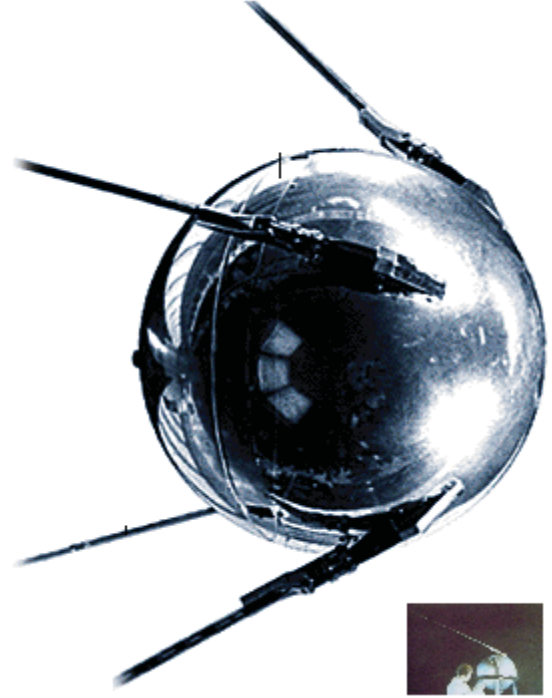


Figura 3.2 Primer satélite artificial que funcionó en órbita el Sputnik-1

Desde entonces, la tecnología satelital ha crecido en varias direcciones para ser aplicada no solo en el campo de las comunicaciones y científicas, sino también en el militar y el de la investigación.

Para entender cada una de las partes que componen un satélite es importante conocer el medio en el cual se encontrará éste. Las investigaciones en materia espacial han demostrado que a diferencia de lo que se pensó durante mucho tiempo, el espacio no es un ambiente vacío, el espacio es un ambiente hostil que requiere un entendimiento pleno antes de pretender visitarlo o colocar un objeto en él.

3.2 La frontera con el espacio exterior.

No existe un punto físico que delimite el inicio del espacio exterior o simplemente espacio. Sin embargo y de manera práctica se considera que el espacio inicia a partir de los 100Km de altura sobre el nivel medio del mar.

El ser humano empezó a explorar el espacio y las ventajas que puede sacar de él, con la ayuda de sondas y satélites. Conforme lo explora y conoce logra mejorar la calidad de los aparatos que envía al espacio. En el espacio se encuentra un ambiente diferente al que esta acostumbrado a vivir, un ambiente hostil, un ambiente que no esta protegido por una atmósfera.

3.2.1 La atmósfera.

En la tierra existe una atmósfera que nos protege de los rayos ultravioleta e infrarrojos que emite el sol y de los rayos cósmicos (rayos-X, alfa, beta y gama), estos rayos cósmicos son partículas energéticas viajando a casi la velocidad de la luz, provienen de objetos como supernovas, pulsares, galaxias, el sol, etc. Los efectos biológicos de este tipo de radiaciones sobre las moléculas de tejidos vivos, dependen del tipo de radiación y la dosis absorbida por el organismo, pero en general provocan que las funciones de la célula sea temporal o permanentemente afectada y en el peor de los casos destruye a la célula. La atmósfera en pocas palabras protege la vida en la tierra de la hostilidad espacial. La atmósfera es un envoltorio de gases casi transparente de gases y partículas suspendidas que cubre la tierra. Las condiciones ambientales en la superficie de la tierra se ven altamente influenciadas por la atmósfera. Muchos de los procesos físicos y químicos que ocurren en la atmósfera son directamente relacionados con su composición, nitrógeno (75.53%), oxígeno (23.14%), argón (1.2%), CO₂ (0.045%), H₂O y otros gases (0.085%). El CO₂ y el H₂O absorben en gran medida las radiaciones infrarrojas que son consideradas como radiaciones térmicas. Otro importante gas en la atmósfera es la forma triatómica del oxígeno, el ozono, el cual esta concentrado a una altura sobre el nivel medio del mar de 40Km, éste se encarga de absorber los rayos ultravioleta.

La atmósfera esta dividida en cuatro capas, estas son: tropósfera, estratósfera, mesósfera y termósfera. La tropósfera y estratósfera están separadas por la tropopausa, un nivel de mínima temperatura que varía en altitud desde los 16Km cerca del ecuador hasta los 9Km cerca de los polos. La estratósfera y mesósfera separadas por la estratopausa, un nivel de máxima temperatura cerca de los 50Km. La mesósfera y termósfera son nuevamente separadas por una capa de temperatura mínima la mesopausa la cual se ubica cerca de los 80Km. Las capas de temperatura son creadas principalmente por la selectiva absorción de la radiación solar en los distintos niveles de la atmósfera. El proceso de absorción de radiación en el extremo ultravioleta realizado por la mesósfera produce partículas cargadas eléctricamente llamadas también iones, por ésta razón la mesósfera es también llamada ionósfera. La figura 3.2 muestra la composición de la atmósfera debido a sus capas.

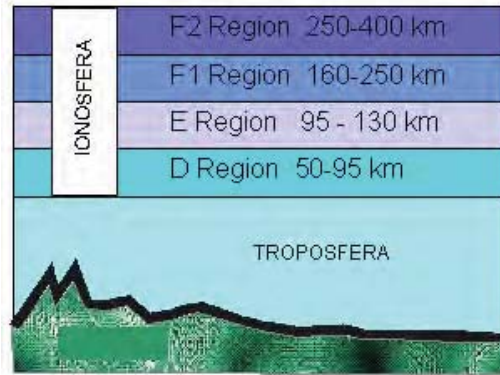
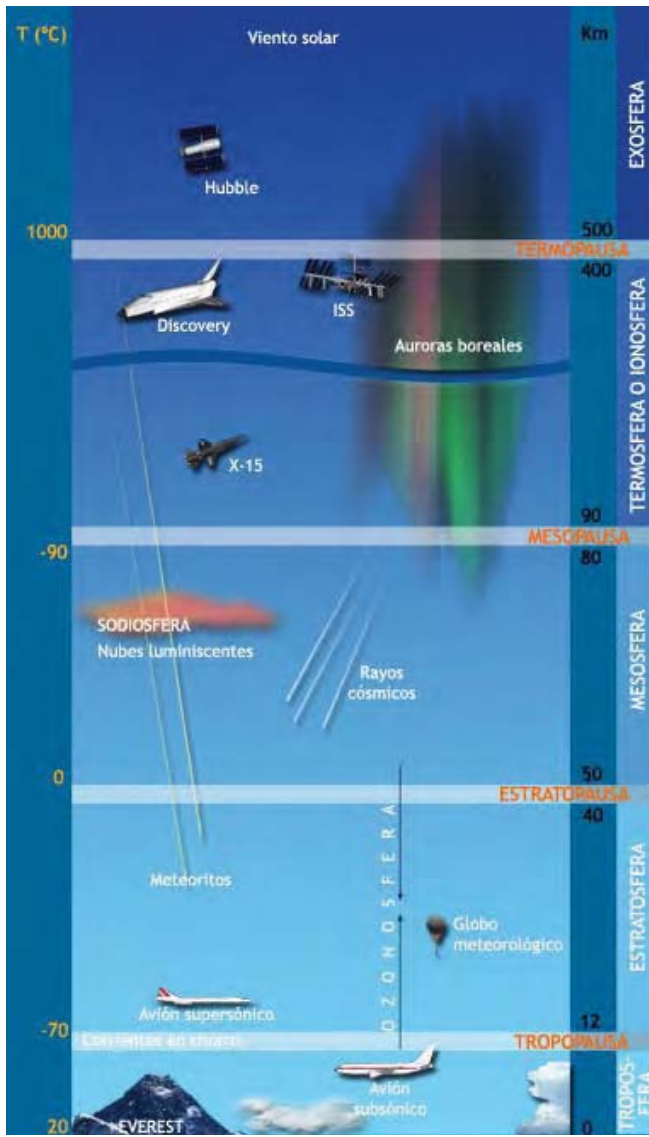


Figura 3.2 Capas de la atmósfera

El límite entre la atmósfera de la tierra y el espacio es difuso y no está bien definido o marcado, debido a que la densidad del aire disminuye gradualmente conforme se incrementa la altitud, el aire en la parte más alta de la atmósfera es tan delgado que éste se mezcla casi impredeciblemente con el espacio. Sin embargo como se mencionó anteriormente se considera que el espacio inicia a partir de los 100 km de altura sobre el nivel medio del mar. Todo aparato que pretenda viajar al espacio debe tener en consideración que no estará protegido por la atmósfera y por lo tanto estará sometido: a radiaciones de tipo infrarrojo, gama, beta, alfa, ultravioleta, al vacío, sin presión alguna, a las variaciones de temperatura extremas, en un instante puede ser 100°C y al instante siguiente -100°C; y además de otros factores propios del entorno alrededor de la tierra como son los campos magnéticos, cinturones de radiación, perturbación por otros cuerpos celestes, etc.

3.2.2 La Magnetósfera.

La tierra posee un elevado campo magnético comparado con el resto de los planetas telúricos conocidos en la actualidad. Al tiempo que la tierra rota, el hierro de su núcleo genera corrientes eléctricas que crean un campo magnético, éste se extiende por el espacio que la rodea, formando una gigantesca burbuja llamada magnetósfera, protegiendo a la tierra del viento solar o ráfagas de partículas cargadas procedentes del sol. El campo magnético atrapa estas partículas y las concentra en dos áreas conocidas como los cinturones de Van Allen. Dichas partículas pueden dañar los sistemas eléctricos de los aparatos enviados al espacio cuando éstos atraviesan dichas áreas. El viento solar sopla sobre la magnetósfera haciéndola oscilar en el espacio como una colosal masa de gelatina. Su corriente de partículas es lo bastante fuerte para comprimir la magnetósfera por delante y estirla por detrás.

3.2.3 Los cinturones de radiación.

Los cinturones de radiación consisten de regiones en forma de 2 donas concéntricas de partículas energéticamente cargadas, que rodean la tierra dentro de la magnetósfera. El cinturón más cercano a la tierra está localizado a 1 radio terrestre (6378 Km) desde la superficie del ecuador terrestre fue descubierto por James A. Van Allen en base a los datos recibidos por los contadores Geiger llevados por el primer satélite Estadounidense, el Explorer 1 el 31 enero de 1958.

En Diciembre de 1958 un segundo cinturón fue descubierto por el grupo de Van Allen, a una distancia de aproximadamente 2 o 3 radios terrestres desde la superficie de la tierra. Actualmente no hay una clara distinción en la separación de estos cinturones. Cinturones de partículas de más baja energía se extienden por encima de los 26000 Km, mientras que las partículas mas energéticamente cargadas se encuentran mas cerca de la tierra. Dichos cinturones son más intensos hacia el ecuador y casi nulos sobre los polos. Debido a que el campo magnético de la tierra esta inclinado y fuera del eje de rotación de la tierra, el cinturón más cercano a la tierra desciende hasta cerca de los 200 Km sobre el sur del océano Atlántico. Esta zona es conocida como la anomalía sur atlántica. Ver figura 3.3.

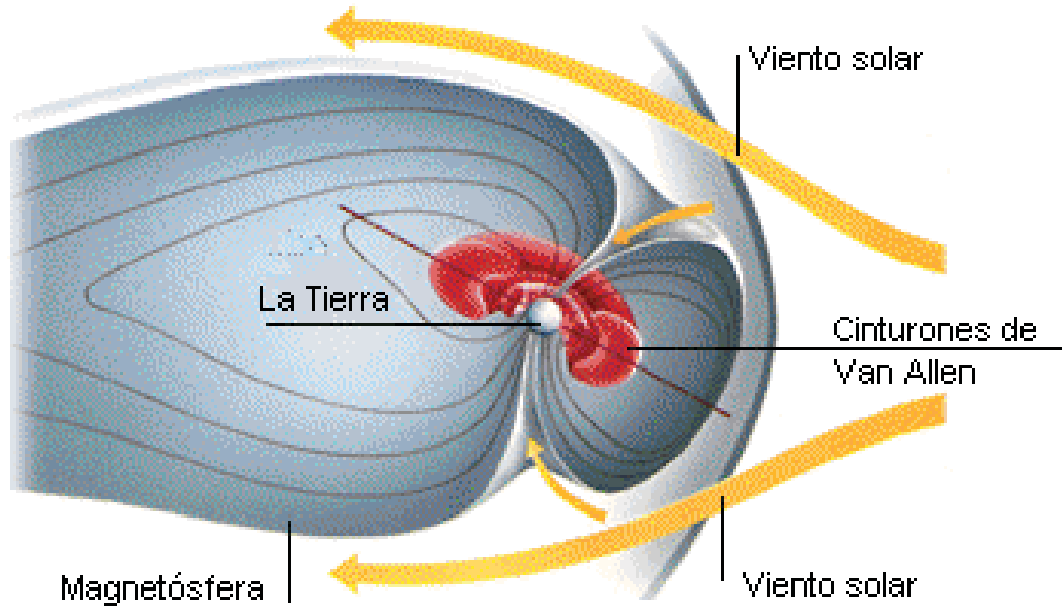


Figura 3.3 El entorno terrestre

Una vez que sabemos como es el ambiente espacial lo que hace falta es saber como llegar a él, es decir como colocar un objeto arriba de la atmósfera sin que este regrese a la tierra. La forma de lograrlo es conociendo las leyes que rigen el movimiento de los cuerpos en el espacio como las leyes de Kepler y la ley de gravitación universal de Newton.

3.3 Colocando un objeto en órbita.

Cuando un cuerpo se encuentra girando al rededor de otro se dice que esta en órbita. Para que un cuerpo entre en órbita con otro, tiene que cumplir con ciertas leyes físicas. La ley de gravitación universal dice “La fuerza de atracción entre dos cuerpos de masas M_1 y M_2 , separados entre sí una distancia d , es directamente proporcional a sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que los separa.”

$$F = G \frac{M_1 M_2}{d^2}$$

$$G = 6.67 \times 10^{-11} \frac{N m^2}{Kg^2}$$

(3.1)

Donde G es la constante de gravitación universal. Esta ley permite demostrar y precisar las leyes experimentales enunciadas por Kepler:

- Los planetas describen elipses de las que el Sol es uno de los focos.
- El segmento rectilíneo que une el Sol con el planeta barra áreas iguales en tiempos iguales.
- El cubo del eje mayor de la elipse que describen los planetas es proporcional al cuadrado de sus períodos de revolución.

Estas leyes son válidas para los satélites artificiales así como para los planetas, en la medida en que el efecto ejercido por los otros astros pueda considerarse despreciable. Ahora considere la figura 3.4, si la bala se lanza con una velocidad adecuada ésta podrá entrar en órbita.

En un movimiento circular la aceleración centrípeta es directamente proporcional al cuadrado de la velocidad tangencial e inversamente proporcional al radio.

$$a = \frac{v^2}{r} \tag{3.2}$$

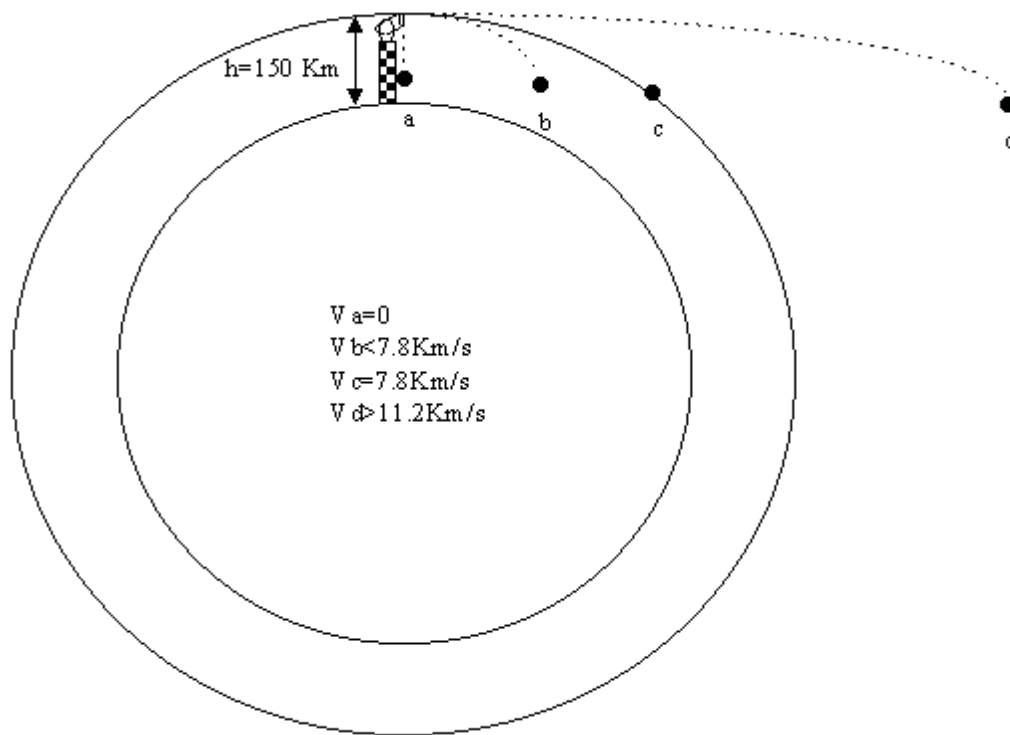


Figura 3.4 Objetos a distintas velocidades

Para saber la magnitud de la velocidad que requerimos para poner un objeto en órbita la despejamos de la ecuación 3.2 y obtenemos:

$$v = \sqrt{a \cdot r} \tag{3.3}$$

El radio de la tierra es $r=6378$ Km y la aceleración de la gravedad al nivel del suelo es $g=a=9.8$ m/s², por lo que la velocidad para poner un objeto en órbita debe ser de 7.9 Km/s, esto en el caso ideal en el que el objeto es puesto en una órbita de altura cero, puesto que se utilizaron datos correspondientes al nivel del suelo. Para el caso real donde queremos poner un objeto fuera de la atmósfera necesitamos calcular la aceleración de la gravedad a la altura a la que se quiere colocar el objeto. Ésta se puede calcular de la siguiente forma:

$$g_h = g_o \frac{r_o^2}{(r_o + h)^2} \quad (3.4)$$

Donde g_h es la aceleración debida a la gravedad a la altura h , g_o es la aceleración debida a la gravedad al nivel del suelo, r_o es el radio de la tierra y h la altura de la órbita que se desea. Si se requiere poner un objeto a 150 Km de altura la aceleración debida a la gravedad es 9.35 m/s² y la velocidad es 7.8 Km/s.

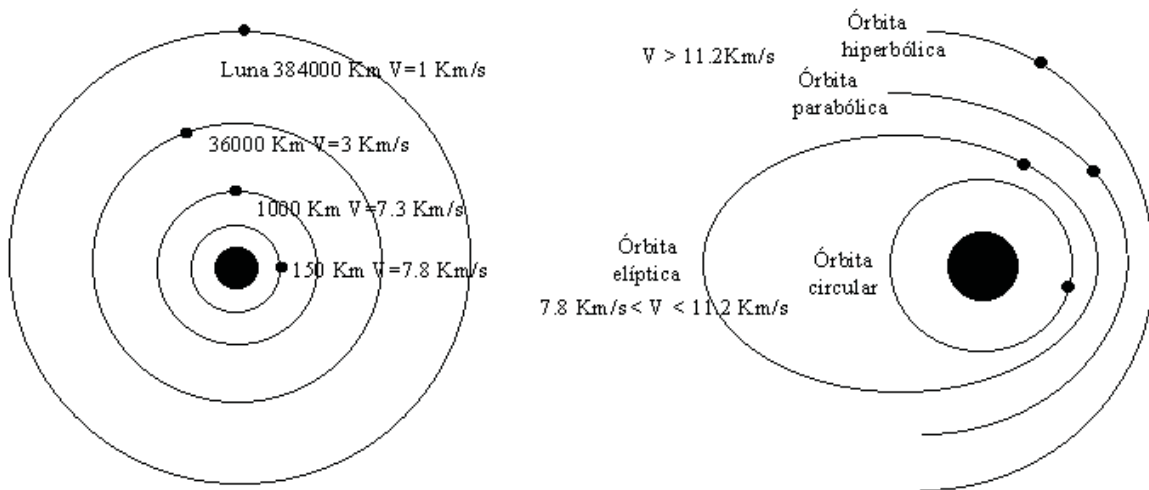


Figura 3.5 Órbitas y sus velocidades

Existe un límite superior en la velocidad del objeto para seguir en órbita, ya que pasando ese límite la fuerza de gravedad no podrá atraer el cuerpo y este será lanzado hacia el espacio en espera de que algún otro cuerpo celeste lo atraiga, esto es útil cuando se quiere mandar un objeto a otro planeta. Dicha velocidad es conocida como velocidad de escape. Manteniendo la velocidad del objeto entre la velocidad de escape y la velocidad de la órbita deseada se puede cambiar la forma de la órbita, desde una órbita circular hasta una órbita elíptica. La velocidad de escape para la Tierra es de 11.2 Km/s.

Hasta la fecha la única forma para poner un objeto en el espacio es usando cohetes, por lo que el conocer el comportamiento de estos y tipos existentes son importantes cuando se esta seleccionando el lanzador.

3.4 Cohetes lanzadores

Sabemos que velocidad necesitamos para colocar un objeto en órbita o para sacarlo de ella, ahora necesitamos un vehículo capaz de moverse a tales velocidades. La parte más difícil es salir de la atmósfera, ya que el aire frena a los objetos que se mueven en él, una vez que se sale de la atmósfera se requiere de un motor especial para funcionar, ya que la mayoría de los motores en la tierra utilizan el oxígeno que hay en la atmósfera para llevar a cabo la combustión que es la base de su funcionamiento. Fue a mediados del siglo XX cuando se fabricaron los primeros cohetes, que se convertirían más tarde en el único medio de transporte para objetos llevados a órbita. El cohete funciona bajo el principio de acción y reacción enunciado por Newton. Éste principio se puede ver claramente al inflar con aire un globo y dejar que lo expulse rápidamente. La fuerza elástica del globo comprime el aire contenido en el interior. Cuando el aire es expulsado por la boquilla del globo, éste es propulsado por reacción en el sentido opuesto. Como en el caso del globo, los cohetes proyectan una masa de gas al exterior, produciendo un empuje en sentido contrario sin necesidad de un punto de apoyo. Al movimiento de la masa de gas hacia atrás corresponde un movimiento opuesto del cohete hacia adelante. El empuje es más grande cuando la masa de gas proyectada por segundo es más grande y cuando la velocidad de expulsión de estos gases sea más grande. Para producir esta masa de gas, cada etapa del cohete lleva combustible que se quema en el interior de una cámara de combustión. Los gases adquieren luego la velocidad final de expulsión por expansión y aceleración en la tobera. Esta velocidad es más grande cuando mayores son la presión y la temperatura de combustión. Las formas y etapas de los cohetes dependen del tipo de objeto a lanzar, la órbita a la que vayan y al país de fabricación. Los combustibles utilizados son generalmente de propelente sólido o líquido, dependiendo nuevamente de factores de la carga y la posición final del objeto a lanzar. Esto también tendrá una componente importante en lo que se refiere a las aceleraciones y vibraciones a las que se someterán los objetos que viajan en cohetes por lo que será muy importante considerar como está fabricado dicho objeto y que parte lo componen.

La puesta de objetos en órbita actualmente se puede hacer por cohetes sin tripulantes o por cohetes tripulados (transbordador espacial). Los cohetes no tripulados pueden ser lanzados desde plataformas fijas, móviles en tierra, móviles en el mar, móviles en el aire y desde submarinos. El transbordador espacial utiliza una plataforma fija para su lanzamiento al espacio.

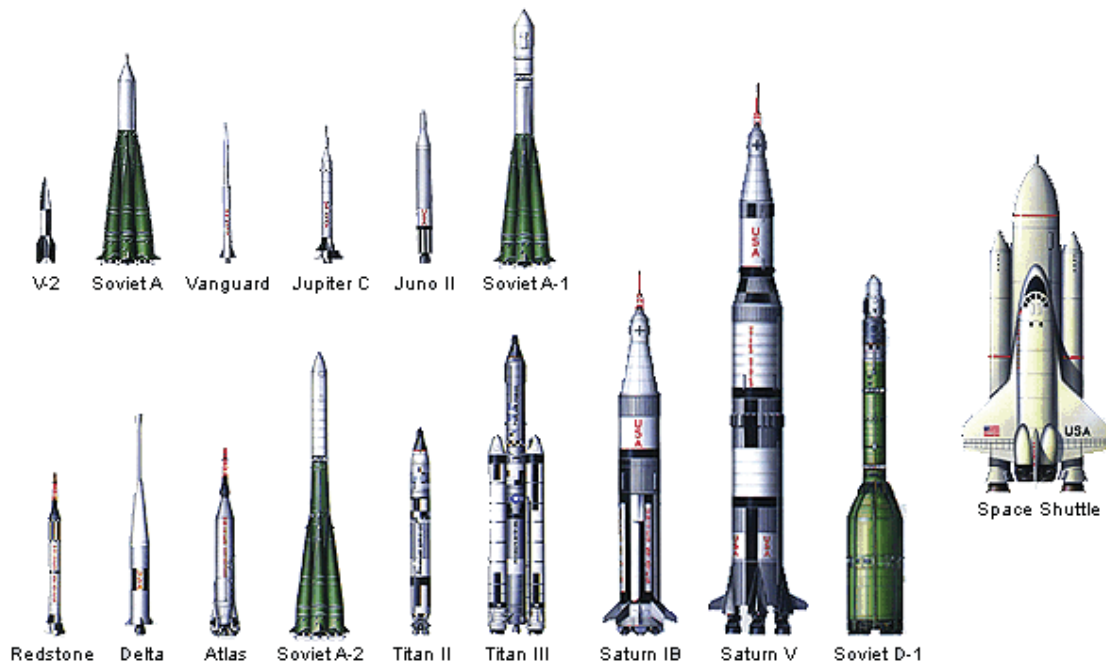


Figura 3.6 Distintos cohetes lanzadores

3.5 Subsistemas de un satélite.

Un satélite artificial, no es otra cosa más que el vehículo para alguna aplicación específica que se quiere usar en el espacio, por lo que este vehículo deberá proveer todas las facilidades para que dicha aplicación se lleve a cabo de forma adecuada en un medio hostil como lo es el espacio. Independientemente de la aplicación de un satélite, éste siempre contará con una configuración básica formada por diversos subsistemas. Tales subsistemas tienen distintas características dependiendo del tipo de satélite que se trate, sin embargo para la mayoría de los satélites los subsistemas son los mismos. Estos subsistemas son, estructura, control térmico, energía eléctrica, computadora principal, comando y telemetría, control de posición y carga útil. A continuación haremos la descripción de cada uno de ellos.

3.5.1 Estructura

El subsistema estructura es el encargado de delimitar el espacio que será utilizado para conformar el satélite. Debe ser capaz de albergar a cada uno de los distintos subsistemas sin que estos interfieran entre sí. Además, da el soporte necesario para que cada subsistema se encuentre en una posición específica antes y después de ser lanzado al espacio.

Debido a que se tienen limitaciones en cuanto al peso que un cohete puede llevar al espacio, se busca que la estructura sea lo más ligera posible, pero a su

vez se busca que sea lo más resistente posible, ya que aunque el satélite en órbita no se verá afectado por grandes esfuerzos mecánicos, durante el despegue en el cohete si lo hará. Al momento del despegue, el cohete genera grandes vibraciones y aceleraciones que son transmitidas al objeto que se pretende poner en el espacio, por ejemplo un satélite. Dichas vibraciones y aceleraciones pueden dañar el satélite y hacer que este se desarme provocando su destrucción antes de llegar al espacio. Por tal motivo, la estructura juega un papel muy importante, ya que en esta se buscará acomodar cada uno de los subsistemas de la forma más segura, también se realiza el estudio del centro de masa para procurar que el centro de masa se localice lo más cercano al centro del satélite.

3.5.2 Control térmico

Como ya se mencionó anteriormente, existen cambios bruscos de temperatura que dependerán del hecho que el satélite este en presencia del luz solar o no. El hecho de no existir aire en el espacio el cual dentro de nuestra atmósfera lo forzamos a funcionar como enfriador, nos lleva a desarrollar otras técnicas para lograr mantener la temperatura de operación dentro de ciertos rangos (comúnmente van de -40°C a $+60^{\circ}\text{C}$).

El control de temperatura puede ser activo o pasivo. Cuando un giro constante sobre uno de sus ejes es provocado al satélite, éste mantiene una temperatura uniforme y el control de temperatura es relativamente sencillo, pero cuando no se le puede dar este giro y debe permanecer en una posición específica, este control se vuelve un tanto complejo, utilizando dispositivos de refrigeración y calefacción como pueden ser tubos conductores, los cuales reducen o aumentan la temperatura en distintas partes del satélite según sea el caso con el objeto de mantenerlo dentro del intervalo especificado al diseño. Durante los últimos años se han desarrollado tubos conductores pasivos que llevan el calor de un lado del satélite a otro simplemente por conducción sobre este.

3.5.3 Energía eléctrica

El subsistema de energía eléctrica se conforma por las baterías, los circuitos que regulan y distribuyen la energía eléctrica y los paneles solares. Existen diversos tipos de baterías y paneles solares. En satélites pequeños dichas baterías suelen ser de Nikel-Cadmio y los paneles solares de Arsenurio de Galio, esto por sus altas eficiencias. Por lo general en todos los satélites el sistema de regulación y distribución de energía eléctrica esta hecho con fuentes conmutadas DC-DC que son más eficientes que los reguladores lineales que tienen altas pérdidas por calor. Este subsistema se encarga de proveer la energía eléctrica necesaria a otros subsistemas para que éstos funcionen. Los paneles solares transforman la energía solar en energía eléctrica, la cual es almacenada en las baterías para después ser regulada y distribuida a los otros sistemas.

En misiones de muy larga duración (como la exploración de los planetas gigantes) el sistema de energía se ve también apoyado por pequeñas baterías atómicas. Estas solo son permitidas en misiones muy particulares debido al riesgo que representa una falla en el lanzamiento y por lo tanto la contaminación que esta podría provocar a la tierra.

3.5.4 Computadora principal

La computadora principal es la encargada de coordinar las tareas de cada subsistema y está programada de tal forma que permite al satélite tener cierto grado de autonomía. Comúnmente utiliza microprocesadores endurecidos a la radiación y memorias con detección y corrección de errores. Este tipo de componentes son altamente requeridos sobre todo en los satélites que cruzan los cinturones de radiación al rededor de la tierra también conocidos como cinturones de Van Allen. Existen estudios que revelan que los componentes electrónicos ordinarios sometidos a esta radiación sufren un rápido deterioro por tal razón componentes de tipo digital como son memorias o microprocesadores pueden sufrir la alteración de la información almacenada o el cambio de algunos bits en su estructura interna lo cual ocasionaría la perdida del satélite.

3.5.5 Comando y telemetría

El sistema de comando y telemetría comúnmente esta formado por un transmisor, un receptor, sus respectivas antenas y diversos sensores de temperatura, corrientes, voltajes entre otros distribuidos en puntos estratégicos del satélite. Dado que el canal de transmisión en la mayoría de los casos es el espacio libre, se utilizan las ondas electromagnéticas para realizar la comunicación, sin embargo existen sistemas experimentales que utilizan el espectro visible de las ondas electromagnéticas y se les conoce como comunicaciones ópticas. Existen bandas en el espectro electromagnético que están reservadas para el uso de los satélites. Éstas se presentan en la siguiente tabla.

Intervalo de frecuencias	Banda
225-390 MHz	P
350-530 MHz	J
1.53-2.5 GHz	L
2.5-2.7 GHz	S
3.4-6.425 GHz	C
7.25-8.4 GHz	X
10.95-14.5 GHz	Ku
17.7-21.2 GHz	Kc
27.5-31 GHz	Ka
36-46 GHz	Q
46-56 GHz	V
56-100 GHz	W

Tabla 3.1 Bandas de frecuencias

En la mayoría de los casos, este sistema cuenta con redundancia, es decir existen más de un transmisor y receptor en el satélite que podrán ser usados en el caso de que alguno de ellos fallara. Éste sistema de comunicación permite conocer en tierra cómo se encuentra el satélite en algún momento determinado,

además de comandarlo enviándole instrucciones para que haga alguna tarea específica y también conocer su estado de “salud”.

3.5.6 Control de posición

El control de posición se encarga de mantener al satélite en una posición específica. Un objeto en el espacio se ve sometido a distintas perturbaciones gravitacionales y de arrastre (Drag). Las perturbaciones gravitacionales son debidas principalmente a los grandes cuerpos celestes como son la Luna, el Sol, Júpiter y las irregularidades del campo gravitacional terrestre. Adicional a estas perturbaciones existen el arrastre o fuerzas de fricción que modifican la posición de un cuerpo en el espacio y se son provocadas principalmente por el viento solar y las partículas materiales que son emitidas por otros cuerpos.

Existen distintos tipos de control de posición dependiendo de la precisión que se requiera para mantenerlo en esta. Hay dos formas de llevar a cabo dicho control, de forma pasiva y de forma activa. De forma pasiva existe la estabilización por gradiente de gravedad, el cual consiste en colocar al satélite un brazo con una masa en su extremo, funciona debido a la diferencia de masas entre el satélite y dicha masa, como si fuera una bolla en el mar, provocando que el satélite mantenga un relativo apuntamiento hacia la tierra. Otra forma pasiva es con imanes permanentes en el cuerpo del satélite, lo cual provocará una posición relativa del satélite con respecto al campo magnético de la tierra ya que los imanes tenderán a alinearse con éste.

Entre los controles activos tenemos los volantes de inercia, magnetorcas y pequeños motores de gas a chorro. Los volantes de inercia son discos de cierta masa que giran en ciertos ejes y debido a la ley de conservación de movimiento provocan cambios en la posición del satélite. Las magnetorcas son usadas en satélites de órbita baja, para poder sentir gran intensidad el campo magnético de la tierra. Generalmente se utilizan junto con un magnetómetro, aparato que permite conocer la intensidad del campo magnético en ejes específicos. Una vez que el magnetómetro indica dicho campo en distintos ejes, las magnetorcas actúan como electroimanes para generar campos magnéticos que le permitan interactuar con el campo magnético de la tierra y así provocar el cambio de posición del satélite. Los Motores de gas o líquido a chorro trabajan arrojando pequeños chorros de fluido a través de una tobera, lo que da al satélite un cambio en su posición. Existen también los motores de iones que funcionan acelerando partículas cargadas de masa pequeña que son expulsadas por un extremo haciendo que el satélite se mueva al extremo contrario de donde están SINDO expulsadas, la ventaja de este tipo de motores es que utilizan pequeños tanques de gas xenon que son mucho mas pequeños comparados con los tanques para motores de fluidos a chorro empleados más comúnmente.

3.5.7 Carga útil

Por último la carga útil es la que define la aplicación del satélite. Ésta puede ser desde un nuevo tipo de sensor que se quiere probar en el espacio hasta un sistema de comunicación de aplicación específica. Por lo tanto la carga útil definirá mucho de los parámetros de los subsistemas empezando por el tamaño,

presupuesto energético, tipos de subsistemas de control térmico y de orientación, tipo de órbita en la cual debe ser colocado, etcétera.

3.6 Clasificación de los satélites

No es fácil hacer una clasificación de los satélites, ya que estos cambian tan rápidamente que una clasificación que se pudo dar hace algunos años, en la actualidad no sería adecuada, por lo tanto no podemos hacer una clasificación general de los Satélites, pero si podemos hacer clasificaciones particulares de estos. Básicamente podemos clasificarlos por tres características específicas que son, por su tipo órbita, su tamaño y su aplicación, podrían existir muchas más, pero en estas podemos englobar a cualquier satélite.

3.6.1 Tipo de órbita

Por su tipo de órbita se puede resumir en tres aspectos importantes, su forma, inclinación y altura. Respecto a su forma se puede decir que esta es elíptica (también llamada excéntrica) o circular aunque estrictamente esta última debería ser elíptica ya que la forma circular es un caso particular de la elíptica donde su excentricidad es cero.

Otro aspecto es la inclinación de la órbita y esta se mide con respecto al plano perpendicular a su eje de rotación es decir con respecto al ecuador. Si la órbita tiene una inclinación cercana a los 90° se considera una órbita polar, si esta cercana a los 0° se considera órbita ecuatorial y se le considera órbita inclinada cuando no es ni polar ni ecuatorial.

El último aspecto considerado en esta clasificación es la altura a la que se encuentra el satélite o cuerpo en órbita, esta altura es medida a partir del nivel medio del mar ya que solo aplica para satélites alrededor de la tierra. Esta clasificación contempla las de órbitas baja, media y geoestacionaria. Podemos decir que los satélites de órbita baja son aquellos que se encuentran a una altura sobre el nivel medio del mar de hasta 1000Km, los de órbita media se encuentran entre 1,000Km y 22,000Km, los de órbita geoestacionaria se encuentran (en términos prácticos) a 36,000Km. La órbita geoestacionaria tiene la característica de que cualquier cuerpo colocado en ésta, se moverá a la velocidad de rotación de la tierra, por tal motivo un cuerpo visto desde la tierra en esa órbita, parecerá inmóvil con respecto a la tierra. Por lo general los satélites que se utilizan en órbita baja son satélites que llevan algún tipo de cámara o radar para observar la tierra, así como algún tipo de experimento que tenga que ver con la atmósfera. Los satélites de órbita media generalmente se utilizan en sistemas de posicionamiento global (GPS) y los satélites de órbita geoestacionaria para comunicaciones y meteorología. La figura 3.7 muestra la clasificación de los satélites de acuerdo a su órbita.

Forma

- Elíptica
- Circular

Inclinación

- Polar
- Ecuatorial
- Inclinada

Altura

- Órbita baja
- Órbita media
- Geoestacionarios 35,786Km

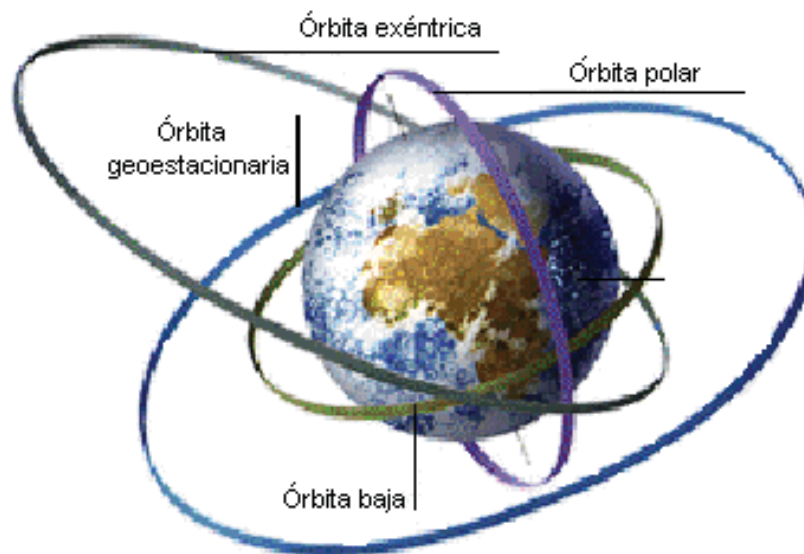
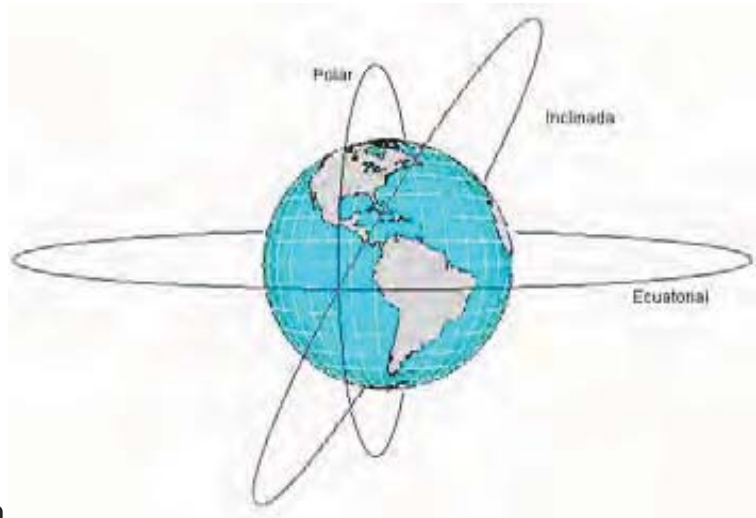


Figura 3.7 Tipos de órbitas

3.6.1.1 Cobertura

La cobertura es un parámetro que se asocia con la altura a la que se encuentra el satélite principalmente. Mientras mas alta sea la órbita en la que se encuentra el satélite mayor es la huella que este podrá cubrir en tierra. Sin embargo dicha huella también puede ser modificada con arreglos de antenas que permitan concentrar en un área de forma específica la potencia proveniente del satélite, esto es muy utilizado en los satélites geoestacionarias que debido a la altura a la que se encuentran su huella cubre zonas que no son de interés para el proveedor del servicio satelital como pueden ser los océanos.

3.6.2 Tamaño

Por su tamaño podemos decir que existen picosatélites, satélites que pesan hasta 1 Kg. La Universidad de Stanford junto con la Universidad de Santa Clara

propusieron un estándar para este tipo de satélites con la idea de poder hacer lanzamientos múltiples de estos bajo una plataforma de separación que puede albergar hasta tres de estos satélites (o el volumen de tres de estos) como carga secundaria en un cohete, con lo que se lograría un precio muy accesible de estos lanzamientos, dicho estándar es conocido como “CubSat”. También existen los nanosatélites estos se encuentran entre 1 y 10 Kg, Este tipo de satélite son en la actualidad los más adecuados para realizar misiones rápidas y baratas. Los microsatélites que se encuentran entre los 10 y 100Kg, satélites medianos de 100 a 800Kg y macrosatélites que pueden ser de más de 800Kg. Esta clasificación es muy relativa ya que conforme avanza la tecnología satelital, los satélites que hace algunos años eran los más grandes, hoy en día son microsatélites, sin embargo para fines prácticos esta clasificación es muy adecuada.

3.6.3 Aplicación

Probablemente la clasificación más importante de los satélites es la que se hace por el tipo de aplicación. Por su aplicación podemos tener satélites científicos, de comunicaciones, meteorológicos, de exploración de recursos naturales, de navegación, militares, de investigación planetaria y satélites tecnológicos.

Los satélites científicos se utilizan principalmente para llevar experimentos al espacio que por la característica de dicho experimento, no se podrían hacer más que en el espacio, además pueden llevar instrumentos para medir variables del entorno terrestre, estos satélites comúnmente se encuentran en órbita baja.

Los satélites de comunicaciones son los satélites mas conocidos por la gente común, son los satélites que se utilizan para la retransmisión de T.V., para retransmisión de datos y voz, etc. Estos satélites se encuentran en la órbita geoestacionaria.

Los satélites meteorológicos llevan cámaras o alguna otra clase de dispositivos de percepción remota que permiten observar desde el espacio las características atmosféricas, con lo que pueden alertar a la población cuando se forma un huracán o una tormenta y cual es el comportamiento de ésta, con lo que la población puede con gran anticipación evacuar la zona si fuera necesario.

Los satélites de exploración de recursos naturales llevan cámaras y/o radar en distintos espectros para poder analizar la superficie terrestre, de esta forma pueden detectar pozos petroleros, minas, cultivos, etc., además nos muestran el crecimiento de áreas urbanas, erosión, etc.

Los satélites de navegación son satélites que se conoce comúnmente como sistemas de posicionamiento global (GPS), estos satélites envían ciertas señales a la tierra las cuales pueden ser captadas por receptores y mostrar la latitud, longitud y altura con la que se determina la posición en la tierra, comúnmente la utilizan las embarcaciones y ahora se están usando ampliamente en transportistas que recorran grandes distancias para que siempre se sepa la ubicación del vehículo transportista así como por la gente común en sus vehículos para que les indique la ruta a seguir a sitio determinado.

Los satélites militares son solo utilizados por los servicios de defensa del país que cuenten con estos y comúnmente sirven como satélites espías y de transmisiones especiales y como armamento estratégico.

Los satélites de investigación planetaria están destinados a llegar a órbita de otros planetas o cuerpos celestes como la luna, con el objetivo de conocer las características de éstos y de ésta forma conocer mejor dicho planeta y las condiciones que en este imperan.

Por último tenemos los satélites tecnológicos, los cuales llevan experimentos en el espacio con el fin de desarrollar nuevos materiales que después son utilizados por la gente común en la Tierra.

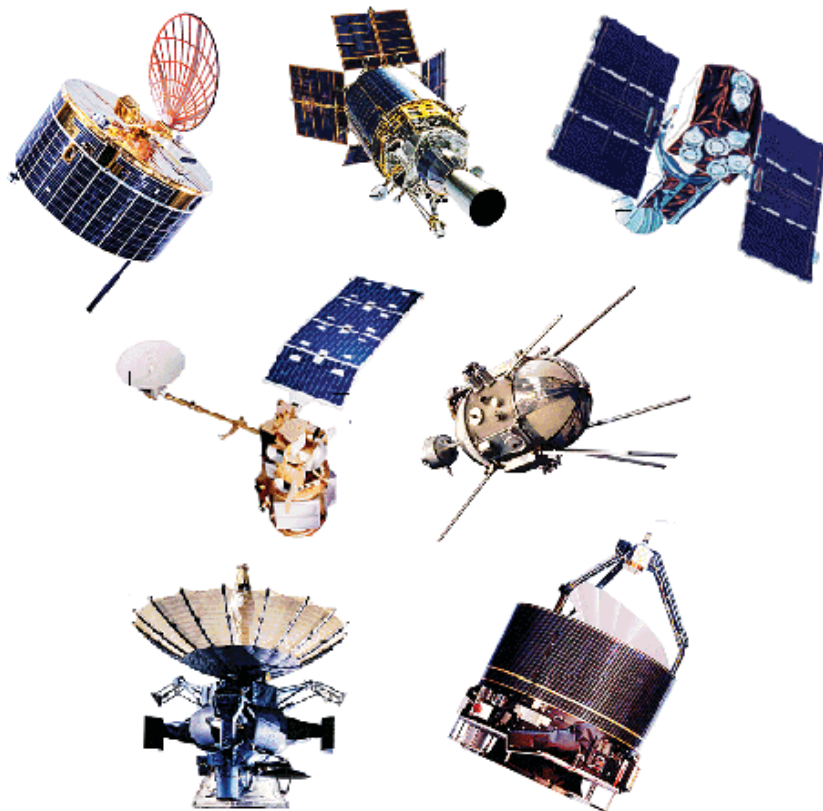


Figura 3.8 Diversos Satélites Artificiales

3.7 Características de los artefactos espaciales.

Todo aparato que pretenda ir al espacio deberá tener en cuenta que existen varios factores que pueden afectar su funcionamiento. Algunos podrán ser tomados en cuenta a la hora de diseñar el aparato y otros solo se deberán tomar en consideración pero no se podrá hacer nada para evitarlos. A continuación se mencionan los factores que se deben tomar en cuenta antes de diseñar el aparato.

3.7.1 Vibración.

Durante el lanzamiento el principal problema radica en las fuertes vibraciones y aceleraciones producidas por el cohete al momento del despegue. Para resistirlas el satélite o artefacto espacial debe tener una gran rigidez y se someterá a pruebas muy estrictas para garantizar el buen funcionamiento de los

distintos subsistemas. Existen algunos productos químicos (resinas epóxicas) que ayudan a mantener todos los componentes electrónicos de un circuito impreso como si fuera un solo bloque, esto ayuda a que los componentes no se desprendan o rompan a la hora de someterlos a vibraciones y aceleraciones muy grandes, que dependiendo del tipo de cohete pueden llegar hasta las 8g (ocho veces la aceleración debida a la gravedad). Existe una prueba previa al lanzamiento llamada prueba de vibración, en la cual el artefacto es sometido a patrones de aceleración definidos en los tres ejes dependiendo del tipo de cohete que será usado.

3.7.2 La ingravidez.

La ausencia de gravedad permite aligerar la estructura de algunos subsistemas del satélite o artefacto espacial, como la de los paneles solares. Pero cuando el artefacto requiere el uso de líquido contenido en tanques, dicho líquido ésta también en ingravidez. Para drenar el líquido hacia la salida de los tanques es necesario instalar complejos sistemas de bombeo que hacen uso de paredes flexibles o se benefician del fenómeno de capilaridad. Hay que considerar también que si el artefacto requiere que se despliegue algún dispositivo (como antenas o paneles solares) el despliegue de esto provocará afectaciones respecto a la estabilidad que se presentaba antes del despliegue.

3.7.3 El vacío, las radiaciones y la temperatura.

El vacío afecta a los satélites principalmente en tres aspectos: ausencia de protección contra radiaciones cósmicas, problemas de intercambio de calor y degradación de ciertos materiales. En el vacío espacial los satélites y artefactos espaciales están directamente expuestos a dichas radiaciones, que perjudican los componentes electrónicos y pueden perjudicar el funcionamiento de estos, por lo que se deben utilizar materiales y revestimientos capaces de absorber estas radiaciones sin degradarse.

En la tierra los componentes de un sistema en contacto entre sí están generalmente separados por una fina capa de moléculas de aire. En el vacío, este colchón intermedio no existe, y entre dos partes de metal en contacto pueden establecerse fácilmente enlaces moleculares y formar una verdadera soldadura que bloquea las articulaciones. El uso de lubricantes no es tampoco recomendable, porque en el vacío se subliman rápidamente y desaparecen.

En las condiciones existentes en tierra, el intercambio de calor con el exterior se hace por conducción, convección y radiación. En el vacío sólo puede ser por radiación. En los paneles solares, una parte de la energía solar recibida es reflejada y la otra absorbida para ser transformada en calor. Este calor, al que se añade el producido por los sistemas a bordo, sólo puede ser evacuado por la radiación propia del artefacto. Esta variará hasta que se establezca el equilibrio entre el flujo de calor recibido y el flujo emitido. La temperatura del lado del sol puede alcanzar mas de 100°C, mientras que las partes a la sombra pueden disminuir su temperatura hasta los -100°C. Para que los sistemas de abordo operen correctamente, se requiere mantener una temperatura que normalmente está comprendida entre -40°C y 60°C. Es necesario regular la temperatura interna del satélite y artefactos espaciales por distintos medios, que combinan la

utilización de pinturas especiales, coberturas aislantes, calefactores eléctricos, superficies radiantes y ductos conductores de calor.

3.7.4 Consumo y peso.

A pesar que en el vacío el peso de un cuerpo no es muy importante, para el cohete que pondrá el objeto en órbita si lo es, por tal motivo se busca que sea lo más ligero posible, para lograr esto se utilizan nuevos materiales compuestos que son muy resistentes y muy ligeros, además de miniaturizar los componentes a bordo para lograr un mayor aprovechamiento de los espacios y con esto disminuir el peso.

El consumo energético también es un factor que se debe tomar en cuenta, a pesar de que hoy en día se cuenta con paneles solares, la eficiencia de éstos es muy pequeña, del orden del 17% para los de Arsenurio de Galio, dado que la potencia de estos paneles depende del área que estos presenten al sol, es conveniente tener sistemas de muy bajo consumo, para que las áreas de los paneles solares sean pequeñas y con esto reducir la complejidad del diseño estructural del satélite o artefacto espacial.

3.7.5 Inaccesibilidad.

Normalmente no se puede acceder al satélite después de que ha sido lanzado salvo casos muy particulares ya que esta maniobra es costosa y peligrosa. Por tal razón se debe asegurar un funcionamiento autónomo que actuará cuando el control desde la tierra no pueda ser llevado a cabo. El control desde la tierra se lleva a cabo con sistemas de radio comunicación, la búsqueda de mejores sistemas y técnicas de comunicación es necesaria. Se debe tener en cuenta que durante la transmisión de un comando al satélite, éste puede ser cambiado debido a la degradación de la señal y adición de ruido durante su trayecto, si esto ocurre el satélite podría recibir una orden incorrecta que puede poner en riesgo el funcionamiento del satélite.

3.7.6 Residuos espaciales.

El vacío espacial no está completamente vacío, ya se menciona que además existen partículas altamente energéticas, pero también existen micrometeoritos que pueden golpear al satélite en órbita y originar daños importantes ya que las colisiones se efectúan a velocidades muy grandes, del orden de kilómetros por segundo. Aparte de los micrometeoritos existe la basura espacial, que son fragmentos de objetos como cohetes, satélites, etc. que se encuentran dando vueltas al rededor de la tierra y que también pueden impactarse sobre el satélite. Este problema es aleatorio y vale la pena tenerlo en cuenta.

3.8 Conclusiones

A.- El diseño de un satélite artificial debe considerar las condiciones hostiles a las que se verá sometido como son la ausencia de aire, cambios bruscos de temperatura, exposición a rayos ultravioleta y a partículas de alta energía.

B.- Para colocar un satélite en órbita deben ser transportado en cohetes que presentan aceleraciones y vibraciones que deben ser consideradas en el diseño del satélite para que este no sufra daño durante el trayecto a su órbita.

C.- El elevado costo de los cohetes obliga a considerar el menor volumen y peso posible en el diseño del satélite.

D.- La poca accesibilidad al satélite en órbita hace que el diseño considere redundancia en muchos de sus subsistemas para reducir la probabilidad de falla en la misión del satélite.

E.- Se debe tener en cuenta que la fuente de energía para la operación del satélite en órbita será la luz solar, por lo que se deben considerar los periodos de sombra a los que el satélite se expondrá durante su operación en órbita.

Capítulo 4

Satélites para el estudio de precursores sísmicos

4.1 Introducción.

Hace apenas unos cuantos años, se inició el desarrollo y puesta en operación de satélites para predicción de terremotos, sin embargo y debido a los resultados obtenidos se han renombrado como satélites para la detección y estudio de precursores sísmicos. Países como Estados Unidos, Rusia y Francia han puesto en órbita dicho tipo de satélites, a continuación se describe cada uno de estos de acuerdo a su aparición de manera cronológica y sus principales características.

4.2 QuakeSat.

En la década de los 90's existían alrededor del mundo muchas universidades con programas de satélites pequeños, sin embargo muchas de ellas experimentaban la difícil realidad de que el tiempo de desarrollo de estos pequeños satélites superaba casi siempre al tiempo de estudio de los alumnos, por lo que antes de que un microsátélite quedara terminado muchos de los alumnos que participaban en el egresaban de las escuelas y por lo tanto dejaban el proyecto, lo que provocaba que el satélite se quedaría en un proceso de readaptación cada vez que llegaban nuevos estudiantes con nuevas ideas. Además el solicitar componentes certificados espacialmente para dichos satélites hacia aún más lento su proceso de terminación.

En 1999 la Universidad Estatal Politécnica de California (CalPoly) y la Universidad de Stanford, proponen las especificaciones de un picosatélite denominado CubeSat. El CubeSat sería un satélite de fabricación rápida y económica lo que permitiría que los estudiantes terminaran su ciclo colocando dicho objeto en el espacio. Para lograrlo se considera utilizar componentes comerciales en lugar de estándar espacial, lo que lleva la vida útil de este tipo de satélites a un promedio de 6 meses, suficientes para el desarrollo de experimentos de tipo académico.

Otra de las aportaciones de este estándar es que se pueden buscar lanzamientos múltiples como carga secundaria para ubicarlos en órbita baja, lo cual hace que el costo de lanzamiento sea bajo cuando se comparte entre varios CubeSats. El estándar propone que el CubeSat sea un cubo de 10cm por lado y que no pese más de 1Kg, además debe cumplir con ciertas características de ensamblado pensando en que cuando menos se puedan enviar 3 CubeSats en el mismo dispositivo lanzador llamado P-POD, ver figura 4.1. De igual manera se puede pensar en realizar CubeSats en módulos de 1, 2 o 3, es decir que sea un satélite con forma de cubo de 10cm por lado o un satélite con el volumen equivalente a dos cubos contiguos o hasta 3 de ellos. La figura 4.2 muestra las especificaciones mecánicas para un módulo CubeSat.

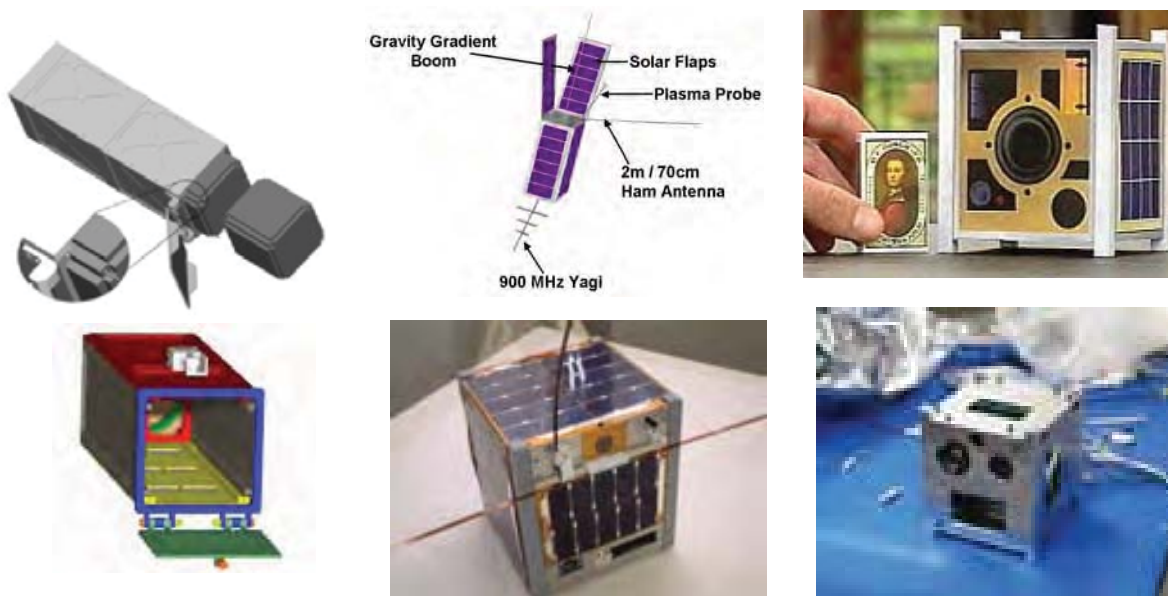


Fig. 4.1 Dispositivo lanzador de CubSats sencillo (P-POD) y diversos CubSats

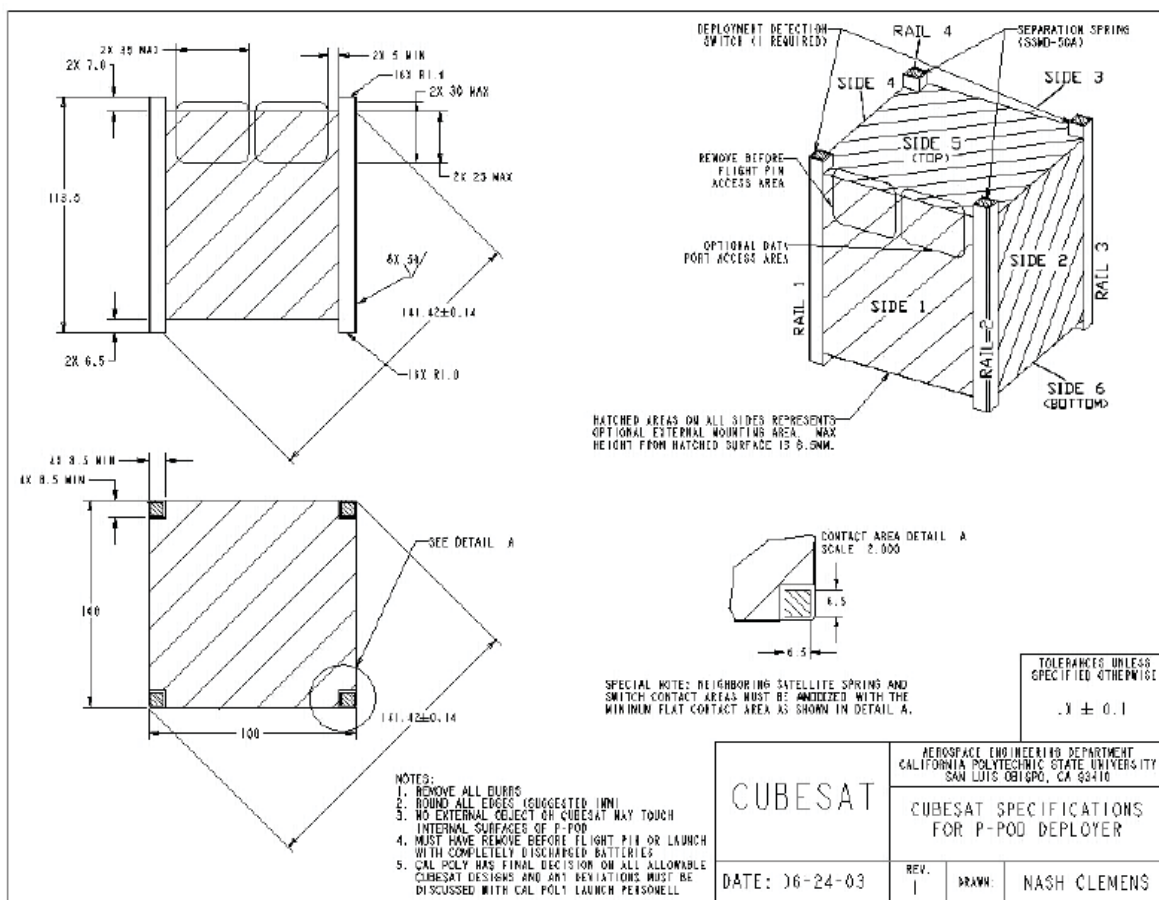


Fig. 4.2 Especificaciones mecánicas del CubSat

A partir del concepto del CubSat es como se desarrolla el satélite QuakeSat. El QuakeSat es un satélite desarrollado por el Laboratorio de Desarrollo de Sistemas Espaciales de la Universidad de Stanford patrocinado por la empresa privada QuakeFinder, empresa que busca desarrollar un sistema de predicción de terremotos.

Dicho satélite se encarga de detectar, grabar y enviar a tierra la información de frecuencia extremadamente bajas (ELF), frecuencias en el rango de 3 a 30Hz, las cuales son analizadas y procesadas para poder pronosticar la ocurrencia de terremotos.

El 30 de junio de 2003 el QuakeSat fue puesto en órbita desde el cosmódromo de Plesetsk, Rusia, en órbita polar baja a 840Km de altura, se consideró que su vida útil fuera de 6 meses, sin embargo esta se prolongó hasta los 18 meses. La figura 4.3 muestra como es el QuakeSat.



Fig. 4.3 Satélite QuakeSat

El principal problema al que se enfrentan los resultados del QuakeSat es el hecho de cómo poder diferenciar ELF como precursores de terremotos respecto a ELF que ocurren de forma natural en nuestro planeta o ELF que provienen de diversas fuentes espaciales. Situación que no se ha resuelto a la fecha.

4.3 DEMETER

El nombre de DEMETER proviene del acrónimo (Detection of Electro-Magnetic Emissions Transmitted from Earthquake Regions) Detección de emisiones electro-magnéticas transmitidas desde regiones de terremotos. El satélite fue desarrollado por CNES (Centre National d'Études Spatiales) Centro Nacional de Estudios Espaciales de Francia. Considerado un micro satélite fue puesto en órbita con inclinación de 98.23° a 715Km de altura el 29 de junio de 2004 con una esperanza de vida útil de 2 años y con el objetivo de predecir terremotos. Algunos de sus parámetros técnicos se muestran en la tabla 4.1.

Masa	130Kg
Volumen	60 x 60 x 80 cm ³
Apuntamiento	0.5seg arc
Memoria de datos	8Gb
Velocidad de transmisión	18Mbps

Tabla 4.1 Características generales de DEMETER

La plataforma satelital utiliza para su subsistema de control de posición un sensor de estrella, giróscopos y ruedas inerciales. Contempla además un control de órbita realizado por un sistema de hidracina. El mando centralizado fue construido utilizando un microprocesador T805 de 10MIPS.

Su carga útil se compone de elementos tecnológicos y científicos, de los componentes tecnológicos usa un sistema de telemetría de alta velocidad, un sistema de almacenamiento de datos de 8Gb y un control de órbita autónomo basado en GPS. Los componentes científicos de su carga útil son: Un sistema de sensores magnéticos triaxial, un sistema de 4 sensores eléctricos, un analizador de plasma, una sonda Langmuir y un detector de partículas.

La carga útil tiene dos modos de operación, el primero de ellos es denominado "modo de inspección" que graba datos de todo el mundo pero en baja resolución. Dichos datos son procesados a bordo del satélite para reducir el flujo de transmisión de datos hacia la estación terrena. El segundo es el "modo de ráfaga" que graba datos en alta resolución sobre las regiones sísmicas, dichos datos son transmitidos con muy poco procesamiento a bordo o sin éste.

Los datos finalmente son procesados en el centro de misión y son puestos a disposición de usuarios científicos desde un sitio web.

El propósito científico de la misión de DEMETER es el estudio de los disturbios ionosféricos relacionados tanto con actividades sísmicas como con actividades humanas, el estudio de los pre-efectos y pos-efectos sísmicos en la ionósfera, contribuir en el entendimiento de cómo son generados dichos disturbios ionosféricos y proveer información global del ambiente electromagnético de la tierra a la altura donde se encuentra el satélite.

El satélite mide los disturbios ionosféricos como la densidad de iones, las frecuencias extremadamente bajas (ELF) y los cambios en el campo magnético de

la Tierra. Dichos parámetros y sus rangos de medición son presentados en la tabla 4.2. La figura 4.4 muestra el despliegue de paneles y antenas de DEMETER.

Frequency range, B	10 Hz - 18 kHz
Frequency range, E	DC - 3 MHz
Sensitivity B :	$1 \cdot 10^{-5} \text{ nT Hz}^{-1/2}$ at 1 kHz
Sensitivity E :	$0.2 \mu\text{V Hz}^{-1/2}$ at 500 kHz
Particules : electrons	30 keV - 10 MeV
Ion Density :	$5 \cdot 10^2 - 5 \cdot 10^6 \text{ ions/cm}^3$
Ion Temperature :	1000 K - 5000 K
Ion Composition :	$\text{H}^+, \text{He}^+, \text{O}^+, \text{NO}^+$
Electron Density :	$10^2 - 5 \cdot 10^6 \text{ cm}^{-3}$
Electron Temperature :	500 K - 3000 K

Tabla 4.2 Rangos de medición de los parámetros medidos por los diversos instrumentos de DEMETER.



Fig. 4.4 Satélite Demeter

A pesar de que este satélite mide más de un precursor y con ello se puede buscar una correlación entre ellos y poder con mayor precisión diferenciar dichas anomalías de las variaciones naturales o provocadas por otros fenómenos, tiene la desventaja de solo poder observar regiones reducidas de la atmósfera y de forma discontinua.

4.4 COMPASS

El satélite Ruso COMPASS (ver figura 4.5) Instrumento magneto-plasma en satélite autónomo pequeño (Complex Orbital Magneto-Plasma Autonomous Small Satellite) o Kompas (Kompleksniy Orbitalniy Magnito-Plazmenniy Avtonomniy Sputnik) por sus siglas en Ruso, fue desarrollado para la detección de precursores ionosféricos de terremotos alrededor de zonas de actividad sísmica con el fin de poder prevenir catástrofes naturales debidas a terremotos.

El 10 de diciembre de 2001 fue lanzado desde el cosmódromo de Baikonur en un cohete Zenit, considerado como microsatélite por su masa de 80Kg fue colocado en órbita baja con un perigeo de 996Km y un apogeo de 1015Km e inclinación de 99.70°. Fue construido por el Instituto de Magnetismo terrestre, ionósfera y propagación de ondas de radio de la academia de ciencias Rusa (IZMIRAN). Su carga útil contiene magnetómetros y sensores diseñados para intentar hacer la predicción de terremotos.

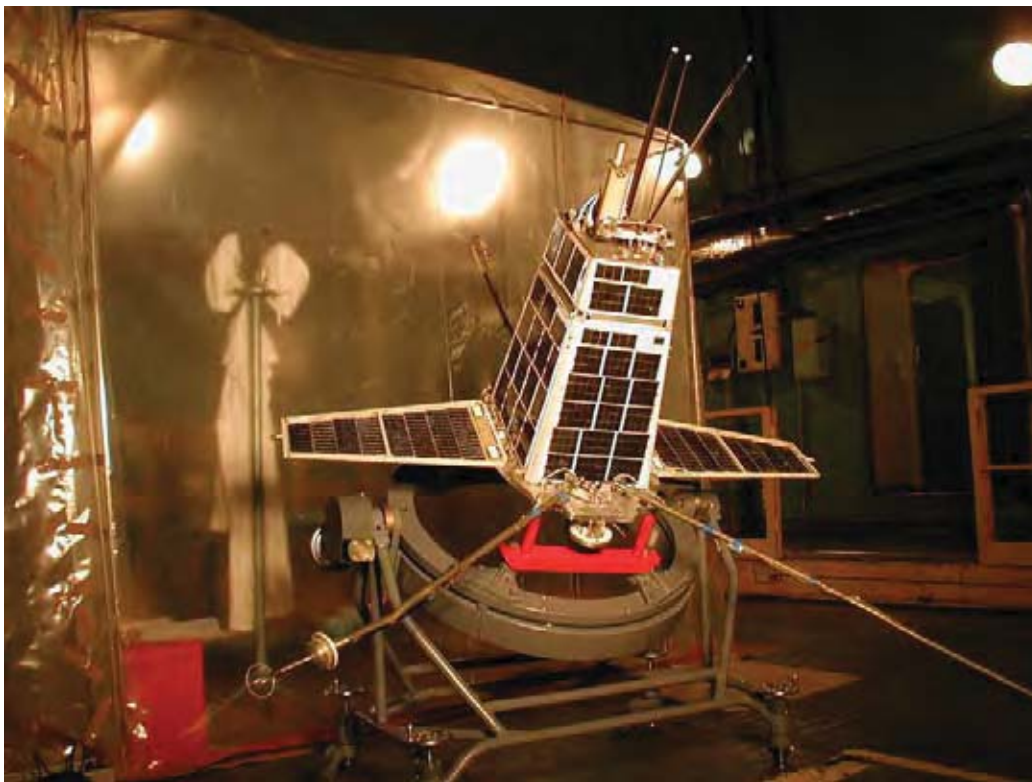


Fig. 4.5 Satélite COMPASS-1

Debido a los resultados obtenidos de COMPASS-1, se decide la construcción del COMPASS-2 que incluye mayor cantidad de equipos de medición entre los que se incluyen detector de electrones, detectores de ondas UHF/VHF, detectores de radiación UV y un analizador de radiofrecuencia para ondas de campo eléctrico. La figura 4.6 muestra al COMPASS-2

El satélite fue puesto en órbita baja desde un lanzamiento marino en un cohete R-29 el 26 de mayo de 2006 con un perigeo de 402Km, apogeo de 492Km y una inclinación de 78.90°. Desafortunadamente el satélite una vez en órbita no respondió a los comandos de la estación terrena por lo que la misión se abandono. Actualmente se planea trabaja en la construcción del satélite COMPASS-2N que se pretende lanzar a finales de 2009.



Fig. 4.6 Satélite COMPASS-2

4.5 Conclusiones

A.- Tradicionalmente, el estudio de anomalías ionosféricas y magnéticas como precursores de terremotos se hace con instrumentos instalados en la cercanía de las fallas, es decir, instrumentos terrestres como iono-sondas, molinillos (medidores de campo eléctrico) y magnetómetros. Sin embargo su instalación se limita a los sitios donde exista corteza continental, es decir tierra firme. Cuando se estudian fallas en las que una placa está en tierra firme y la otra está en el mar, las mediciones en dicha falla se ven limitadas por el hecho de que los instrumentos son colocados por practicidad en el lado de la tierra firme.

B.- La ventaja de realizar las mediciones desde el espacio, es decir usando un satélite, consiste en estudiar la falla de manera más eficiente sin importar si esta se encuentra en tierra firme o en el mar.

C.- Los satélites que se han diseñado con esta aplicación en específico han proporcionado información útil para el estudio del fenómeno sísmico, sin embargo aún no se ha podido considerar un precursor sísmico por anomalía ionosférica o magnética. Tampoco se ha podido descartar que dichas anomalías tengan una relación con los eventos sísmicos por lo que estas se siguen estudiando desde tierra y desde satélites.

Capítulo 5

Desarrollo y algunos resultados del proyecto “Nanosatélite para el estudio de precursores sísmicos”

5.1 Introducción.

La experiencia adquirida de la construcción de los satélites UNAMSAT en el P.U.I.D.E., dejó varios aprendizajes, entre ellos destacan los siguientes: en México se pueden abordar proyectos de satélites pequeños, en el mundo existe un gran interés por parte de países en vías de desarrollo para adquirir satélites pequeños para múltiples aplicaciones, los países desarrollados en tecnología satelital no están interesados en el desarrollo de satélites pequeños, México podría atender los requerimientos de satélites pequeños de países en América Latina y África y potencialmente atender requerimientos de la industria espacial mundial creando plataformas económicas de satélites pequeños que permitieran caracterizar y certificar de manera rápida y económica nuevos dispositivos que dicha industria pretenda usar en proyectos futuros.

Con la firma del Programa de Cooperación Técnica y Científica entre los Estados Unidos Mexicanos y la Federación de Rusia 2003-2004 en el año de 2003, se abre una posibilidad de retomar el esfuerzo realizado años atrás por el P.U.I.D.E. Por lo que a través de la Facultad de Ingeniería de la U.N.A.M. se inicia el reclutamiento de estudiantes para realizar estudios de posgrado en Moscú tanto en la Universidad Estatal Lomonosov de Moscú (U.E.M.) como en el Instituto de Aviación de Moscú (M.A.I.).

La idea es tener un grupo de estudiantes en las distintas áreas de desarrollo de satélites pequeños que al mismo tiempo que realizan sus estudios de posgrado (Maestría y Doctorado) participen en un proyecto real apoyados de la industria satelital Rusa. Es así como surge la idea de construir un satélite pequeño en Rusia con la participación de estudiantes Mexicanos. La primera generación de estudiantes participando en Rusia se formó por 4 estudiantes de Maestría-Doctorado, 1 estudiante de Doctorado y un estudiante de Pos Doctorado, en las áreas de Computación, Telecomunicaciones y Electrónica.

Por otro lado, en México se forma un grupo multi-institucional (ver figura 5.1) que inicialmente es formado por el Centro Tecnológico de Aragón, Instituto de Ingeniería, Instituto de Geofísica y la Facultad de ingeniería todos de la U.N.A.M. cuya tarea inicial es definir la aplicación del satélite. Después de varias reuniones de trabajo se llegó a la conclusión de que lo más adecuado para el proyecto es la construcción de un satélite para el estudio de precursores ionosféricos de terremotos. Originalmente se considera que un nanosatélite será suficiente para realizar la aplicación científica y de ahí surge el proyecto denominado “Nanosatélite para el estudio de precursores de terremotos”. Conforme se avanza en el proyecto y en el diseño del propio satélite resulta que el satélite tendrá un peso alrededor de los 12Kg lo que estrictamente lo convierte en un microsátélite, sin embargo se sigue tratando el proyecto con el nombre de nanosatélite.



Fig. 5.1 Instituciones Mexicanas que participaron en el proyecto

5.2 Diseño del satélite.

Como en todos los proyectos, un factor importante a considerar es el costo del mismo. Para el caso particular de este proyecto, es decir, un satélite de aplicación científica las componentes más importantes son:

- Costo del satélite
- Costo de lanzamiento
- Costo de infraestructura terrena

Dichos costos van muy relacionados con el tamaño del satélite, por lo que el primer parámetro de diseño es buscar que el satélite sea lo más pequeño posible, es decir con el menor peso posible sin que se afecte su rendimiento de operación.

El diseño del satélite parte de la aplicación y definición de su carga útil, de acuerdo a la aplicación el satélite será clasificado como satélite de uso científico, por el tipo de mediciones que se quieren hacer, es decir, mediciones ionosféricas, es conveniente que el satélite se ubique en órbita baja con una inclinación cercana a la órbita polar y con poca excentricidad para poder tener regularidad en los sitios de medición. Con ello ya hemos definido alguno de los parámetros del satélite respecto a su aplicación y tipo de órbita.

Para dichas mediciones ionosféricas se requerirán ciertos instrumentos específicos como carga útil los instrumentos definidos por la parte científica del proyecto (Instituto de Geofísica) son:

- Sonda Langmuir
- Magnetómetro
- Sensor de vector de campo eléctrico
- Receptor GPS
- Contador de partículas

Debido a que en México no se cuenta con la experiencia necesaria para la fabricación de dichos instrumentos, se solicita el apoyo a otras instituciones para el desarrollo de los mismos.

El Instituto Sueco de Física Espacial colaborará con la fabricación de la sonda Langmuir, magnetómetro y sensor de vector de campo eléctrico, para medir

la densidad y temperatura de partículas cargadas en la ionósfera, campos magnéticos así como el vector de campo eléctrico respectivamente. Los tres instrumentos fueron integrados en un solo instrumento que se denominaría “PSI” (Physics in Space Instrument). En el desarrollo del instrumento PSI participó el Instituto Sueco de Física Espacial (Swedish Institute of Space Physics - IRF), el Instituto Real de Tecnología (Royal Institute of Technology - KTH) y la Facultad de Ingeniería de la U.N.A.M.

El IRF, que es parte de Universidad de Uppsala y el KTH en Estocolmo, tienen experiencia en la construcción de experimentos, la participación de la Facultad de Ingeniería en el la construcción del PSI fue la programación de los diversos módulos que tenía que utilizar un protocolo de comunicación entre ellos llamado CAN (Controller Area Network), protocolo utilizado debido a su alta inmunidad a interferencias eléctricas.

La figura 5.2 muestra la integración de los tres instrumentos conformando el PSI en su versión final para ser integrado a la carga útil del satélite.

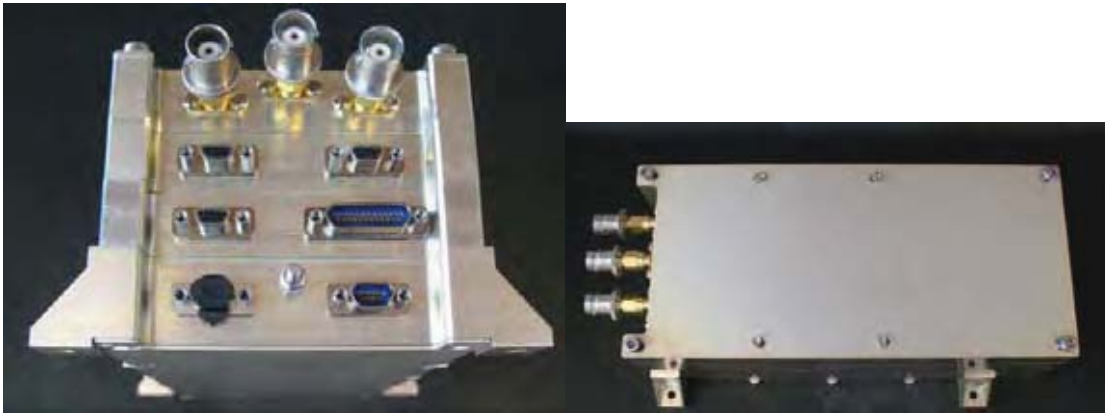


Fig. 5.2 Carga útil PSI

La institución Rusa IZMIRAN estaría al cargo de la fabricación de un receptor GPS para medir anomalías ionosféricas que son captadas como errores en la recepción del receptor GPS y la U.E.M. Lemonosov se encargaría de la fabricación del contador de partículas.

La información obtenida de los distintos instrumentos deberá ser almacenada en el satélite hasta que el satélite este a la vista de la estación terrena para que esta sea descargada a tierra por lo que deberá existir un subsistema de almacenamiento que además coordine la operación de los distintos instrumentos. Dicho subsistema será denominado computadora de carga útil y será desarrollada por M.A.I. quien a su vez integrará la carga útil al satélite. La cantidad de información generada por los instrumentos se estableció en 3Gb por hora. Por el tipo de órbita se consideró que cada 6 horas se tendría disponible al satélite por al menos 10 minutos lo que significa que en 10 minutos la estación terrena debe recibir 18Gb es decir, por lo que se requiere una tasa de 30 Mbps para poder bajar la información almacenada en el satélite, de esta manera se define la capacidad de almacenamiento que debe tener la computadora de carga útil que será de 20Gb que ya considera una reserva de 2Gb por cualquier eventualidad y de define

que se requerirá un transmisor con una tasa de 32Mbps que es una velocidad estándar en muchos sistemas a diferencia de los 30Mbps requeridos.

Por lo que a la lista de instrumentos de la carga útil hay que agregar un transmisor de banda ancha (32Mbps). Scanex, empresa Rusa que fabrica estaciones terrenas de banda ancha en el espectro de 8GHz será la encargada de construir el transmisor de 32Mbps que será exclusivamente para enviar del satélite a tierra la información científica. La figura 5.3 presenta a las instituciones involucradas inicialmente en la fabricación de los distintos instrumentos de la carga útil.



Fig. 5.3 Instituciones extranjeras que inicialmente participaron en el proyecto

De tal forma que los consumos y pesos de la carga útil quedará como se muestra en la tabla 5.1

Instrumento	Peso (gr.)	Consumo (Watts)
PSI	1209	4
Receptor GPS	200	1
Contador de partículas	1400	6
Computadora carga útil	800	7.3
Transmisor banda ancha	1300	8
Total	4909	26.3

Tabla 5.1 Peso y consumo de la carga útil

La carga útil no operará toda al mismo tiempo, durante la operación de medición no operará el transmisor y durante la operación de envío de datos científicos no operará el PSI, receptor GPS ni contador de partículas por lo que podemos considerar que la carga útil consume 18.3W durante el modo de captura de datos y durante el modo de envío de datos a tierra consume 15.3W.

Conforme avanza el proyecto, se presentan algunos contratiempos y se tiene que descartar el uso del contador de partículas, lo que abre la oportunidad de considerar un nuevo instrumento que opere en los mismos rangos de potencia, cantidad de información generada y peso. Por lo que se decide el sustituir al contador de partículas por una cámara fotográfica de resolución media. Esta no tendría relación directa con el estudio de precursores ionosféricos, sin embargo tendría un mayor impacto en la incursión del grupo a la percepción remota lo que al mediano plazo se buscaría fortalecer en proyectos posteriores. La tabla 5.2 muestra un comparativo entre los instrumentos considerados originalmente y los instrumentos que finalmente se consideraron.

Consideración Inicial de instrumentos	Consideración final de instrumentos
Sonda Langmuir	PSI formado por: Sonda Langmuir, magnetómetro y sensor de vector de campo eléctrico
Magnetómetro	
Sensor de vector de campo eléctrico	
Receptor GPS	Receptor GPS
Contador de partículas	Cámara fotográfica

Tabla 5.2 Modificación de instrumentos

En el año de 2005 es reclutada la segunda generación de estudiantes para realizar estudios de posgrado formado por 1 estudiante de Doctorado y 3 estudiantes de Maestría-Doctorado que reforzarán las áreas de Mecánica y Control. De esta manera se tienen recursos humanos para buscar el desarrollo de una plataforma con sistemas de estabilización activos y se define que el satélite tenga una plataforma de estabilización triaxial lo que permite tener un mejor control del mismo y por tanto se tiene también que hacer modificaciones a la carga útil originalmente considerada por lo que el satélite quedará con las siguientes especificaciones:

- Nanosatélite (10Kg)
- Aplicación Científica (Mediciones de la Ionósfera)
- Órbita baja (por el tipo de aplicación)
- Estabilización y Orientación activo (Ruedas de inercia y par magnético)

Por lo que el proceso de diseño del satélite continúa con la selección de alguna plataforma existente capaz de proveer las condiciones de operación planteadas en las especificaciones antes mencionadas. Después de considerar las opciones existentes en ese momento con diversas empresas Rusas, se selecciona a la compañía Scanex que presenta en ese momento la plataforma más adecuada tanto en costo como en funcionalidad para el proyecto. La figura 5.4 muestra dicha plataforma.

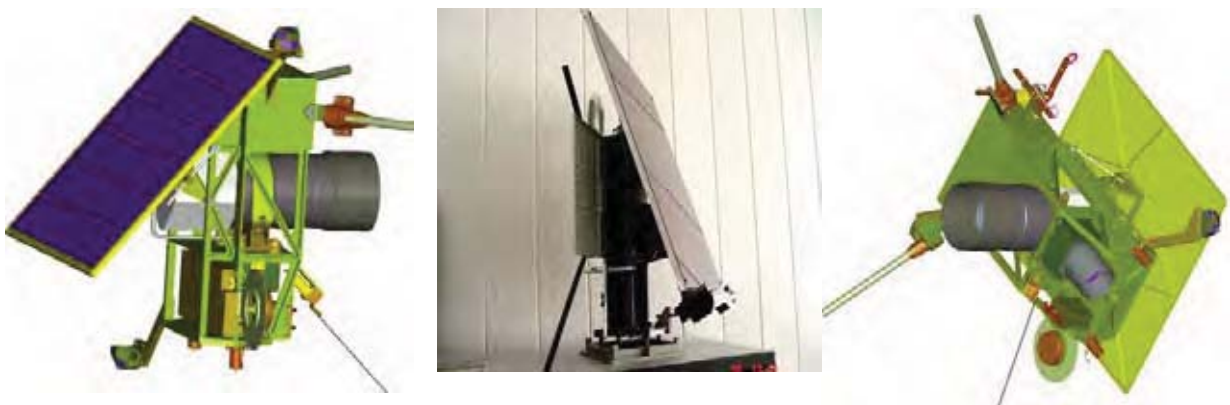


Fig. 5.4 Prototipo de la plataforma satelital a utilizar

El sistema de telemetría y comando quedará conformado por un par de transmisores en la banda de 70cm (437MHz) con antenas tipo dipolo configuradas para proveer polarización circular, el receptor en la banda de 2m (145MHz) con una antena tipo monopolo, usando una velocidad de transferencia de información de 9.6Kbps. La selección de dichas bandas de frecuencia para su operación se basa en el hecho de utilizar frecuencias no comerciales y utilizar frecuencias para satélites de radioaficionados, con ello se facilitan los trámites de registro de frecuencias para el satélite.

El sistema de orientación y control contará con magnetorcas controladas a partir de un magnetómetro triaxial, tendrá también sensores solares de ángulo amplio así como sensores de horizonte, además contará con el uso de ruedas de inercia en 3 ejes, por lo que todos subsistemas aportarán que el sistema de orientación y control tenga como máximo error de orientación 1° y máximo error de estabilización 0.2°.

El sistema térmico será de tipo pasivo y estará integrado en la estructura del satélite de tal manera que no consumirá energía. Solamente al momento de querer incrementar la temperatura del satélite, se hará de manera indirecta incrementando la potencia del transmisor de telemetría cuyo disipador del transistor de potencia estará conectado a la estructura del satélite.

El sistema de suministro eléctrico contará con un banco de baterías de ión-litio, un sistema cargador regulador de baterías que se encargará de administrar el suministro de energía a la carga así como la carga de las baterías a través del arreglo de celdas solares de arseniuro de galio con potencia de 36 watts en promedio por órbita.

Finalmente los consumos y pesos totales del satélite quedarán como se muestra a continuación en la tabla 5.3.

Módulo	Peso (gr.)	Consumo (Watts)
Carga útil (modo de captura)	4,909	18.3
S. orientación y estabilización	1,200	10
Sistema de energía	1,700	0.5
S. telemetría y comando	1,000	4
S. Computadora principal	800	1.2
Estructura y S. Térmico	1,850	0
Sensores complementarios	300	0.3
Total	11,759	34.3

Tabla 5.3 Peso y consumo del satélite.

El diseño se ha hecho considerando que el satélite opere en órbita baja por un periodo de cuando menos dos años. Para ello se busca un lanzamiento como carga secundaria (ya que este es menos costoso, en el orden de \$15,000 USD por Kg), entre las diversas opciones están compañías que ofrecen los lanzadores de Rusia o de Ucrania.

A continuación se muestra en la tabla 5.4 un comparativo entre los diversos satélites que han sido diseñados con fines de estudio de precursores de terremotos.

Especificaciones	QuakeSat	Demeter	Compass	Compass 2	Nanosatélite*
Masa (Kg)	3	130	80	80	12
Volumen (cm)	10x10x30	60x60x80	170x80x50	170x80x50	60x60x18
Tipo de órbita	Polar	98.3°	99.7°	78.9°	Polar
Altura de órbita (Km)	840	715	996 -1015	402 - 492	550
Vida útil prevista (años)	0.5	2	3	3	2
Sistema de estabilización	Gradiente gravitacional y magnetorcas	Magnetorcas, ruedas inerciales e hidrazina	Magnetorcas, ruedas inerciales y gradiente gravitacional	Magnetorcas, ruedas inerciales y gradiente gravitacional	Magnetorcas, ruedas inerciales

Tabla 5.4 Características de satélites para estudio de precursores ionosféricos.

5.3 Diseño de la estación terrena para comando y telemetría.

Para poder operar el satélite se requerirá de 2 estaciones terrenas. Una será para control y telemetría y la otra será para la recepción de los datos científicos. La antena para recepción de datos científicos operará en la banda de 8GHz por lo que requiere ser un plato parabólico. Dicha antena recibirá los datos provenientes de los instrumentos científicos del satélite los cuales serán codificados por la computadora de la carga útil que es desarrollada por MAI (Instituto de Aviación de Moscú).



Fig. 5.5 Antena para la banda de 8GHz

Debido al presupuesto inicial del proyecto, no se consideró la adquisición inicial de la estación terrena para la recepción de los datos científicos, por lo que se buscaron acuerdos con instituciones que contaran con una infraestructura que pudiese adaptarse para recibir los datos científicos. IZMIRAN en Rusia es una de las instituciones que tiene dicha infraestructura y a la que se solicitó su apoyo. En México se busca la cooperación de la Secretaría de Marina que también cuenta con una antena operando en 8GHz. La figura 5.5 muestra la antena utilizada en dicha frecuencia por IZMIRAN. Las características generales requeridas por la estación son que tenga el plato parabólico de 4m de diámetro mínimo y el alimentador para operar en 8GHz así como un sistema de apuntamiento en dos ejes con error de posición no mayor a 1 minuto de grado y corrección de apuntamiento cada 250ms.

La otra estación terrena requerida en el proyecto es la de comando y telemetría que será la encargada de tener el control del satélite en órbita.

La estación terrena para comando y telemetría constará de:

- Un radio transmisor para la banda VHF
- Un radio receptor para la banda de UHF
- Una antena para VHF
- Una antena para UHF
- Un sistema de control de antenas en azimut y elevación
- Una computadora
- Un MODEM
- Un programa de predicciones orbitales

En la figura 5.6 se puede observar el esquema general de la estación terrena para telemetría y comando mostrando sus principales componentes.

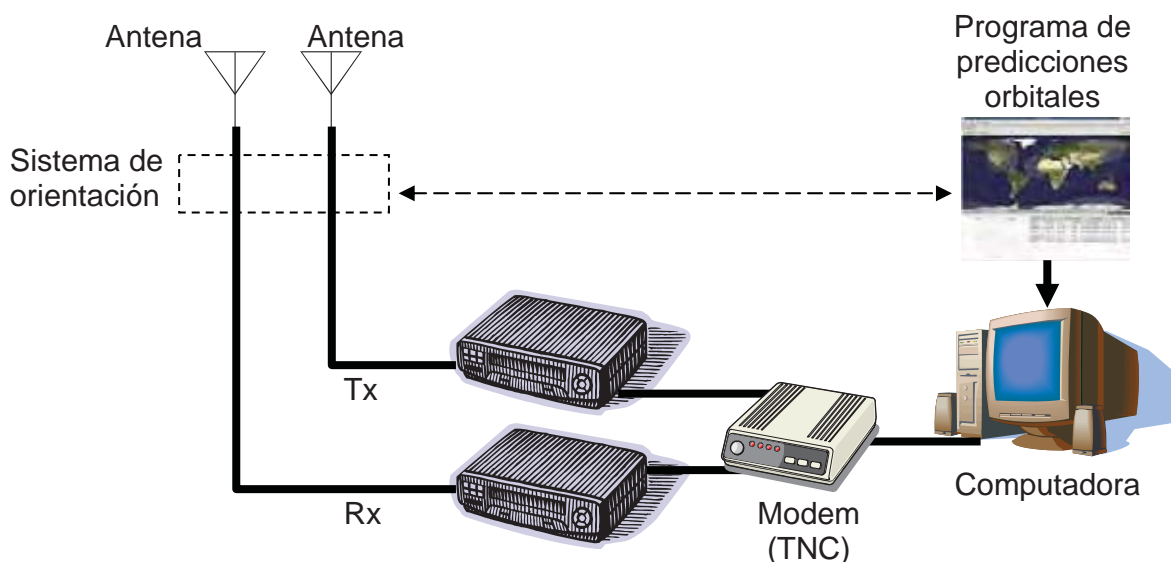


Fig. 5.6 Esquema de la estación terrena para comando y telemetría.

La selección de cada uno de los elementos de la estación terrena toma en cuenta los siguientes criterios: Precio, desempeño y disponibilidad.

Este esquema surge del siguiente análisis, primero se debe considerar cuales serán las pérdidas que sufrirá la señal en el trayecto de la estación terrena al satélite. Considerando la figura 5.7 se puede determinar la distancia máxima al satélite o rango máximo satelital para órbitas circulares o elípticas, considerando para el caso de órbitas elípticas la altura satelital sobre el eje mayor de la órbita.

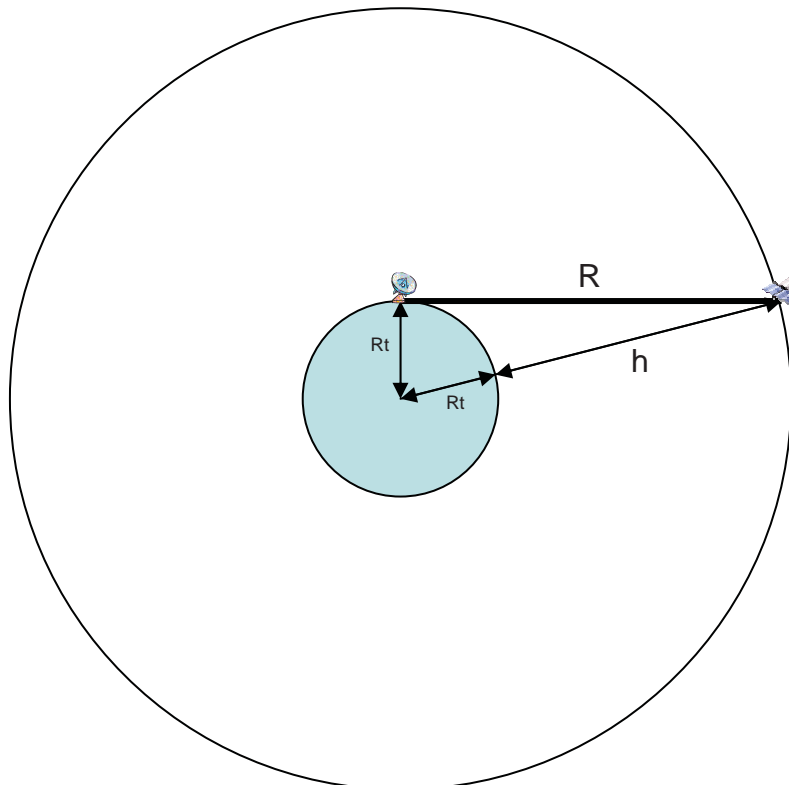


Fig. 5.7 Rango satelital.

Partiendo del teorema de Pitágoras tenemos la siguiente expresión:

$$(R_t + h)^2 = R^2 + R_t^2 \quad (5.1)$$

De donde se obtiene:

$$R = \sqrt{h^2 + 2R_t \cdot h} \quad (5.2)$$

$R_t=6.378\text{Km}$ (radio de la tierra y $h=550\text{Km}$ (altura máxima de la órbita) por lo que se obtiene:

$$R=556.34 \text{ Km} \quad (5.3)$$

Ahora lo que se calcula son las pérdidas por espacio libre que esta dada por la siguiente expresión:

$$L_{SFL} = \left(\frac{4\pi R}{\lambda} \right)^2 = \left(\frac{4\pi R f}{c} \right)^2 \quad (5.4)$$

$$L_{SFL}(dB) = 10 \log(L_{SFL}) \quad (5.5)$$

Donde λ es la longitud de onda, f la frecuencia y c la velocidad de la luz, sustituyendo valores se tiene la siguiente tabla:

Frecuencia (MHz)	L_{SFL} (dB)
437	140.16
145	130.58

Tabla 5.5 Perdidas por espacio libre

El subsistema de telemetría y comando del satélite debe radiar lo más omnidireccional posible con el objetivo de poder hacer contacto con el satélite aún cuando este no estuviera apuntando su sistema de telecomunicaciones hacia la estación terrena. Debido a que se trata de satélites pequeños que no tienen un gran plano de tierra se utilizan antenas tipo dipolo en el satélite, lo que tendrá que ser compensado en tierra con el uso de antenas direccionales tal y como se demuestra con el siguiente análisis.

Cálculo del enlace descendente.

Considerando los datos de la siguiente tabla se tiene:

P_{Tx}	3 [dBw]
G_{Tx}	2.14 [dB]
L_{Tx}	2 [dB]
L_{mis}	3[dB]
R_{Tx}	9600[bps]
Modulación	PSK

Tabla 5.6 parámetros del satélite

$$PIRE = P_{Tx} + G_{Tx} - L_{Tx} \quad (5.6)$$

$$PIRE = 3 + 2.14 - 2 = 3.14 [dBW] \quad (5.7)$$

Por lo que el nivel de señal recibida en la estación terrena será:

$$S_{ET} = PIRE - L_{SFL} - L_{mis} \quad (5.8)$$

$$S_{ET} = 3.14 - 140.16 - 3 = -140.02 [dBW] = -110.02 [dBm] \quad (5.9)$$

Los requerimientos en tierra están dados en la siguiente tabla:

T_e	300[K]
S/N	>10 [dB]

Tabla 5.7 parámetros de la estación terrena

Para calcular el ruido utilizamos la siguiente expresión:

$$N = kTB \quad (5.10)$$

Donde k es la constante de Boltzmann igual a 1.38×10^{-23} [J/K], T es la temperatura de ruido equivalente y B el ancho de banda del ruido.

Para determinar el ancho de banda utilizando modulación PSK se tiene:

$$B = 1.2 \left(\frac{R_{Tx}}{\log_2 M} \right) \quad (5.11)$$

Donde $M=2$ para PSK o $M=4$ para QPSK, por lo que:

$$B = 1.2 \left(\frac{9600}{\log_2 2} \right) = 11,520 [Hz] \quad (5.12)$$

Sustituyendo en la ecuación 5.10 se tiene:

$$N = 4.77 \times 10^{-17} [W] = -163.21 [dBW] \quad (5.13)$$

De la tabla 5.7 sabemos que se requiere una relación señal a ruido mayor de 10dB por lo que:

$$\frac{S}{N} > 10dB \quad (5.14)$$

La potencia de la señal recibida en el receptor será:

$$S = S_{ET} + G_{Rx} - L_{pol} - L_{var} \quad (5.15)$$

Donde las pérdidas por polarización se consideran de 3dB y las pérdidas varias también 3dB, por lo que:

$$S = -140.02 + G_{Rx} - 3 - 3 = -146.02 + G_{Rx} \quad (5.16)$$

Sustituyendo (5.13) y (5.16) en (5.14):

$$\frac{S}{N} = -146.02 + G_{Rx} - (-163.21) = 17.19 + G_{Rx} [dB] \quad (5.17)$$

De (5.17) podemos obtener las siguientes conclusiones:

- La estación terrena podría trabajar de manera correcta con una antena tipo dipolo que tiene una ganancia muy baja ya que la relación señal a ruido sin considerar la ganancia de la antena receptora es superior a la requerida por 7.19 dB. A pesar de ello se sugiere la utilización de una antena que tenga mayor directividad con el fin reducir las posibles interferencias provocadas por la estación terrena. Además esto permitirá que la estación terrena no solo pueda ser usada para el satélite en cuestión, también podría ser usada con otros satélites que tengan distintos niveles de potencia debido a la órbita en que se encuentren, tipo de modulación y características su transmisor.

Considerando los criterios de selección mencionados anteriormente se utiliza una antena tipo Yagi de 14dB donde los resultados finales son:

$$S = -132.02[dBW] = -102.02[dBm] \quad (5.18)$$

$$\frac{S}{N} = 31.19[dB] > 10dB \quad (5.19)$$

- De (5.18) se puede concluir que el receptor requerido para la estación terrena debe tener una sensibilidad mayor o igual a -102.02 dBm por lo que el siguiente paso es la selección del radio receptor.

Tomando en cuenta los criterios de selección establecidos, se buscará que en un mismo chasis se integre el radio transmisor y el radio receptor quedando finalmente tres transreceptores (Transmisor-Receptor) con características muy similares de las que destacan las mostradas en la tabla 5.8:

Marca	Modelo	Potencia VHF (W)	Potencia UHF (W)	Sensibilidad (uV)	Precio (USD)
ICOM	910H	100	75	0.11	1,399
Yaesu	FT-847	50	50	0.2	1,299
Kenwood	TS-200	100	50	0.2	1,399

Tabla 5.8 características de transceptores

Debido a que el transceptor marca ICOM tiene la mejor sensibilidad y la mejor relación potencia precio, es el radio seleccionado. Ahora hay que ver si la sensibilidad del radio es suficiente para el enlace o requerirá de algún preamplificador.

Partiendo de la ley de Ohm tenemos que y sabiendo que la Potencia es el producto del voltaje por la corriente, tenemos:

$$P_{Rx} = \frac{V^2}{R} [W] \quad (5.20)$$

Sustituyendo el valor de sensibilidad del receptor expresado en Volts y considerando la resistencia de carga de 50Ω se obtiene:

$$P_{Rx} = \frac{0.11 \times 10^{-6}}{50} = 2.42 \times 10^{-16} [W] = -126.16 [dBm] \quad (5.21)$$

De (5.18) se tiene que el nivel de señal requerido es de -102.02dBm y el receptor seleccionado tiene una sensibilidad de -126.16dBm por lo que existe un margen en el receptor de 24.14dB por tal motivo no se requiere preamplificador.

El sistema de orientación seleccionado fue un rotor Yaesu-G5500 ya que fue el único disponible para operar en azimut y elevación además de proveer la posibilidad de poderse operar de manera manual o a través de la computadora.

Lo mismo ocurrió con el MODEM, el único disponible al momento de hacer el pedido fue el PK232 cuyas características son suficientes para poder operar entre los radios y la computadora.

Existen varios programas para predicciones orbitales, la tabla 5.9 muestra algunas de sus características.

Programa	Plataforma	Precio (USD)	Manipula seguimiento	Manipula sintonía
MacDoppler	Mac OS 10.4, 10.5	100	Si	Si
Nova for windows	Windows	60	Si	Si
SatPC32	Windows	50	Si	Si
InstantTrack	DOS	50	Si	Si
SatScape	Windows	0	No	Si

Tabla 5.9 Programas para predicciones orbitales

Puesto que la computadora en donde operará el programa tiene un sistema operativo Windows y además se busca que en un futuro la estación pueda operar de manera autónoma lo que requerirá la manipulación del seguimiento así como la sintonía de los radios, las opciones se reducen a Nova y SatPC32 donde este último es \$10 USD más barato, sin embargo al momento de evaluar los DEMOS, resulto que el programa Nova tiene mejor calidad de gráficos además de presentar gráficos en 3D. Por tal motivo el programa seleccionado es “Nova for windows”.

La figura 5.8 muestra la estación terrena instalada en el edificio Valdez Vallejo. Las especificaciones técnicas de los componentes de la estación terrena se muestran en el anexo “A”.



Fig 5.8 Estación terrena.

5.4 Subsistema de telemetría y comando alterno.

Una desventaja que presentan los satélites de órbita baja es que no se pueden monitorear en tiempo real, es decir, estos solo se pueden monitorear en tiempo real cuando se encuentran a la vista de la estación terrena, esto se debe a que la huella del satélite solamente cubre un área limitada que además se mueve de acuerdo a la trayectoria del satélite. En la figura 5.9 podemos observar dentro del círculo anaranjado sobre México la huella que tiene un satélite de órbita baja.



Fig. 5.9 Huella de un satélite de órbita baja.

Se considera para este satélite (ya que depende del tipo de órbita específica) que se tendrán 4 vuelos de 10 minutos cada uno sobre la estación terrena por día, además se tendrán otros vuelos de menor duración, de manera que se tendría la posibilidad de hacer contacto con el satélite cuando menos 40

minutos por día, es decir solo cuando el satélite se encuentra en línea de vista con la estación terrena.

La forma como se ha tratado de superar dicha situación hoy en día es haciendo acuerdos entre distintas estaciones terrenas por todo el mundo con lo que se aumenta los periodos en que el satélite puede ser visible. Las estaciones son conectadas vía Internet para ser manipuladas de forma remota. Sin embargo, el monitoreo y comando del satélite en tiempo real dependerá del número de estaciones alrededor del mundo con quien se haya realizado el acuerdo correspondiente y dado que dichos acuerdos son recíprocos, es decir, el tiempo que utilice otras estaciones terrenas es el tiempo que otras estaciones terrenas utilizaran la propia, no es conveniente tener muchos compromisos ya que esto provocará que la estación terrena propia este un mayor tiempo ocupada en satélites que no son el propios limitando la posibilidad de usarla para otras actividades.

La propuesta para tener un sistema de telemetría y comando en tiempo real durante un tiempo mucho mayor que el logrado con el uso de varias estaciones terrenas es el uso de un radio MODEM satelital del sistema Globalstar.

El sistema Globalstar es una constelación de 40 satélites operando en órbita baja (1,414Km) y 4 satélites en órbita de refacción. El sistema fue diseñado para comunicaciones telefónicas y se han ido adicionando servicios como el de monitoreo telemétrico que será el servicio que se propone utilizar como sistema alternativo de monitoreo y control alterno en el satélite. Con la configuración de satélites en órbita el sistema Globalstar tiene la posibilidad de dar una cobertura de cerca del 60% del mundo. Esto se debe a la manera en como opera dicha constelación, ya que a pesar de que la huella del satélite pueda cubrir una cierta área donde se encuentre un usuario, si en dicha área no existe un "Gateway" (Estación terrena del sistema Globalstar), el satélite de la constelación no podrá realizar en enlace del usuario con el sistema. La figura 5.10 muestra la constelación y el satélite utilizado para dicho sistema.

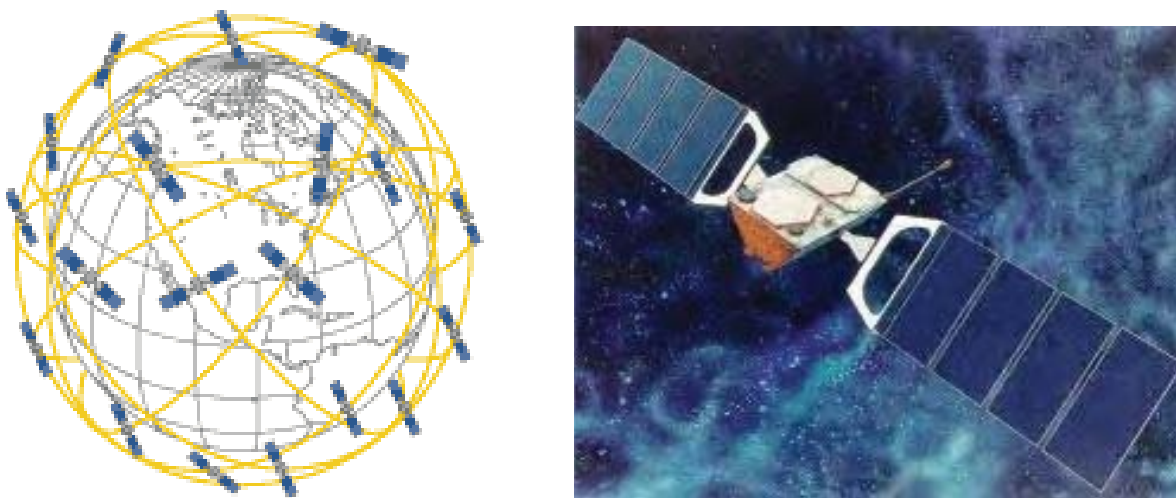


Fig. 5.10 Constelación y satélite Globalstar

La figura 5.11 muestra la cobertura del sistema Globalstar indicando los lugares donde se cuenta con “Gateways”.

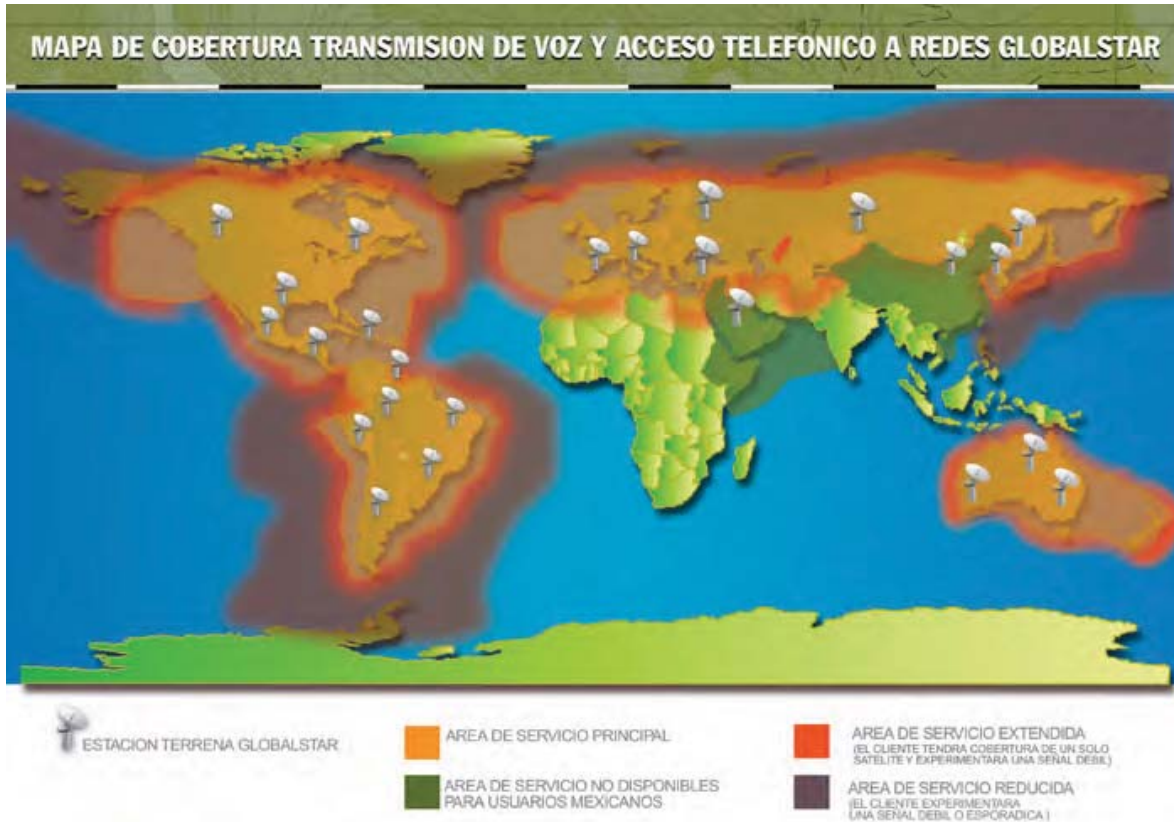


Fig. 5.11 Cobertura del sistema Globalstar

El servicio a utilizar por Globalstar es conocido como “Globalstar Datos”, es un servicio de transmisión de datos que en conjunto con un módem para propósito especial provisto por Globalstar, puede realizar las funciones de monitoreo remoto (telemetría) y comando remoto.

Globalstar ofrece módems para propósitos especiales, como por ejemplo el rastreo de activos, flotillas de vehículos, monitoreo de estaciones de energía eléctrica, tanques de petróleo, medidores de parámetros, en fin para todas aquellas mediciones de datos que necesiten ser registradas y transmitidas desde lugares lejanos sin facilidades de comunicaciones.

Para la aplicación de comando y telemetría requerida en el satélite, se requiere un módem duplex. El módem Duplex Satelital Globalstar GSP-1620 permite una comunicación confiable de dos vías para acceso a Internet o para recuperar y enviar datos de equipos de propósito específico. Dicho módem utiliza una antena externa y puede ser configurado para trabajar en dos modos distintos de operación, el modo “Paquetes” que utiliza una red de conmutada de paquetes TCP/IP como lo es Internet para acceder al módem y el modo “Asíncrono” que utiliza la red pública de telefonía para acceder al módem.

El modo de operación seleccionado para operar con el satélite es el modo “Paquetes” que esencialmente funciona como un nodo en Internet con una dirección IP que puede ser dinámica (cuando el usuario se considera en un sistema móvil que estará conectándose por diversos gateways) o puede ser fija (cuando el usuario solo se conectará en un mismo gateway). El módem opera a través de una interfase estándar RS-232 a 9600 bps full duplex y utiliza comandos estándar tipo Hayes AT (modem attention). La figura 5.12 muestra el esquema general de operación del módem GSP-1620. El transmisor del módem opera en la banda S en el rango de 2,484.39 a 2,499.15 MHz y su receptor en la banda L en el rango de 1,610.73 a 1,624.49 MHz.

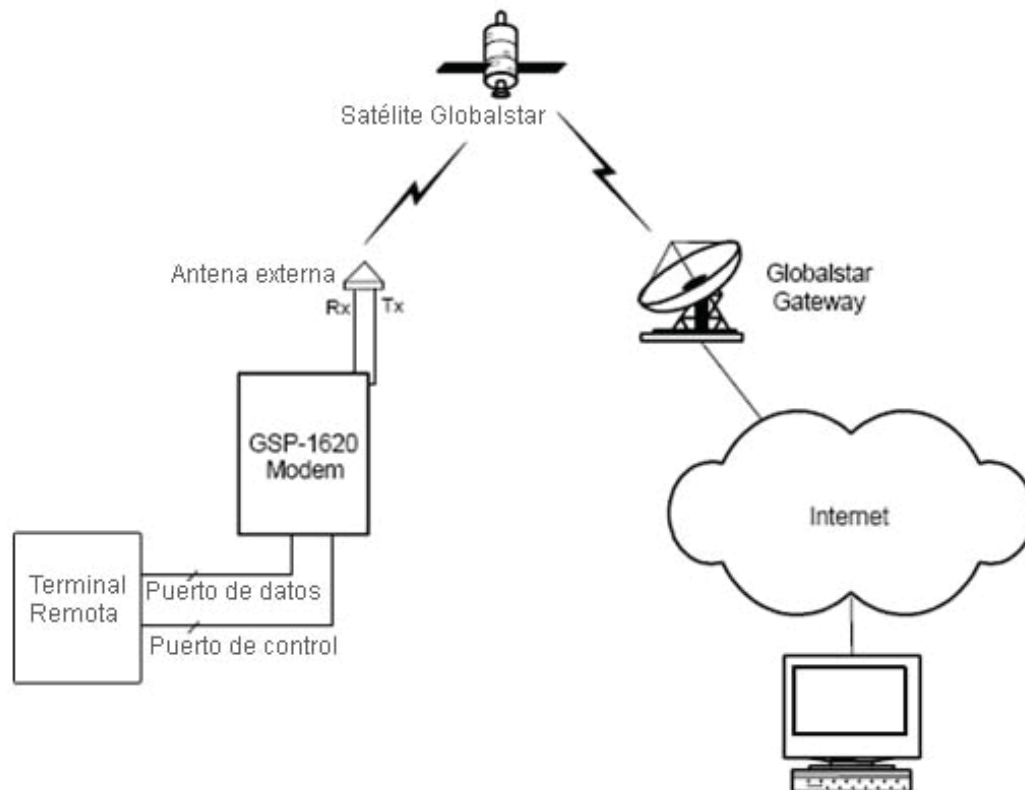


Fig. 5.12 Operación del módem satelital Globalstar

El módem opera con una fuente de 12V y consume 5.4W, si observamos la tabla 5.3 donde se muestran los consumos del satélite, el sistema de telemetría y comando considerado en el satélite consume 4W a diferencia de este sistema propuesto que consume 1.4W adicionales. Aun con estos 1.4W adicionales se tendría un consumo total del satélite de 35.7W que esta por debajo de los 36W promedio por órbita considerados en el diseño del satélite. La tabla 5.10 muestra los consumos del módem GSP-1620 considerando sus distintos modos de trabajo. En el modo “shutdown” el módem no opera. En el modo “standby” el receptor del módem esta operando y el módem se encuentra listo para transmitir. En el modo “transmit” el módem se encuentra transmitiendo y también puede estar recibiendo comandos.

Modo	Mínimo	Típico	Máximo	Unidades
Shutdown	1.2	2.4	3.6	mW
Standby	.28	.5	2.4	W
Transmit	3.6	4.8	5.4	W

Tabla 5.10 Consumos del módem GSP-1620

La figura 5.13 muestra las dimensiones tanto del módem como de su antena y la tabla 5.11 indica el peso de éstos.

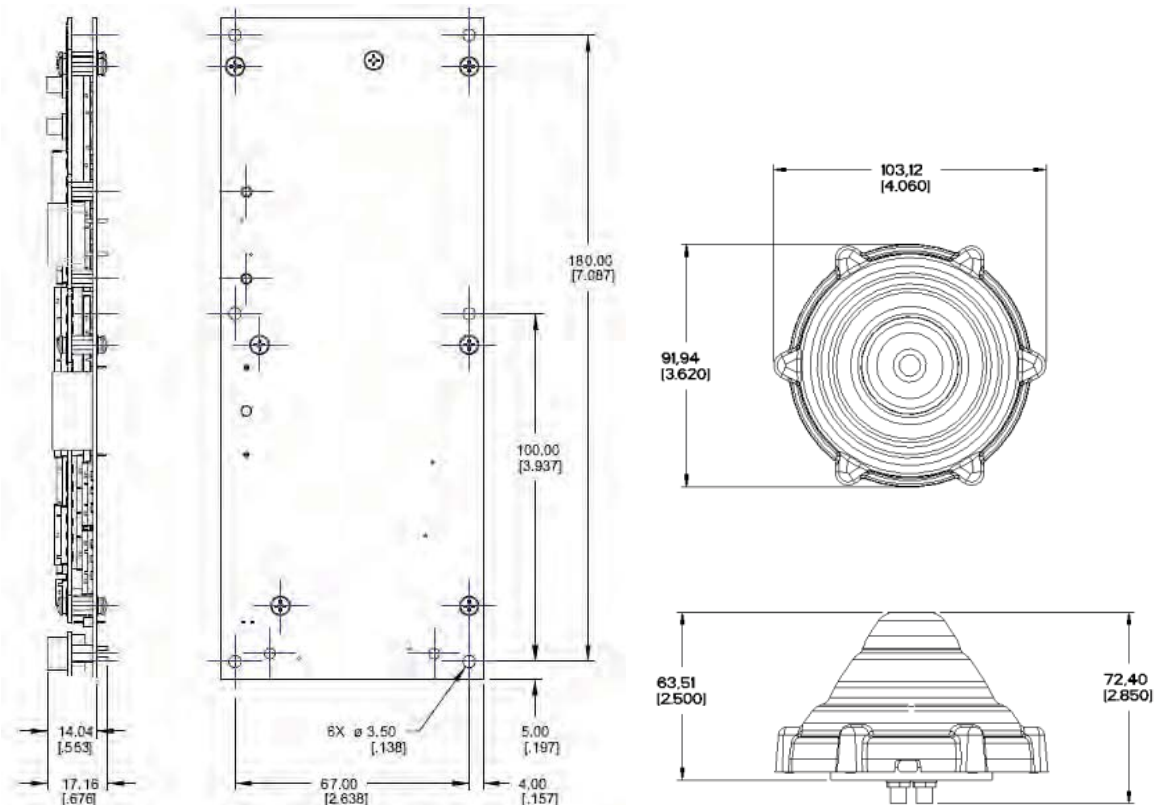


Fig. 5.13 Dimensiones del módem y su antena (mm[pulgadas])

Módulo	Peso (gr.)
Módem	180
Antena	250
<i>Total</i>	<i>430</i>

Tabla 5.11 Pesos del subsistema propuesto

De la tabla 5.3 podemos ver que existirá un incremento en el peso total del satélite pasando de 11.759Kg a 12.189Kg, y de la tabla 5.4 donde se muestra el volumen del satélite, se puede concluir que el módem satelital y su antena pueden ser incorporados en el volumen considerado inicialmente para el satélite. Las especificaciones técnicas del módem Globalstar se presentan en el anexo "B"

El impacto económico que representa el incorporar dicho subsistema alternativo se verá como una parte inicial y una parte variable que dependerá de la operación de telemetría y comando del satélite. La parte inicial tendrá la componente del costo del módem así como el incremento del costo del lanzamiento (recordemos que es del orden de \$15,000 USD por Kg.) y la parte variable dependerá de la cantidad de veces y la duración que el sistema es utilizado, es decir, cuantos minutos mensuales se utiliza el sistema para acceder al satélite para comando y telemetría. La tabla 5.12 resume los costos involucrados en el sistema.

Concepto	Costo inicial(USD)	C. variable mensual (USD)
Incremento del lanzamiento	\$6,450	-
Costo del módem y antena	\$900	-
Activación de la línea	\$50	-
Renta mensual	-	\$25
Costo por minuto	-	\$1
<i>Total</i>	<i>\$7,400</i>	<i>\$25 + \$ minutos</i>

Tabla 5.12 Costos del sistema propuesto

De manera que los subsistemas del satélite completo quedarán como se muestra en la figura 5.14

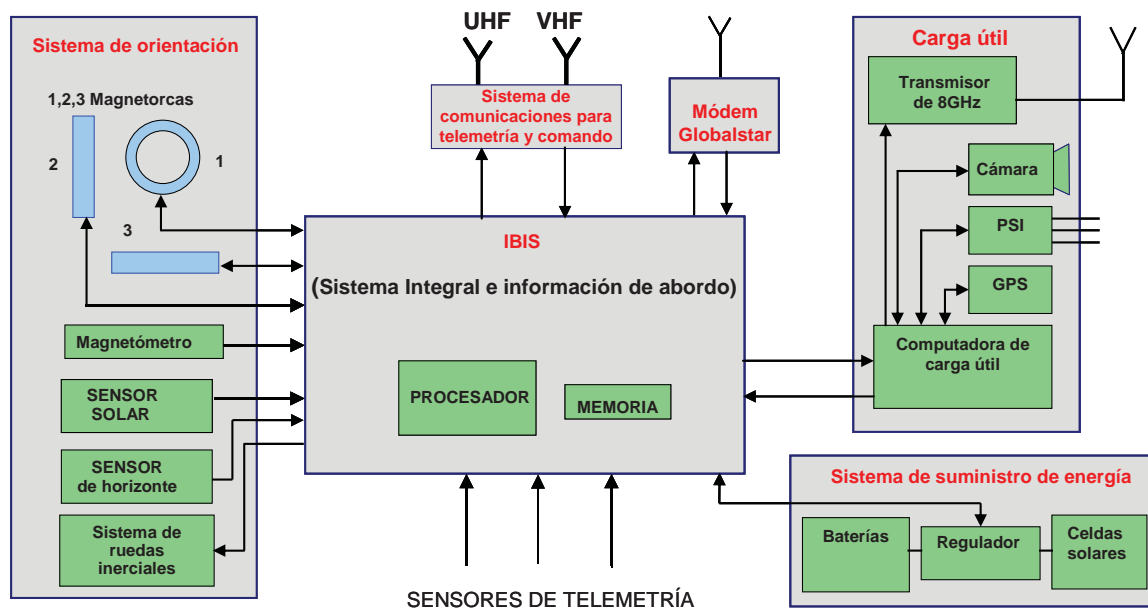


Fig. 5.14 Diagrama a bloques de los subsistemas del satélite completo.

5.5 Conclusiones

A.- El proyecto del nanosatélite, se fue modificando conforme se avanzó en este. Ejemplo de esto es la sustitución en la carga útil del contador de partículas

considerado originalmente por la cámara fotográfica. La incorporación de dicha cámara abre la posibilidad a realizar investigación en procesamiento digital de imágenes, área de interés para el departamento de Telecomunicaciones.

B.- La estación terrena de telemetría y comando fue diseñada para que además de ser utilizada con el nanosatélite propio, pueda ser utilizada con otros satélites que operen en la banda de radioaficionados. De esta manera se tiene la posibilidad de colaboración con otras instituciones que estén operando satélites de órbita baja lo que promueve la participación del Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones y sus estudiantes en proyectos internacionales, con ello se reforzará la formación de los estudiantes en el desarrollo de habilidades y competencias para la globalización a la que se enfrentarán.

C.- El sistema de telemetría y comando propuesto tiene la ventaja de poder hacer contacto con el satélite un mayor tiempo que utilizando la forma tradicional, lo que permite un mejor monitoreo y control del mismo. Tiene la limitante de no ser fabricado con estándares espaciales ya que es un sistema diseñado para uso terrestre con estándar industrial, sin embargo modificando algunos de sus componentes podría ser usado en misiones de hasta 2 años de vida útil.

D.- Una vez comprobado el éxito de este sistema en órbita se podría buscar un acuerdo con Globalstar para fabricar dicho módem con estándar espacial para futuras misiones.

Capítulo 6

Propuesta de acciones e infraestructura para proyectos espaciales en el Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería de la U.N.A.M.

6.1 Introducción

Como se mostró en el capítulo 1 “Desarrollo Espacial en México”, uno de los principales problemas en México en materia de desarrollo Espacial es la discontinuidad en los proyectos. Se observa que en ciertos momentos hay grupos entusiastas realizando proyectos que una vez concluidos (en el mejor de los casos) se ven en la necesidad de desintegrarse ya que no continúan los apoyos necesarios para continuar con nuevos proyectos. Es importante tener claro que cualquier área de desarrollo requiere una formación constante de recursos humanos que se vean involucrados en la realización de proyectos de manera continua.

Hoy en día existe un área de oportunidad en materia de desarrollo espacial que México puede aprovechar, el desarrollo de satélites pequeños.

Desde la década de los 90's el desarrollo de satélites pequeños en Universidades ha venido incrementándose, debido principalmente a lo exitoso de los programas donde los alumnos participan en el desarrollo de subsistemas que operarán en el espacio, lo que le da al alumno un conocimiento que anteriormente solo podía adquirir en la industria espacial. Dichos desarrollos han sido atractivos también para instituciones o gobiernos de países en vías de desarrollo principalmente en África y América Latina debido principalmente a sus aplicaciones en percepción remota.

En países desarrollados, las empresas dedicadas al desarrollo de satélites están concentradas en satélites grandes principalmente de aplicaciones para telecomunicaciones geoestacionarias por lo que no están interesadas en desarrollar satélites pequeños. Esto abre la oportunidad de satisfacer dicha necesidad. Surgida de un programa de satélites pequeños de la Universidad de Surrey, en Inglaterra, Surrey Satellite Technology Limited (SSTL) es la única compañía que se dedica exclusivamente al desarrollo de satélites, en la actualidad están emergiendo compañías Rusas que ven un nicho de oportunidad en esta área sin embargo aún no se han consolidado como Surrey.

Es este nicho el que México podría aprovechar por varios factores, el primero es la posición geográfica de México lo que permitiría atender principalmente el mercado de América Latina y Estados Unidos. En Estados Unidos existen varias compañías desarrolladoras de satélites grandes que buscan de manera económica y rápida probar algunos sensores o dispositivos que pretenden utilizar en sus desarrollos. Las plataformas de satélites pequeños proveen ese medio económico y rápido para probar dichos dispositivos en el espacio antes de utilizarlos en los grandes satélites o artefactos espaciales como

puede ser los utilizados en la Estación Espacial Internacional o para el proyecto del regreso del Hombre a la Luna.

6.2 Propuesta para la formación de recursos humanos.

Una componente importante en el desarrollo tecnológico es el recurso humano. En México se han formado algunas generaciones de especialistas en tecnología satelital tanto en la parte del desarrollo tecnológico pero mayormente en la parte de usuario tecnológico.

Sin embargo, existe poco conocimiento de la sociedad referente a dichos temas y donde la sociedad incluye a medios de comunicaciones, estudiantes, profesores, etc.

Por lo que además de la formación de recursos humanos en el área satelital se debe tener un programa de divulgación al mismo respecto. Aprovechando las diversas disciplinas con las que se cuenta en el departamento de Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería, es interés del departamento el participar en proyectos de pequeños satélites enfocándose principalmente a subsistemas de telecomunicaciones.

Existe el esfuerzo por parte de la Facultad de Ingeniería de formar Maestros y Doctores en el área de Tecnología Espacial en Instituciones ubicadas en Moscú, Rusia, este es un esquema de formación de recursos humanos a largo plazo, ya que el estudiante de licenciatura debe esperar cuando menos 5 años para regresar con su título Doctoral.

Una propuesta de formación de recursos humanos en el Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería que puede generar resultados a corto plazo complementándose con el esquema de largo plazo es la siguiente:

- Impartir a los alumnos de licenciatura la asignatura "Temas selectos de tecnología Espacial". En el anexo "C" se presenta el temario y contenido de dicho curso. De este obtendrá sólidas bases para poder participar en los proyectos de materia espacial propuestos por el departamento.
- Complementar las diversas clases del departamento de Telecomunicaciones con prácticas en la estación terrena para establecer enlaces con satélites de órbita baja para radioaficionados. El departamento cuenta con equipo para enlaces a satélites geoestacionarios de telecomunicaciones, sin embargo no cuenta con el segmento espacial para poder realizar dichos enlaces, lo que hace que las prácticas sobre este tipo de satélites requiera contratar segmento espacial y pagar por este montos que están fuera del presupuesto del departamento.
- Capacitar en materia espacial a los profesores del departamento con cursos y talleres intersemestrales. De tal forma que de acuerdo al interés de cada profesor de acuerdo a su asignatura pueda proponer proyectos relacionados con el espacio en el que puedan participar sus alumnos de manera multidisciplinaria con alumnos de otras asignaturas.

-
- Creación de un laboratorio de Tecnología Espacial. En este laboratorio se llevarán a cabo los diversos proyectos multidisciplinarios del departamento así como la realización de enlaces con satélites pequeños de órbita baja para radioaficionados, por lo que no se requiere pagar segmento espacial. De tal forma que los proyectos realizados se puedan presentar en foros, talleres, simposiums a manera de divulgación.

6.3 Laboratorio de tecnología Espacial y cuarto limpio

El laboratorio de tecnología Espacial del Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería estará enfocado principalmente a la continua formación de recursos humanos en el área de tecnología satelital a través de los proyectos multidisciplinarios que se puedan realizar en éste, además de fortalecer al departamento con el aprovechamiento de la estación terrena para satélites de radioaficionados ya que los proyectos van enfocados a las disciplinas que en el departamento se desarrollan como son Antenas, transmisores, receptores, guías de transmisión, técnicas de acceso, procesamiento de señales, microondas, etc.

Los requerimientos de un laboratorio de tecnología espacial enfocado en el área satelital son muy variados. En primer lugar se debe considerar que existirán diversas áreas participando, áreas tales como ingeniería mecánica, en computación, en electrónica, en control, en telecomunicaciones son solo algunas de las requeridas en el área satelital. Por lo que de debería contar con cámaras de termo vacío, mesas vibratorias, laboratorios de electrónica, laboratorios de computación, cuarto limpio, etc. Sin embargo, algunas de las diversas áreas antes mencionadas pueden verse cubiertas a través de convenios con compañías tanto en Estados Unidos como en Rusia. Este es el caso de las cámaras de termo vacío y mesas vibratorias.

Adaptándose a los espacios y recursos con los que se cuenta en el departamento de telecomunicaciones se propone dividir el laboratorio de Comunicaciones digitales ubicado en el último piso del edificio Valdez Vallejo para contar con dos áreas una que seguirá siendo el laboratorio de comunicaciones digitales y otra que se acondicionará como el “Laboratorio de Tecnología Espacial”. La figura 6.1 muestra las dimensiones del laboratorio así como la distribución propuesta adaptando el mobiliario existente. En el área café es el área para la estación terrena y las mesas de trabajo, exceptuando la que va al centro del cuarto limpio, son mesas donde la parte superior tiene un área para instrumentos y la parte inferior área para trabajo. Con dicha distribución se pueden tener cuando menos 10 personas trabajando de manera independiente sin afectarse unas a otras, es decir, dos personas por mesa de trabajo, dos en la mesa de cómputo, una en la estación terrena y cuando menos 3 personas en el cuarto limpio.

El cuarto limpio es requerido para la integración final de subsistemas del satélite que sean utilizados en el modelo de vuelo. Comúnmente, cuando se desarrollan satélites pequeños se desarrollan dos modelos del satélite y sus

subsistemas, el modelo de vuelo y el modelo de ingeniería. Los ajustes antes de llegar a una versión final y las pruebas de vibración y termo vacío se hacen sobre el modelo de ingeniería. El modelo de vuelo, es el modelo que será enviado a órbita, por lo que requiere ser armado en un ambiente lo menos contaminado posible para evitar que en una vez que este se encuentre en el espacio no sufra corrosiones o degradaciones por posibles contaminantes, es por ello que se sugiere el uso de un cuarto limpio clase 100,000.

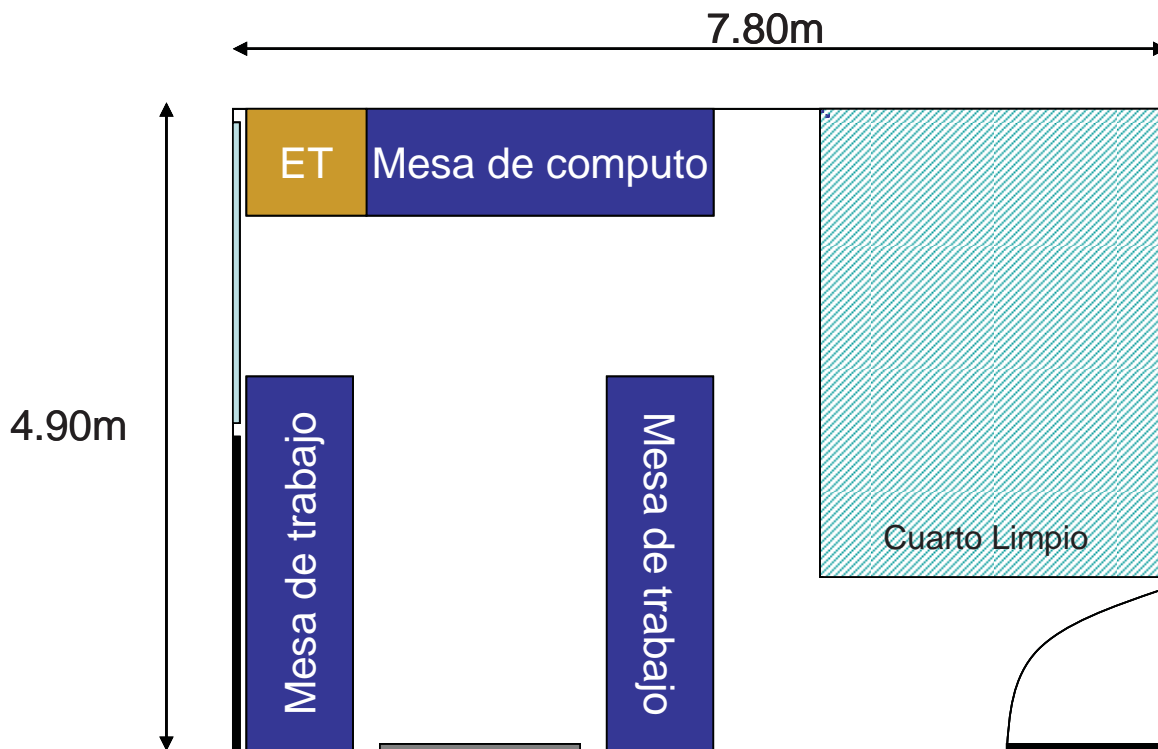


Fig. 6.1 Distribución de espacios en el Laboratorio de tecnología Espacial

La medición de calidad de aire de un cuarto limpio es descrita por el estándar federal 209 de Estados Unidos. Un cuarto limpio clase 10,000 significa que no existen mas de 10,000 partículas más grande que 0.5 micrones en un pie cúbico de aire.

El diseño de un cuarto limpio esta en función de la clase que se quiere utilizar y ello definirá el tipo de requerimientos en infraestructura como son tomas de aire, energía, tipo de ventilación, etc. la figura 6.2 muestra un ejemplo de un cuarto limpio de clase 1000 en donde se puede observar en la parte superior el sistema de aire que a través de filtros entran al área de trabajo donde se requiere donde se busca tener el control de pureza en el aire y de ahí el aire sale por el piso falso del área de trabajo para ser forzado nuevamente por el sistema de ventilación a entrar nuevamente al cuarto de trabajo. Este proceso que en este ejemplo se muestra es el mismo que debe cumplir un cuarto limpio de clase 100,000, sin embargo la infraestructura requerida es distinta ya que el cuarto puede ser de paredes blandas o de paredes duras. Para el caso de paredes blandas la estructura metálica que sujeta las tiras plásticas que fungirán como

paredes blandas, soporta a su vez el sistema de ventilación y filtros en la parte superior que esta empujando al aire hacia la parte inferior del cuarto limpio manteniendo un flujo de aire continuo. Este tipo de cuarto solo requiere que exista el espacio suficiente de piso a techo para que pueda entrar la estructura y sus filtros.

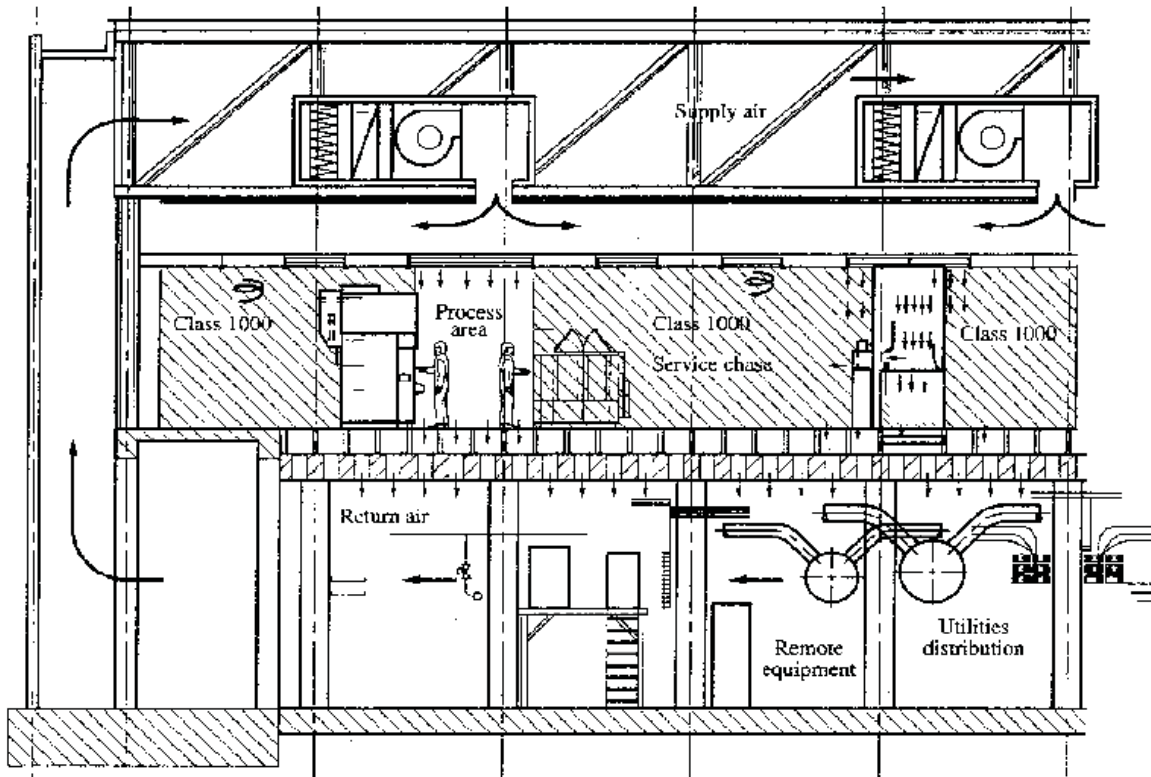


Figura 6.2 Esquema de un cuarto limpio clase 1000

Para el caso de un cuarto limpio clase 100,000 de paredes duras, se debe tomar en consideración rejillas la parte inferior alguna de las paredes para que por ahí sea extraído el aire que suministra el sistema de ventilación por la parte superior del cuarto limpio. La figura 6.3 muestra este tipo de cuartos.

La gente que trabaje en un cuarto limpio deberá usar ropa especial conocida como “trajes de conejo”, de las cuales no se desprenden pequeñas partículas como en el caso de la ropa convencional además de prevenir que partículas de piel o cabello de la gente trabajando en el cuarto limpio se entren en la atmósfera del cuarto limpio. La tabla 6.1 muestra un comparativo entre distintas clases de cuartos limpios indicando además su uso común y el costo de estos por área cuadrada.



Paredes blandas



Paredes duras

Fig. 6.3 Tipos de cuarto limpio para clase 100,000

Clase	Máximo número de partículas por pie cúbico de diámetro igual a mayor al indicado					Uso típico	costo aproximado por m ² (USD)
	0.1 µm	0.2 µm	0.3 µm	0.5 µm	5 µm		
1	35	7	3	1	-	Circuitos integrados	\$100,000
10	350	75	30	10	-	Circuitos integrados	\$35,000
100	-	7,502	300	100	-	Discos duros	\$12,000
1,000	-	-	-	1,000	7	Implantes médicos	\$3,500
10,000	-	-	-	10,000	70	Salas de operación	\$2,000
100,000	-	-	-	100,000	700	Ensamble de satélites	\$500

Tabla 6.1 Comparativo de clases de cuarto limpio

Los requerimientos del laboratorio de Tecnología Espacial en el corto plazo se pueden clasificar de la siguiente forma:

Alta prioridad:

- 2 Fuentes de alimentación variable, de ser posible que sean de 0-40V a 5A y con carátulas indicadoras de voltaje y corriente.
- Un generador de funciones.
- 2 computadoras de escritorio.
- 1 osciloscopio digital de al menos 150MHz.
- 2 multímetros digitales.
- 2 cauterios y materiales p/soldar.
- 1 Maleta de herramientas diversas.
- Conexión a Internet.
- Insumos básicos de laboratorio (soldadura, tarjetas para probar prototipos electrónicos, malla para desoldar, componentes comunes, cables, discos CD, etcétera).

Media Prioridad

- 1 Impresora Láser.
- 1 Línea telefónica.
- 2 Lámparas de mesa con lupa integrada.

Baja Prioridad:

- 1 Analizador de Espectros Digital.
- 1 Medidor de potencia de RF.
- 1 estación para desoldar componentes electrónicos.
- 1 computadora portátil.
- 1 impresora a color.
- Ropa, material y accesorios para el cuarto limpio.

Por Proyecto:

- Suficientes componentes electrónicos requeridos por el proyecto.
- Circuitos impresos para prototipos.
- Instrumentación específica.
- Accesorios específicos.

6.4 Conclusiones

A.- La infraestructura requerida para participar en proyectos satelitales se puede dividir en dos tipos, infraestructura humana e infraestructura material. La infraestructura humana son los profesores, investigadores y alumnos que participan en los proyectos. Dentro de estos existirán las diversas áreas de ingeniería involucradas como son Mecánica, Electrónica, Control, Computación y Telecomunicaciones.

B.- Es importante además la preparación del personal con un enfoque espacial en sus distintas áreas.

C.- La infraestructura material consiste en los laboratorios, instrumentos y espacios físicos que serán utilizados para llevar a cabo dichos proyectos, destaca el cuarto limpio ya que es importante que la integración de sistemas o subsistemas espaciales se lleve a cabo en un ambiente libre de impurezas.

D.- El equipamiento considerado en el laboratorio y las habilidades desarrolladas en el mismo fortalecerán además al Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería para participar en proyectos externos a la UNAM lo que se traduce en ingresos extraordinarios que benefician a la UNAM, a la Facultad de Ingeniería y al propio Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones.

Conclusiones generales

1.- Es un hecho que México ha participado en proyectos espaciales desde el inicio de la denominada Era Espacial, sin embargo hoy en día México no tiene un desarrollo tecnológico espacial como el que presentan otros países. Una de las causas por las cuales México no cuenta con un desarrollo tecnológico espacial como en otros países comparables a México es la falta de continuidad en el desarrollo de proyectos espaciales, en México ha existido una intermitencia en el desarrollo de dicha tecnología sin embargo existe una continuidad como usuario de dicha tecnología lo que genera un gasto creciente para compra de dicha tecnología.

2.- En la actualidad en México, son las instituciones educativas las que participan y apoyan proyectos en materia Espacial, como ejemplo tenemos a la U.N.A.M. con el proyecto Nanosatelital.

3.- Al inicio del proyecto nanosatelital, se tenía la visión de formar un grupo de especialistas mexicanos en el desarrollo de satélites pequeños a través de estudios de posgrado en dicha área y que estos participaran a su vez en un proyecto real. Se buscó que la aplicación tuviera un impacto de beneficio en la sociedad Mexicana, donde la prevención de desastres naturales se consideró como una aplicación adecuada.

4.- De acuerdo a cifras del INEGI, las pérdidas materiales por desastres naturales en el país en los últimos 20 años, ascienden a 7 mil millones de pesos en promedio anual. De estos los de origen geológico ocupan aproximadamente el 20%. Cifras del CENAPRED indican que el 47% de las víctimas mortales ocasionadas por desastres naturales corresponde a los sismos. Más de 30 millones de personas viven en la franja de riesgo sísmico, por lo que se decide definir la aplicación del satélite hacia el estudio de precursores sísmicos, debido a que es una aplicación novedosa y de beneficio directo al país.

5.- Una de las aportaciones particulares al proyecto fue proponer la plataforma satelital y sus subsistemas de acuerdo al tipo de instrumentos que este debía llevar. La plataforma satelital propuesta tiene características muy superiores a las plataformas de su tipo existentes. Destaca el sistema de control de orientación ($\text{error} < 1^\circ$) y el transmisor de banda ancha para datos científicos (32Mbps), ya que dichos sistemas no han sido utilizados en satélites de 14Kg como es el caso.

6.- Otra de las aportaciones al proyecto fue la implementación de la estación terrena para telemetría y comando, que además tiene la ventaja de poderse utilizar para otras actividades como son apoyo en la enseñanza de asignaturas del departamento de Telecomunicaciones a nivel Licenciatura y Posgrado, que junto con la incursión inicial de materias optativas y la creación del laboratorio de

tecnología espacial permitirá la formación de recursos humanos para su participación en proyectos espaciales.

7.- El sistema alternativo de telemetría y comando que propuse, es un sistema innovador que utiliza infraestructura ya existente para aplicaciones terrestres adaptándola para su uso en el espacio. Es decir, aprovecha el servicio de telemetría y comando terrestre ofrecido por Globalstar para ser utilizado en la telemetría y comando de satélites de órbita baja, ofreciendo de esta forma la posibilidad de tener un enlace con el satélite durante un mayor tiempo que el obtenido por una sola estación terrena. De esta manera se incrementa el tiempo de monitoreo del satélite para poder tener mejor control sobre el mismo.

8.- Actualmente no existe en el país una demanda de Ingenieros en el área espacial que justifique las modificaciones de planes de estudios en la facultad de Ingeniería para crear el perfil específico. La creación de una Agencia Espacial Mexicana sería uno de los detonadores que incrementarían dicha demanda. He impartido la materia de "Temas selectos de tecnología espacial" y he observado el interés que se despierta en los alumnos por los temas espaciales, por ello he propuesto la creación del Laboratorio de Tecnología Espacial del Departamento de Ingeniería en Telecomunicaciones de la Facultad de Ingeniería que permitirá mantener el interés de los estudiantes en materia espacial a través de su participación en proyectos específicos del área de telecomunicaciones aplicados al área espacial.

9.- La creación de un cuarto limpio clase 100,000 permitirá que con una inversión moderada se tenga la infraestructura mínima para poder construir e integrar subsistemas para aplicaciones espaciales que pueden ser utilizados en proyectos internacionales de cooperación institucional, con ello se mantendría una continuidad de participación en dichos proyectos y se estará preparado para atender cuando así fuera requerida la demanda nacional de ingenieros en el área espacial.

10.- Por último, es importante mencionar que uno de los retos que se enfrentó en el proyecto fue convencer a muchas personas de los beneficios de realizar desarrollos tecnológicos en México y cómo los desarrollos en tecnología espacial pueden ser fácilmente domesticados para el uso común en la sociedad y que más que un gasto representan una inversión a largo plazo en la prosperidad del país.

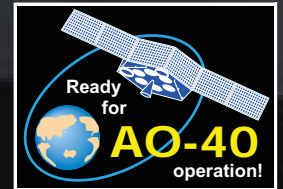
Anexo “A”

Especificaciones técnicas de los componentes de la estación terrena desarrollada en el marco del proyecto “Nanosatelite para el estudio de precursores sísmicos”



VHF/UHF ALL MODE TRANSCEIVER

IC-910H



The New Dimension in the VHF/UHF World!

100W of stable output power

A powerful 100W* of output power is provided by the newly designed power amplifier circuit, which employs bipolar transistors in parallel. The combination of the aluminum die-cast chassis and effective cooling fan ensures stable output for continuous operation.
* 75W on 430MHz band and 10W on 1200MHz band

High performance receiver

The IC-910H offers 0.11 μ V of high sensitivity (at 10db S/N on SSB, CW mode), while the image and spurious responses are minimized for good signal fidelity. Used with the optional preamplifiers for each band, indispensable for obtaining weak signals in DX or satellite communication, you will experience top class receiving characteristics in the VHF/UHF bands.

Ready-to-install 1200MHz BAND UNIT

By installing the optional UX-910 1200MHz BAND UNIT, the IC-910H becomes an all mode tri-band transceiver. You can also enjoy cross band and full duplex operation. Measuring only 241(W) \times 94(H) \times 239(D) mm, and weighting 4.5kg (without UX-910)*, its compactness and light weight is convenient for field operation.

*approx; 9 $\frac{1}{2}$ (W) \times 3 $\frac{1}{16}$ (H) \times 9 $\frac{13}{32}$ (D) in.; 9 $\frac{29}{32}$ lb

9600bps packet operation

The IC-910H has two data sockets for simultaneous two band packet communications. Setting of the packet communication can be made easily in the set mode.

AO-40 satellite communication

The optional AG-2400 converts a 2.4GHz satellite downlink signal to a 144MHz signal. Coupled with the satellite mode of the IC-910H, the US mode and LS (UX-910 required) mode satellite operation ready for use. Down-to-earth satellite operation in your shack!

And more

- All receiver functions, including IF shift, sweep, noise blanker, RF attenuator, also work in the SUB band
- The sweep function observes conditions around the set frequency
- 4 types of scanning are activated on each band independently
- The memory pad stores the operating frequencies and modes temporarily
- Electronic keyer with a dot/dash ratio control is built-in
- FM-narrow mode receivable (except 1200MHz band)
- 50 CTCSS tone encoder/decoder and one touch repeater function
- Optional UT-106 DSP UNIT available
- CI-V capability for PC control

Icom Inc.

SPECIFICATIONS

GENERAL

Frequency coverage	: (Unit: MHz)		
Version	144MHz band	430MHz band	1200MHz band**
Europe	144.0-146.0	430.0-440.0	1240.0-1300.0
U.S.A.	Tx: 144.0-148.0 Rx: 136.0-174.0*	Tx: 430.0-450.0 Rx: 420.0-480.0*	Tx: 1240.0-1300.0 Rx: 1240.0-1320.0
Australia	144.0-148.0	430.0-440.0	1240.0-1300.0
Sweden	144.0-146.0	432.0-438.0	1240.0-1300.0
Italia	144.0-146.0	430.0-434.0, 435.0-438.0	1240.0-1300.0

* Guaranteed range: 144.0-148.0MHz; 430-450MHz

- Mode : SSB, CW, FM, FM-N**
- Frequency stability : ±3ppm (-10°C to +60°C)
- Frequency resolution : SSB, CW 1Hz
FM 100Hz
- No. of memory channels : 328** (99 regular, 1 call, 6 scan edges for each band plus 10 satellite memories)
- Operating temperature range : -10°C to +60°C; +14°F to +140°F
- Power supply requirement : 13.8V DC ±15% (negative ground)
- Current drain (at 13.8 V DC) :
 - Transmit
 - high 23.0A (8.0A at 1200MHz band**)
 - low 7.0A (4.5A at 1200MHz band**)
 - Receive
 - max.audio 2.5A (3.5A at 1200MHz band**)
 - stand-by 2.0A (3.0A at 1200MHz band**)
- Dimensions (projections not incl.) : 241(W)×94(H)×239(D) mm ; 9½(W)×3⅞(H)×9½(D) in.
- Weight (approx.) : IC-910H 4.5kg ; 9⅝lb
UX-910 0.85kg ; 1⅞lb
- Antenna connector : VHF SO-239 (50Ω)
UHF Type-N (50Ω)

TRANSMITTER

- Output power (continuously adjustable) : 144MHz band 5.0-100W
430MHz band 5.0-75W
1200MHz band** 1.0-10W
- Modulation system : SSB Balanced modulation
FM Variable reactance modulation
- Spurious emission : 144, 430MHz band Less than -60dB
1200MHz band** Less than -50dB
- Carrier suppression : More than 40dB
- Unwanted sideband : More than 40dB
- Microphone connector : 8-pin connector (600Ω)

RECEIVER

Receiver system	: VHF SSB, CW FM UHF SSB, CW FM	Single conversion superheterodyne Double conversion superheterodyne Double conversion superheterodyne Triple conversion superheterodyne					
Intermediate frequencies	: (Unit: MHz)						
	Mode	1st	2nd	3rd	1st	2nd	3rd
144MHz band	SSB	10.8500	-	-	10.9500	-	-
	CW	10.8491	-	-	10.9491	-	-
	FM	10.8500	0.4550	-	10.9500	0.4550	-
430MHz band	SSB	71.2500	10.8500	-	71.3500	10.9500	-
	FM	71.2491	10.8491	-	71.3491	10.9491	-
1200MHz band**	SSB	243.8500	10.8500	-	243.9500	10.9500	-
	CW	243.8491	10.8491	-	243.9491	10.9491	-
	FM	243.8500	10.8500	0.4550	243.9500	10.9500	0.4550

- Sensitivity : SSB, CW 0.11µV (at 10dB S/N)
FM 0.18µV (at 12dB SINAD)
- Squelch sensitivity : SSB, CW 1.00µV (at threshold)
FM 0.18µV (at threshold)
- Selectivity :
 - SSB, CW More than 2.3kHz/-6dB Less than 4.2kHz/-60dB
 - FM More than 15.0kHz/-6dB Less than 30kHz/-60dB
 - FM-N** More than 6.0kHz/-6dB Less than 18kHz/-60dB
- Spurious rejection ratio : More than 60dB (Except 1200MHz band**)
- Audio output power (at 13.8V DC) : More than 2.0W at 10% distortion with an 8Ω load
- RIT variable range : SSB, CW 1.0kHz (2.0kHz at 1200MHz band**)
FM 5.0kHz (10.0kHz at 1200MHz band**)
- External speaker connector : 2-conductor 3.5mm (1/8") 8Ω connector × 2 (for MAIN and SUB bands)

* An optional UX-910 1200MHz BAND UNIT is required for 1200MHz operation.
** FM-N is not available in 1200MHz band.

Supplied Accessories

- DC power cable
- Hand microphone (HM-12)
- Spare fuses

All stated specifications are subject to change without notice or obligation.

OPTIONS

■ PREAMPLIFIERS AND DOWN CONVERTER

• AG-25/AG-35/AG-1200 WEATHERPROOF PRE-AMPLIFIERS

External all-weather, mast-mounting preamplifier for compensating for coaxial cable loss. (Not available for EU countries)
AG-25: 144MHz band; AG-35: 430MHz band; AG-1200: 1200MHz band.

• AG-2400 DOWN CONVERTER

All-weather, satellite down converter with superior NF and gain.
Input frequency : 2400-2402MHz, Output frequency : 144-146MHz
Conversion gain: More than 25dB Total NF: Less than 1.5dB

■ INTERNAL UNITS AND FILTERS

• FL-132/FL-133 CW NARROW FILTERS

FL-132 is for the main band; FL-133 is for the sub band operation.

Center freq.: 10.8491MHz (FL-132); 10.9491MHz (FL-133)
Passband width: 500Hz/-6dB

• CR-293 HIGH STABILITY CRYSTAL UNIT

Frequency stability: ±0.5ppm at 0°C to +60°C.

• UT-102 VOICE SYNTHESIZER UNIT

Provides audible confirmation of frequency and mode with a clear, electronically-generated voice.

• UT-106 DSP UNIT

Provides AF DSP functions, such as noise reduction and auto notch. When 2 units are installed, the DSP function works for MAIN/SUB band simultaneously.

• UX-910 1200MHz BAND UNIT

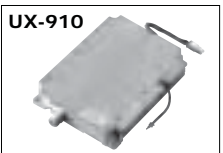
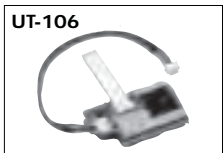
Allows you additional all-mode operation on the 1200MHz band.

■ MICROPHONES AND SPEAKER

- HM-12 HAND MICROPHONE
- SM-20 DESKTOP MICROPHONE
- SP-7 EXTERNAL SPEAKER (8Ω/5W)

■ OTHERS

- CT-17 CI-V LEVEL CONVERTER
- IC-MB5 MOBILE MOUNTING BRACKET
- MB-23 CARRYING HANDLE
- PS-125 DC POWER SUPPLY (13.8V/25A)



Icom Inc.

1-1-32, Kamiminami, Hirano-ku, Osaka 547-0003, Japan Phone: 06 6793 5302 Fax: 06 6793 0013 URL: <http://www.icom.co.jp/world/index.html>

Count on us!

Icom America Inc.

<Corporate Headquarters>
2380 116th Avenue N.E., Bellevue, WA 98004, U.S.A.
Phone: (425) 454-8155 Fax: (425) 454-1509
URL : <http://www.icomamerica.com>
<Customer Service> Phone : (425) 454-7619

Icom Canada

Glenwood Centre #150-6165 Highway 17,
Delta, B.C., V4K 5B8, Canada
Phone: (604) 952-4266 Fax: (604) 952-0090
URL : <http://www.icomcanada.com>

Icom (Australia) Pty. Ltd.

A.B.N. 88 006 092 575
290-294 Albert Street, Brunswick, Victoria, 3056, Australia
Phone: 03 9387 0666 Fax: 03 9387 0022
URL : <http://www.icom.net.au>

Icom New Zealand

146A Harris Road, East Tamaki, Auckland, New Zealand
Phone: 09 274 4062 Fax: 09 274 4708
URL : <http://www.icom.co.nz>

Icom (Europe) GmbH

Communication Equipment
Himmelgeister Str. 100, D-40225 Düsseldorf, Germany
Phone: 0211 346047 Fax: 0211 333639
URL : <http://www.icomeurope.com>

Icom Spain S.L.

Ctra. de Gracia a Manresa Km. 14,750
08190 Sant Cugat del Valles Barcelona, SPAIN
Phone: (93) 590 26 70 Fax: (93) 589 04 46
URL : <http://www.icomspain.com>

Icom (UK) Ltd.

Unit 9, Sea St., Herne Bay, Kent, CT6 8LD, U.K.
Phone: 01227 741741 Fax: 01227 741742
URL : <http://www.icomuk.co.uk>

Icom France S.a

Zac de la Plaine, Rue Brindejone des Moulins
BP 5804, 31505 Toulouse Cedex, France
Phone: 561 36 03 03 Fax: 561 36 03 00
URL : <http://www.icom-france.com>

Asia Icom Inc.

6F No. 68, Sec. 1 Cheng-Teh Road,
Taipei, Taiwan, R.O.C.
Phone: (02) 2559 1899 Fax: (02) 2559 1874
URL : <http://www.asia-icom.com>

Beijing Icom Ltd.

1305, Wanshang Plaza, Shijingshan Road,
Beijing, China
Phone: (010) 6866 6337 Fax: (010) 6866 3553



Certificate Number Q14190

Icom Inc. (Japan), is an ISO9001 certification acquired company.

Your local distributor/dealer:

PK-232/PSK

Timewave

Multimode Data Controller

Timewave's Sound Card Interface Improves the PK-232/DSP!



Timewave's customers swear by their DSP filters and PK-232 owners love the flexibility and reliability of the most popular data controller ever built. Now with the addition of a sound card interface, the PK-232/PSK rolls it all into one! The PK-232/PSK brings a new level of performance to the legendary PK-232 with sharp, accurate DSP filters for all its internal data modes and dual transformer isolation for sound card data modes. Weak signals magically appear from the noise and QRM bounces off the new DSP filters for cleaner copy with fewer errors than the old analog filters.

More Filters, Better Filters, Automatic selection

The PK-232/PSK brickwall filters have tighter bandwidth and steeper skirts for improved noise and QRM rejection. New PK-232 firmware (Ver. 7.2) allows a wider selection of filters than the original PK-232, so the filter can match the mode. The correct DSP filter is automatically selected when you choose an internal mode. In RTTY, Timewave's proven Twin Peak Filters pluck the mark and space tones from the noise and QRM for great copy. In PACTOR, the filter bandwidth automatically changes when the baud rate shifts in response to the error rate of the link. In Morse (CW), the operator can preset either 100 Hz or 200 Hz bandwidth. The PK-232/PSK is compatible with all existing software terminal programs for the PK--232.

Software controlled and mode independent

The sound card mode is software controlled. For example, when operating with PK-TERM'99, changing to PSK31 from Pactor is a simple menu click. To run programs like PSK31, SSTV, MT63, Hellschreiber and MFSK16, as well

Features

- Digital Signal Processor
- 18 DSP Filters
- Twin Peak RTTY Filters
- Adaptive PACTOR filters
- 100 Hz CW Filter
- Works with all sound card modes
- Sound card cable provided
- Transformer isolation for sound card input and output connections

as new future modes, just run Timewave's ModeSwitch® program or enter a few short keyboard commands prior to executing the sound card application.

All the Proven Modes + All the Sound Card Modes

The PK-232/PSK supports all the new sound card modes in addition to all of the existing PK-232 modes - Pactor, VHF/HF Packet, AMTOR/SITOR, Baudot, ASCII, Morse, HF Weather FAX, TDM, and NAVTEX. The PK-232/PSK comes with a complete cable and connector set, in addition to Timewave's on-line and telephone support.

Specifications for the PK-232/PSK

DSP Filters, demodulator	16 bit Analog Devices 2104 with 16 bit A/D-D/A for Optimum filters for each mode, limiter, 4-pole discriminator, 5-pole post-detection low-pass filter
Modulator	Phase continuous sinewave, AFSK generator
Modulator output level	5-200 mVRMS
Processor system	Zilog Z-80, ADSP2104
RAM	32K Lithium battery-backed
ROM	128K
Hardware HDLC	Zilog 85C30 SCC
Power requirements	+12 to +16 VDC @ 590 mA (700 mA. recommended)

Input/Output Connections

Radio interface	Two 5-pin connectors, front panel selectable
Direct FSK outputs	Normal/Reverse
Scope outputs	Mark, space
CW keying outputs	+100 VDC @ 200 mA max and -25 VDC @ 30 mA max
Terminal interface	RS-232-C 25-pin DB-25 connector
Terminal data rates	Autobaud settings at 300, 600, 1200, 2400, 4800, & 9600 bps
Sound card interface	5-pin connector, dual transformer isolation

Physical

Dimensions	11" (279mm)W x 8.25" (210mm)D x 2.5" (64mm)H
Weight	3 lbs (1.35 kg)





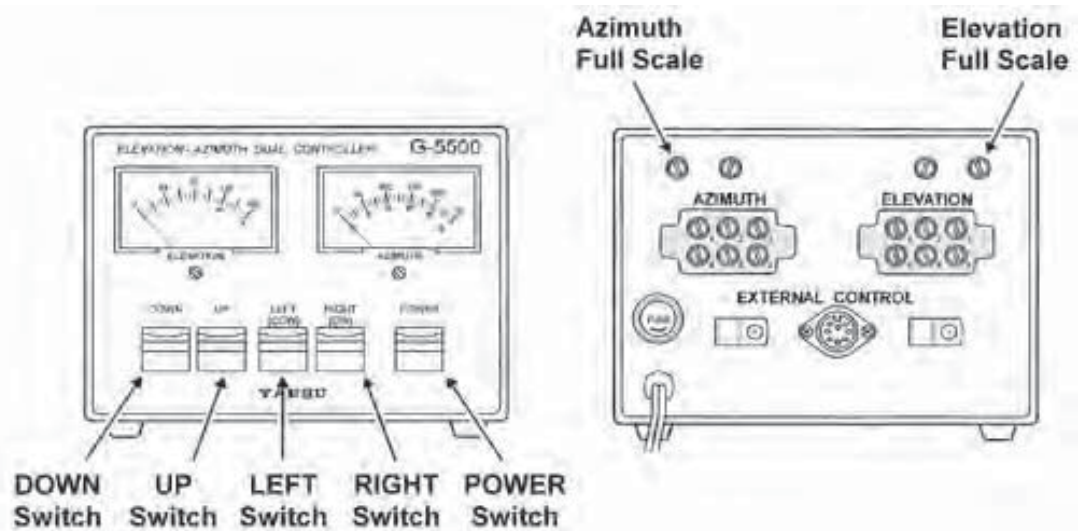
Yaesu G-5500 Specifications

← back

Antenna Rotators



G-5500 Specifications



Please click here to view the [G5500 wiring diagram](#).

Power Supply Voltage:	117 VAC, 50-60 Hz
Power Supply Current Consumption:	120 VA
Rotor Voltage:	24 VAC
Cable Conductors Required:	6 and 6
Rotation Time (Non Loaded):	Elevation (180°): 67 sec at 60 Hz Azimuth (360°): 58 sec at 60 Hz
Rotation Range:	Elevation: 180° Azimuth: 450°
Rotation Torque:	Elevation: 101 foot-pounds (1,400 kgf-cm) Azimuth: 44 foot-pounds (600 kgf-cm)
Braking Torque:	Elevation : 289 foot-pounds (4,000 kgf-cm) Azimuth: 289 foot-pounds (4,000 kgf-cm)
Maximum Vertical Load:	Elevation: 30 kg or less Azimuth: 440 Lbs. (200 kg) or less
Mast Outside Diameter:	1.5-2.5 inches (38 to 63mm)
Boom Outside Diameter:	1.24-1.675 inches (32 to 43mm)
Braking Type:	Mechanical and Electrical stoppers
Wind Loading Area:	1.0 m ² or less
Maximum Continuous Duty:	5 minutes
Operating Temperature Range:	0°C to +40°C (Controller) -20°C to +40°C (Rotator)

Rotator Dimension:	10x13.75x7.5 inches
Rotator Weight:	20 Lbs (9 kg)
Controller Dimension (WHD):	200 x 130 x 193 mm
Controller Weight:	6.6 Lbs. (3 kg)
0	
Specifications are subject to change without notice or obligation.	

Send e-mail to dx@universal-radio.com
Copyright 1999-2005, [Universal Radio, Inc.](http://www.universal-radio.com)

2 meters OSCAR Satellite antenna

SPECIFICATIONS

Mechanical

Boom Length.....	168.75 in. (429 cm)
Maximum Boom O.D.	1-25 in. (32 mm)
Turning Radius (Max)	8. ft. (2.44 m)
Total Number of Elements	1f
Longest Element	39.5 in. (100 cm)
Wind Survival	80 mph (128.7 km/h)
Mast/Boom Diameter Accepted	1.250-1.625 in. (32 mm - 41 mm)
Wind Area	1.1 sq. ft. (.102 sq. m)
Net Weight	7. lbs. 3 oz. (3.26 kg)
Stacking Distance (min)82 in. (2.08 m) (1.0 wavelength)

SPECIFICATIONS

Electrical

Frequency Range (Max)	144-148 MHz
*Gain (at 145.9 MHz).....	10.7 dBc
*Beamwidth, 1/2 power E-plane	40-43 degrees
*Beamwidth, 1/2 power H-plane.....	50 degrees
*Sidelobe Level (db)	-20 (E),-13 (H)
*Front-to-Back Ratio (Max).....	22 dB
Ellipticity (Max)	3 dB
Power Rating	200 W/PEP
Connector	UHF (SO-239)
Polarity Switch Voltage and Current Requirements	10-14 VDC @ 40-60 mA
VSWR (144-146 MHz).....	less than 1.5:1

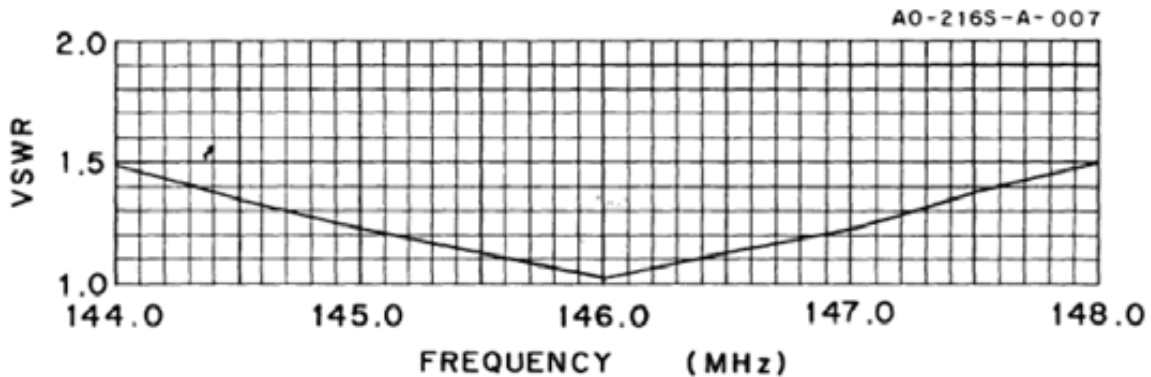


Table 2
VSWR Chart

70 cm OSCAR satellite antenna

SPECIFICATIONS

Mechanical

Boom Length	134 in. (340.4 cm)
Maximum Boom O.D.....	1.125 in (28.6 mm)
Turning Radius (Max).....	71.25 in (181 cm)
Total Number of Elements	30
Longest Element	13 in. (33 cm)
Wind Survival	80 mph (128.7 km/h)
Mast/Boom Diameter Accepted	1.250 - 1.625 in (32 mm - 41 mm)
Wind Area	0.75 sq. ft. (.0697 sq. m)
Net Weight	4 lbs 14 oz (2.21 kg)
Stacking Distance (Min)	46 inches (1.17m) (1.7 wavelengths)

SPECIFICATIONS

Electrical

Frequency Range	432-438 MHz
Gain	14.0 dBdc
Beamwidth	28-30 degrees
Front-to-Back Ratio	25 dB
Ellipticity	3 dB Max.
Power Rating	200 W/PEP
Connector	Type N
Polarity Switch Voltage and Current Requirements	9-15 VDC @ 30-60 mA
VSWR (435-437 MHz)	Less than 1.5 when using fiberglass boom

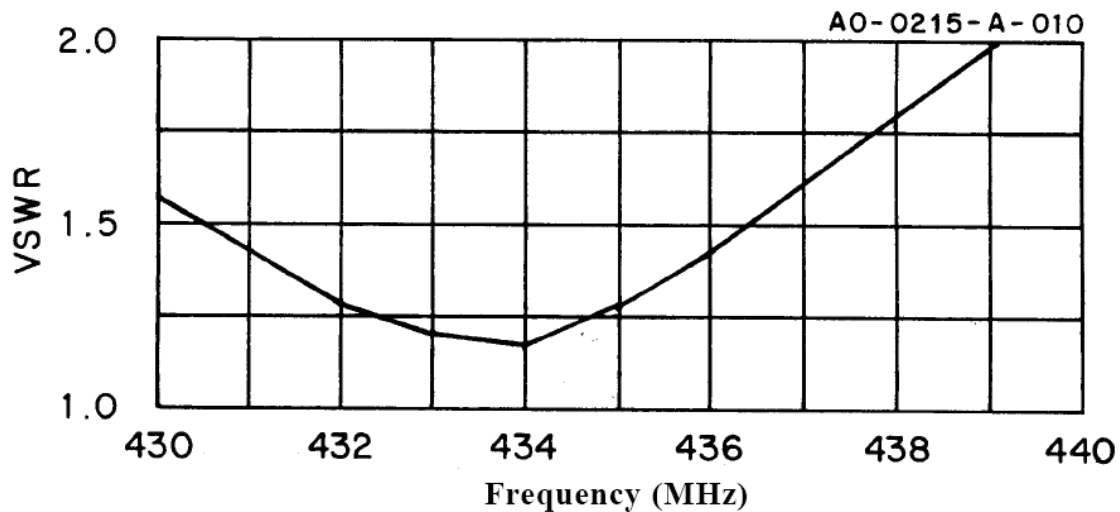


Table 2
VSWR Chart

Anexo “B”

**Especificaciones técnicas de módem Globalstar propuesto en el
diseño de la plataforma satelital en el marco del proyecto
“Nanosatelite para el estudio de precursores sísmicos”**

Globalstar GSP-1620 Módem Satelital



Diseñado para diversas aplicaciones, el Módem Satelital Globalstar GSP-1620 le ofrece conectividad bidireccional para el envío y recepción de datos desde lugares remotos. Para aplicaciones de Control Supervisorio y Adquisición de Datos (SCADA). El Módem Satelital Globalstar GSP-1620 le proporciona conectividad a Internet por Acceso Directo o por Acceso Telefónico a Redes. Ambas opciones proporcionan conexiones asincrónicas que le permiten comunicarse con equipo en mar y tierra.

Si usted necesita comunicarse con unidades de monitoreo que controlan equipo de producción o rastrear activos, ya sean fijos o móviles, integre su aplicación con el Módem Satelital Globalstar GSP-1620.

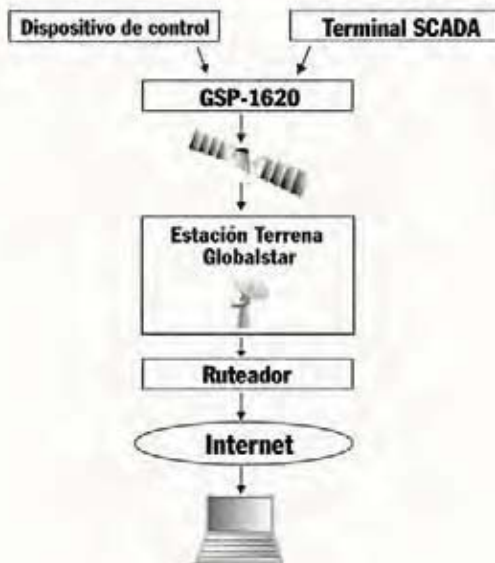
SERVICIO DE DATOS:

- Internet por Acceso Directo o por Acceso Telefónico a Redes
- Velocidad de 9.6 kbps full duplex (Tasa de transferencia promedio de 7.4 kbps)
- Uso de comandos estándar para módem tipo Hayes
- Compatibilidad con Windows 95/98/2000/XP/NT/ME
- Acceso a la red de Dial – up
- Servicio de mensajes cortos (SMS) de 19 caracteres*

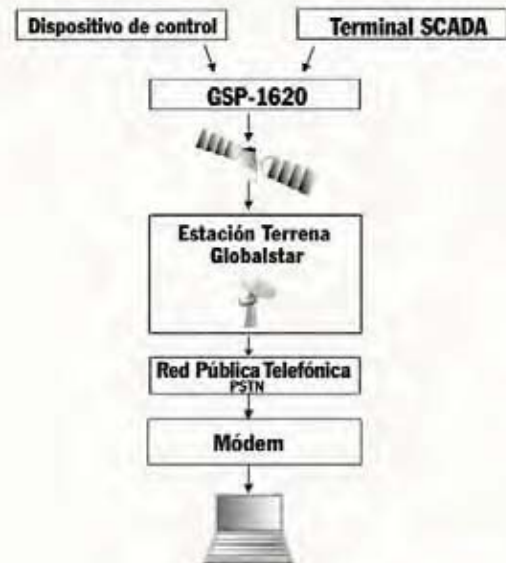
EL GSP-1620 INCLUYE:

- Tarjeta Módem
- Antena
- Accesorios opcionales incluyen: Cable de RF para antena, Gabinete y Kit de cables para datos

CONEXION A INTERNET POR ACCESO DIRECTO*



CONEXION ACCESO TELEFONICO A REDES*



* Servicio sujeto a disponibilidad de red

Visite Globalstar en www.globalstar.com.mx para ver detalles de los Planes de nuestro Servicio y Cobertura.
Tels. 01.800.522.2000 / 01.800.439.9000

Globalstar
MEXICO

Módem Satelital Globalstar GSP-1620

ESPECIFICACIONES TECNICAS DEL MODEM SATELITAL GSP-1620

FRECUENCIA DE OPERACION	Transmisión: 1610 – 1625 Mhz Recepción: 2484 – 2499 Mhz																				
POTENCIA MAXIMA DE TRANSMISION	+ 26 dBm EIRP (0.4 W)																				
ALIMENTACION DE DC	+ 5.6 V to + 16 V																				
CONSUMO ESTIMADO @ 12V	<table><thead><tr><th>Estado</th><th>Min</th><th>Típico</th><th>Max</th><th>Unidades</th></tr></thead><tbody><tr><td>Inactivo</td><td>1.2</td><td>2.4</td><td>3.6</td><td>mW</td></tr><tr><td>Espera</td><td>0.28</td><td>0.5</td><td>2.4</td><td>W</td></tr><tr><td>Transmisión</td><td>3.6</td><td>4.8</td><td>5.4</td><td>W</td></tr></tbody></table>	Estado	Min	Típico	Max	Unidades	Inactivo	1.2	2.4	3.6	mW	Espera	0.28	0.5	2.4	W	Transmisión	3.6	4.8	5.4	W
Estado	Min	Típico	Max	Unidades																	
Inactivo	1.2	2.4	3.6	mW																	
Espera	0.28	0.5	2.4	W																	
Transmisión	3.6	4.8	5.4	W																	
INTERFASES																					
PUERTO DE USUARIO	DB25 con pines para datos, control y alimentación																				
CONECTORES RF MODEM	TX MCX Hembra RX MCX Hembra																				
CONECTORES RF ANTENA	TX SMA Hembra RX SMA Hembra																				
DIAGNOSTICO Y ACTUALIZACION SOFTWARE	CONECTOR DB9																				
DIMENSIONES DEL MODEM	190 x 75 x 17 mm (7.48 x 2.95 x 0.68 in)																				
PESO	187 gramos (6.6 onzas)																				
ANTENA (INCLUIDA)	103 mm (4.1 in) diámetro x 63 mm (2.5 in) altura Peso 215 gramos (7.6 onzas)																				
CABLE PARA ANTENA (NO INCLUIDO)	Requiere cables: (Transmisión y Recepción) Macho SMA a Macho MCX Máxima inserción de pérdidas de: Transmisión: 0.6dB@1618MHz Recepción: 3.0dB@2492MHz																				
CERTIFICACION	FCC ETSI IC																				
CONDICIONES AMBIENTALES PARA EL MODEM	En operación - 30° C a + 60° C Inactivo - 40° C a + 85° C																				
CONDICIONES AMBIENTALES PARA LA ANTENA	En operación / Inactivo: -40° C a +85° C Humedad Relativa: 5% a 100%																				

www.globalstar.com.mx

Aplican algunas condiciones. Las tarifas por minuto dependen del plan de precios individual. La cobertura puede variar. Las especificaciones están sujetas a cambio sin previo aviso. Solicite a su distribuidor local autorizado de Globalstar la información completa de precios y cobertura o bien, vea los detalles completos en www.globalstar.com.mx. GLOBALSTAR DE MÉXICO S.D.E.R.L DE C.V @ 2004 Todos los derechos reservados. Rodolfo Gaona 86-F, Col. Lomas de Sotelo, México, D.F., C.P.11200.

Diciembre 2004 GSP-1620



Globalstar
MEXICO

Anexo “C”

Temario de la materia: “Temas selectos de tecnología espacial”

**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA DE MÉXICO
FACULTAD DE INGENIERÍA**



PROGRAMA DE ESTUDIO

TEMAS SELECTOS DE TECNOLOGÍA ESPACIAL

XX-X

8

Asignatura

Clave

Semestre

Créditos

Ingeniería Eléctrica

Ingeniería en Telecomunicaciones

División

Departamento

Carrera(s) en que se imparte

Asignatura:

Obligatoria

Optativa

Horas:

Teóricas

Prácticas

Total (horas):

Semana

16 Semanas

Asignatura(s) precedente(s):

Ninguna

Asignatura(s) subsecuente(s):

Diseño de Nano Satélites

Objetivo(s) del curso:

Despertar el interés de la Tecnología Espacial en los alumnos así como formar grupos multidisciplinarios con las bases necesarias para participar en proyectos de tecnología espacial como son el desarrollo de satélites pequeños

Temario

NÚM.	NOMBRE	HORAS
1.	Reseña histórica	8.0
2.	El espacio	10.0
3.	Satélites Artificiales	12.0
4.	Lanzadores	10.0
5.	Desarrollo Espacial en México	8.0
		48.0
	Prácticas de laboratorio	16.0
	Total	64.0



1 Nombre del tema: Reseña Histórica

Objetivo: Conocer la historia de la cohetaría, la carrera espacial y la situación actual del desarrollo Espacial

Contenido:

- 1.1 Como alcanzar las estrellas.
- 1.2 El inicio de la cohetaría.
- 1.3 La carrera Espacial.
- 1.4 Nace una nueva Industria.
- 1.5 Panorama actual del desarrollo Tecnológico Espacial.

2 Nombre del tema: El Espacio

Objetivo: Conocer como se mueven los objetos en el espacio y cuales es el ambiente que los rodea

Contenido:

- 2.1 Mecánica Celeste.
- 2.2 Órbitas.
- 2.3 Un ambiente hostil.
- 2.4 Vacío.
- 2.5 Temperatura.
- 2.6 Radiación.

3 Nombre del tema: Satélites artificiales

Objetivo: Aprender a clasificar los satélites artificiales dependiendo de sus características.

Contenido:

- 3.1 Historia.
- 3.2 Definición.
- 3.3 Clasificación.
- 3.4 Aplicación.
- 3.5 Constelaciones.

4 Nombre del tema: Lanzadores

Objetivo: Conocer los distintos tipos de Lanzadores y conocer las ventajas y desventajas que presenta cada uno de ellos.

Contenido:

- 4.1 Como funcionan.
- 4.2 Países participantes.
- 4.3 Tipos de lanzadores.
- 4.4 Ventajas y desventajas.



5 Nombre del tema: Desarrollo Espacial en México

Objetivo: Conocer los proyectos y participaciones de México en proyectos Espaciales así como saber hacia donde nos dirigimos

Contenido:

- 5.1 Breve reseña.
- 5.2 Logros obtenidos.
- 5.3 Hacia donde nos dirigimos.

Sugerencias didácticas:

Exposición oral	<input checked="" type="checkbox"/>
Exposición audiovisual	<input checked="" type="checkbox"/>
Ejercicios dentro de clase	<input checked="" type="checkbox"/>
Ejercicios fuera del aula	<input checked="" type="checkbox"/>
Seminarios	<input checked="" type="checkbox"/>

Lecturas obligatorias	<input checked="" type="checkbox"/>
Trabajos de investigación	<input checked="" type="checkbox"/>
Prácticas de taller o laboratorio	<input checked="" type="checkbox"/>
Prácticas de campo	<input checked="" type="checkbox"/>
Otras	<input checked="" type="checkbox"/>

Forma de evaluar:

Exámenes parciales	<input checked="" type="checkbox"/>
Exámenes finales	<input checked="" type="checkbox"/>
Trabajos y tareas fuera del aula	<input checked="" type="checkbox"/>

Participación en clase	<input checked="" type="checkbox"/>
Asistencias a prácticas	<input checked="" type="checkbox"/>
Otras	<input checked="" type="checkbox"/>

Perfil profesiográfico de quienes pueden impartir la asignatura

Profesionistas que tengan experiencia y participación en proyectos Espaciales nacionales e internacionales

Bibliografía

Alimov O.A., Gokhberg M.B., Liperovskaia E.V., Gufeld I.L., Liperovsky V.A., Roubtsov L.N., "Anomalous characteristics of the middle latitude Es layer before earthquakes", Physics Earth Planet, 1989.

Caprara Giovanni, "Enciclopedia ilustrada de los satélites espaciales", Ediciones Anaya, España 1986.

Couper H. & Henbest N., "Atlas visual del espacio", Editorial Diana, México 1993.

Dey, S., and R. P. Singh, "Surface latent heat flux as an earthquake precursor", Earth Syst. Sci., 2003.

Dungan Frank R., "Electronic communications systems", Delmar Publishers Inc., USA 1993.

Frenzel Louis E., "Communication electronics", McGraw-Hill, USA 1995.

Frerking Marvin E., "Crystal oscillator design and temperature compensation", Van Nostrad Ed., USA 1978.

Freund, Friedemann T., "Earthquake Time: 'Thermal Anomalies' in Satellite Images.", REU Summer Presentations, Department of Physics, San Jose State University, 2003.

Fuks J.M., Shubova R.S., "ELF signal anomalies as a response of the lower ionosphere to conductivity change in the atmosphere", Geomagn.Aeron., 1994.

Gall Ruth, Román Álvarez, Ligia Fadul, Fátima Fernandez, Héctor Schmucler, José Castro, "Las actividades espaciales en México: Una revisión crítica", Fondo de cultura económica, México 1986.

Geller, R.J., "Earthquake prediction: a critical review", Geophys J., 1997.

Ginzburg E.A., Malishev A.B., Proshkina I.P., Pustovetov V.P., "Correlation of strong earthquakes with radiation belt particle flux variations", Geomagn.Aeron., 1994.

Gokhberg, Morgounov, Pokhotelov, "Earthquake prediction: Seismoelectromagnetic Phenomena", Gordon and Breach, Amsterdam, 1995.

Green, H.L., Lane, W.R., "Particulate Clouds: Dusts, Smokes and Mists" Spon Ltd., London, 1964.

Grupo interdisciplinario de actividades espaciales GIAE-UNAM, "Memoria del simposio: Evaluación y perspectivas de la era espacial en México", SEP, México 1986.

Hegai V.V., Kim V.P., Nikiforova L.I., "A possible generation mechanism of acoustic-gravity waves in the ionosphere before strong earthquakes", journal of Earthquake Prediction Research, 1997.

Herraiz M., A.Farelo, M. Cueto, E. Mohíno, "Física de la Tierra", España 2000.

Kim, V.P, Khagai, Illich-Svitych P.V., "On one possible ionospheric precursor of earthquakes", Physics of the solid Earth, 1994.

Krechetov V.V., "Cerenkov radiation of protons in the magnetosphere as a source of VLF waves preceding an earthquake", Geomagn.Aeron., 1996.

Liperovskaya Y.V., Christakis N.,Liperovsky V.A., Oleinik M.A., "Seismic and anthropogenic activity effects in the nighttime sporadic E layer of the ionosphere", Geoman.Aeron., 1994.

Mikhailov Y.M., Mikhailova G.A., Kapustina O.V, "ELF and VLF electromagnetic background in the topside ionosphere over seismically active areas", Geomagn. Aeron., 1997.

Jason, S. Pulinets, "Earthquake forecast science research with a small satellite", Royal Soc. Philosoph, Inglaterra 2003.

Jianguo, H., "Near earth surface anomalies of the atmospheric electric field and earthquakes", Acta Seismol. Sin., 1989.

Long Mathew, Allen Lorenz, Greg Rodgers, Eric Tapio, Glenn Tran, Keoki Jackson, Robert Twiggs, and Thomas Bleier, "A CubeSat Derived Design for a unique Academic Research Mission in Earthquake Signature Detection", 16th Annual/USU Conference on Small Satellites, 2002

Longdon Norman, "Jornadas Euro-Mexicanas del asuntos espaciales", ESA Publication Division, Holanda 1990.

Padilla José Antonio, "Comisión Nacional del Espacio Exterior 1965-1970", Secretaría de comunicaciones y transportes, México 1970.

Parrot, M., "The micro-satellite DEMETER", In Proc. 22nd Int. Symp. on Space Technology and Science, Morioka, Japan, 2000.

Penot Jean-Pierre, "El hombre y el espacio", RBA Editores, España 1994.

Pulinets, "Space Technologies for short-term earthquake warning", Adv. Space Research, 2005

Pulinets, "Strong earthquake prediction possibility with the help of topside sounding from satellites", Adv. Space Res., 1998.

Rhea Randall W., "Oscillator design & computer simulation", Prentice Hall, USA 1990.

Stott C. & Twist C., "Space facts", Dorling Kindersley Publishing Inc., Italia 1995.

Tertyshnikov A.V., "Seismoozone effect of Transcaucasia", Physics of the solid Earth", 1994

Tri T. Ha, "Digital satellite communications", McGrawHill, USA 1990.

Tronin, A.A., Hayakawa, M., Molchanov, O.A., "Thermal IR 592 satellite data application for earthquake research in Japan and China", J. Geodyn, 2004.

Young Paul H., "Electronic communication techniques", Merrill Publishing, USA 1990.