



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTONOMA
DE MEXICO**

FACULTAD DE INGENIERIA

**CONCEPTOS TEORICOS DE POSICIONAMIENTO
POR SATELITE**

T E S I S

QUE PARA OBTENER EL TITULO DE

INGENIERO TOPOGRAFO Y GEODESTA

P R E S E N T A :

GUSTAVO GUERRERO MARTINEZ



México, D. F.

1993

**TESIS CON
FALLA DE ORIGEN**



Universidad Nacional
Autónoma de México



UNAM – Dirección General de Bibliotecas Tesis Digitales Restricciones de uso

DERECHOS RESERVADOS © PROHIBIDA SU REPRODUCCIÓN TOTAL O PARCIAL

Todo el material contenido en esta tesis está 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.

I N D I C E

CAPITULO I

I INTRODUCCION

- I.1 Conceptos.
- I.2 Técnicas para colocar un satélite en órbita.
- I.3 Los levantamientos por satélite en el ambito de la Topografía Moderna.
- I.4 Efecto Doppler.
- I.4.1 La medición Doppler.

CAPITULO II

- II Geometría de la Elipse Orbital.
- II.1 Elementos Orbitales y posición de un satélite.
- II.2 Coordenadas Geocéntrica, Topocéntrica, Cartesiana y, Polar de un satélite.

CAPITULO III

- III Efemérides.
- III.1 Método Simultáneo.
- III.2 Método Orbital.
- III.3 Método de Arco Corto.
- III.4 Método Secor.
- III.5 Método Doppler.

CAPITULO IV

- IV Precisiones.
- IV.1 Refracción.
- IV.1.1 Ionosfera.
- IV.1.2 Troposfera.

CAPITULO V

- V Sistema Naval de Navegación por Satélite (NNSS).
- V.1 Determinación de la posición y fuentes de perturbación.
- V.2 Cálculo del error en un sólo paso.

CAPITULO VI

- VI Sistema de Posicionamiento Global (GPS).
- VI.1 Medición de la Seudodistancia.
- VI.2 Medición de Fase.
- VI.3 Medición del desplazamiento de Frecuencia Doppler.
- VI.4 Posibilidades de determinación de la posición.

CAPITULO VII

- VII Campaña Oceanográfica "MICRO-I y DINAMO-V".
- VII.1 Proyecto y Desarrollo.
- VII.2 Descripción del equipo (Sistema GPS/TRANSIT).
- VII.2.1 Procedimiento de encendido.
- VII.3 Registros.

CAPITULO VIII

- VIII Conclusiones.
- VIII.1 Discusión.
- VIII.2 Recomendaciones.

Bibliografía

- Citada en el Texto,
- No citada en el Texto.

CAPITULO I .
INTRODUCCION .

I INTRODUCCION .

Los objetivos reales de la geodesia han sido desde tiempos remotos, la determinación de posiciones y áreas sobre la superficie de la tierra, así como la dirección e intensidad del campo de gravedad de la misma. En consecuencia los datos geodésicos han servido para elaborar cartas y delinear límites.

El desarrollo de la electrónica y las tecnologías espaciales han influido en aquellas aplicaciones tradicionales de los datos geodésicos.

La geodesia ha participado en el crecimiento de las ciencias físicas en los últimos treinta o cuarenta años: grandes adelantos en la medición de distancias, cálculos y ajustes mucho más elaborados a través del uso de computadoras, conocimiento más extenso, preciso y exacto de las dimensiones de la tierra, el geóide y posicionamiento intercontinental por medio de técnicas espaciales. Sin embargo el crecimiento ha sido parcial: las técnicas terrestres de medición de ángulos, diferencias en nivel y la dirección de la gravedad han tenido poca evolución, por otra parte, los adelantos instrumentales en medición de distancias y fotogrametría han disminuido la dependencia del topógrafo y del cartógrafo, respecto al especialista geodésico.

Lo anterior ha hecho sentir a algunos geodestas que su papel ha perdido contenido; lo cual es comprensible.

En cierto sentido, la geodesia maduró, de alguna manera antes que otras ciencias geofísicas y se estancó debido a que por muchos años ha trabajado con técnicas tradicionales sin considerar el avance científico y técnico que puede darle la ciencia. Así otras disciplinas han invadido áreas puramente geodestas poniéndose al día.

Uno de los logros más relevantes en la actualidad es sin lugar a dudas el desarrollo de las técnicas espaciales, esto comprende la tecnología de los satélites artificiales.

La aparición de estos aparatos electrónicos ha cambiado visiblemente la forma de vida de gran parte de la población del mundo. Gracias a ellos conocemos con más precisión y exactitud los recursos naturales de la tierra, los fenómenos meteorológicos, las distancias entre los países se han acortado de tal manera que pueden intercambiar todo tipo de información casi instantáneamente (Schmid H. H. 1974).

En lo que concierne a la geodesia, trabajar con satélites resulta relativamente nuevo, ya que desde 1960 se iniciaron las técnicas para trabajar información desarrollada por estos.

Existen varias técnicas para determinar la posición de un punto, entre ellas mencionaremos: ASTRONOMIA DE POSICION (métodos tradicionales con estrellas y planetas, sin duda alguna son los métodos más exactos y la base para cualquier tipo de posicionamiento, ya que sin ellos no sería posible iniciar un trabajo de tipo satelital, donde se hace necesaria su calibración), MEDICIONES SATELITALES CON LASER. SLR(Satellite Laser Ranging), MEDICIONES LUNARES CON LASER. LLR(Lunar Laser Ranging), INTERFEROMETRIA DE LINEA BASE MUY LARGA. VLBI(Very Long Baseline Interferometry) y DOPPLER.

El estudio que se presenta constituye básicamente los sistemas de posicionamiento satelital TRANSIT y GPS basado en el EFECTO DOPPLER.

I . 1 CONCEPTOS .

Las primeras publicaciones acerca de la posibilidad de colocar satélites artificiales en una órbita, fueron hechas en 1945, por Arthur C. Clarke.

Obviamente muchos científicos e ingenieros fueron los que se interesaron por las ideas de Arthur C. Clarke y de otros autores, en aquel entonces aún no se lanzaba el primer satélite artificial de la tierra, no fué sino hasta 1957 cuando se inicia la era espacial con el lanzamiento del Sputnik I, y despues de muchas pruebas con otros satélites se logró colocar un satélite llamado SYNCOM(Synchronous Communications).

Sin las leyes que rigen la mecánica clásica, de Isaac Newton, para muchos científicos hubiera sido difícil colocar satélites alrededor de la tierra.

Por este científico sabemos que la fuerza de atracción entre un cuerpo y la tierra es directamente proporcional al producto de sus masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia que los separa. Así mismo sabemos también que si a un cuerpo se le aplica una acción, entonces éste responde con una reacción igual y de sentido contrario, oponiéndose a la acción original.

Estas contemplaciones físicas de Isaac Newton hacen posible, en la actualidad, que el hombre envíe vehiculos de carga al espacio (cohetes) con satélites artificiales en su interior, y además que éstos últimos conserven su posición orbital en el espacio una vez que se encuentren ahí. (Satélites de Comunicaciones, Rodolfo Neri Vela).

Todos los satélites hacen uso de los principios anteriores, y de muchos otros por supuesto, por ejemplo las leyes de Kepler, que nos explica el movimiento de los planetas girando todos en un

sistema alrededor del sol, este mismo fenómeno se puede compaginar para la interpretación de los satélites con respecto a la tierra.

I . 2 TECNICAS PARA COLOCAR UN SATELITE EN ORBITA .

En general, para colocar un satélite en una órbita alrededor de la tierra, se lleva a cabo por tres procedimientos:

- Inyección directa en órbita geoestacionaria.
- Inyección inicial en órbita elíptica.
- Inyección inicial en órbita circular baja.

Las cuales se desarrollan como sigue:

Inyección directa en órbita geoestacionaria.

Este procedimiento consiste en que el satélite es transportado por un cohete de varias etapas hasta el Cinturón de Clarke, llamada así a la órbita que aloja satélites geoestacionarios a una altura de aproximadamente 36,000 Km sobre el nivel medio del mar, sin que para tal efecto necesite realizar trabajos propios. Debido a la característica antes mencionada, colocar un satélite en esta órbita, es muy costoso y sólo se lleva a cabo para lanzar satélites militares; ya que el satélite no lleva motores acoplados a él para pasar de una órbita a otra, la probabilidad de que llegue a su destino íntegro en su funcionamiento es muy grande. (fig. I.1).

Inyección inicial en órbita elíptica.

Este sistema prácticamente se lleva a cabo en dos etapas; la primera consiste en que el sistema lanzador (cohete), coloca el satélite en una órbita elíptica de gran excentricidad, esto es muy alargada, en la que el centro de la tierra constituye uno de los focos. El satélite se separa del cohete y da una o varias

vueltas en esa órbita, llamada de transferencia geosíncrona, a continuación se lleva a cabo la segunda etapa del sistema y se caracteriza por el movimiento del satélite con esfuerzos propios. Debido al movimiento elíptico, el perigeo (punto de la órbita del satélite que se halla a la mínima distancia de la tierra) de la órbita de transferencia se localiza normalmente a una altura de unos 300 Km. sobre el nivel del mar y su apogeo (punto de la órbita del satélite que se halla a la máxima distancia de la tierra) cerca de los 35,788 Km. que es la altura final en la que el satélite debe permanecer para funcionar.

A continuación se circulariza la órbita y para ello el satélite lleva acoplado un motor que se enciende justo en el momento de apogeo de la última vuelta que se halla programado, desde luego que este encendido se lleva a cabo después de haber orientado el satélite a control remoto, con el fin de que el motor de apogeo lo coloque en la órbita correcta.

Al encender el motor de apogeo el satélite recibe un incremento de velocidad y consecuentemente su órbita cambia, pasando de la elíptica de transferencia geosíncrona a la circular geostacionaria. (fig. 1.1).

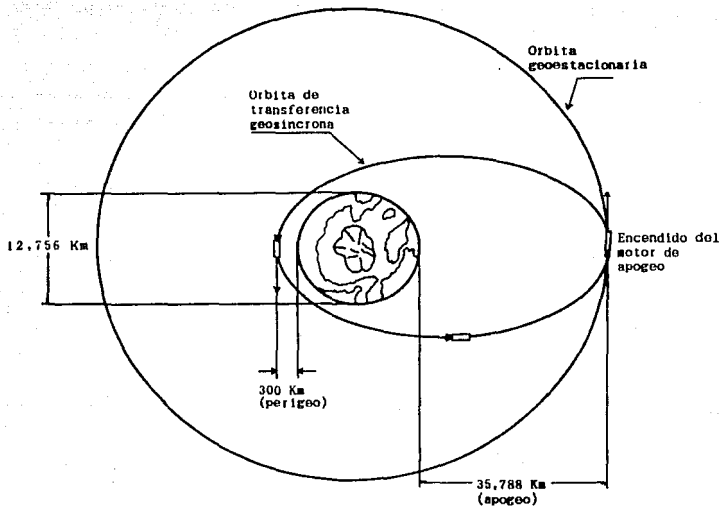


Fig.1.1. El satélite se coloca en una órbita elíptica de transferencia geosincrona y después de varias vueltas, en uno de los apogeos se enciende un motor que circulariza la órbita, quedando así el satélite en órbita geostacionaria.

Inyección inicial en órbita circular baja.

Esta técnica es empleada por el Sistema de Transportación Espacial de la NASA de E.E.U.U., también conocido como orbitador, y se compone de tres aspectos fundamentales, y las dos últimas son idénticas al caso anterior de inyección inicial en órbita elíptica. el primer paso se describe a continuación:

El orbitador despegando llevando consigo el satélite dentro de su compartimiento de carga y entra en órbita circular alrededor de la tierra, a una altura aproximada de 300 Km. sobre el nivel del mar.

El satélite es liberado del compartimiento de carga, quedando de esta manera también en órbita circular baja alrededor de la tierra.

La velocidad inicial del satélite es la misma que la de la nave, aunque un poco modificada por efecto de los resortes que se emplean para lanzarlo del compartimiento.

La separación nave - satélite se lleva a cabo justo cuando la nave cruza el plano del ecuador y cuarenta y cinco minutos más tarde, cuando el satélite vuelve a cruzar el plano del ecuador, su motor de perigeo es encendido. Este le proporciona un incremento en su velocidad lo cual modifica su órbita, pasando de circular baja a una elíptica igual a la del segundo sistema que se explicó (Inyección inicial en órbita elíptica).

Cumplida su misión el motor de perigeo se desprende del cuerpo del satélite, produciendo así las condiciones para que más adelante un motor de apogeo acoplado al satélite en el momento preciso, se encienda para circularizar la órbita con su altura final.

Finalmente, para colocar un satélite en órbita no es tan sencillo, no solamente se incrementa su velocidad sino también hay que lograr que pase de un plano a otro con el menor consumo de energía. (Satélites de Comunicaciones, Rodolfo Neri Vela). El sistema se muestra graficamente en la fig. 1.2.

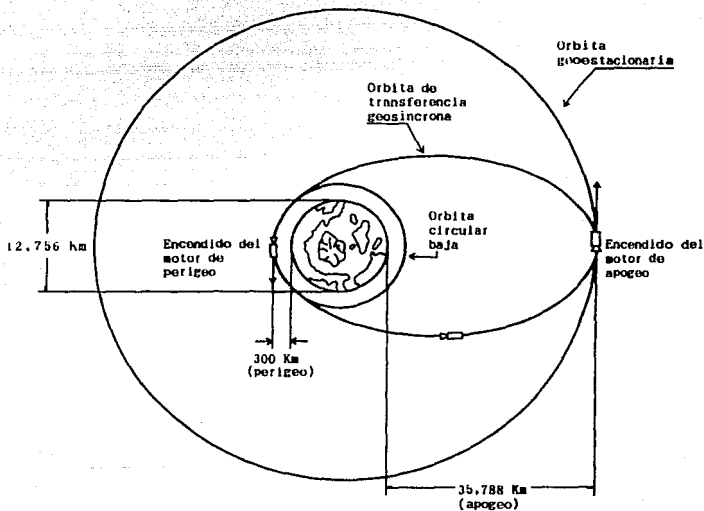


Fig. I.2. Los orbitadores colocan al satélite en una órbita circular baja, mediante el encendido de un motor de perigeo y después el de un motor de apogeo, se logra su posición geoestacionaria final.

I. 3 LOS LEVANTAMIENTOS POR SATELITE EN EL AMBITO DE LA TOPOGRAFIA MO- DERNA.

En la actualidad medir con ayuda de satélites no es nada nuevo, ya que desde el 4 de Octubre de 1957, con el lanzamiento del SPUTNIK 1 (primer satélite artificial) por la Unión Soviética, nace la Geodesia por Satélite que infinidad de logros esta proporcionando hoy en día.

Con la aparición y el desarrollo de nuevas técnicas espaciales, se desarrolla desde 1967 un sistema llamado TRANSIT encaminado al servicio civil. Básicamente, hasta ahora éste sistema ha servido para la navegación, prospección y creación de bases para tareas geodésicas.

Sin embargo el gran número de opiniones aparecidas en revistas especializadas, hablan por si sólo de la importancia creciente de este sistema de medición.

El 22 de Febrero de 1978, con el lanzamiento del primer satélite NAVSTAR-GPS, por los Estados Unidos, (EL GPS Y LAS MISIONES AL PLANETA TIERRA. Por: J.M. SEVILLA), se marca el inicio de una nueva etapa dejando atrás el sistema TRANSIT y tratando de llenar todas las deficiencias existentes en posicionamiento por satélite.

Esta nueva técnica aparece como la más idónea y fiable para la determinación tridimensional de posiciones de puntos con gran precisión y exactitud.

En los próximos años además de constituir el sistema de posicionamiento ordinario, preciso y exacto, para levantamiento y unificación de redes geodésicas de diversos ordenes, para la ejecución de trabajos topográficos extensos y para navegación, el GPS (Sistema de Posicionamiento Global), va a constituir uno de los sistemas de medición de alta precisión y exactitud para la

determinación de parámetros geodésicos y geofísicos, todo esto contemplado dentro de misiones y proyectos encaminados al mejor conocimiento del campo de gravedad terrestre, de su geometría y variación temporal, así como estudios oceanográficos, meteorológicos y otras muchas ramas de las ciencias de la tierra. Todas estas misiones al planeta tierra, como son llamadas por la NASA., podrán llevarse a cabo con el uso de satélites y plataformas espaciales de observación de la tierra.

El sistema de posicionamiento global, dará servicio tanto a la comunidad militar como a la civil, y su uso será continuo y su funcionamiento rutinario, puede alcanzarse en 1992 (Misiones al Planeta Tierra).

Algunas de las misiones estan en fase de proyecto, pero otras ya en ejecución y en todas ellas el GPS, juega un papel importante. Algunas de éstas misiones son las siguientes:

En una misión conjunta entre los Estados Unidos y Francia llevarán a cabo un experimento denominado TOPEX/Poseidon (Ocean Topography Experiment) para la medición precisa y exacta del nivel medio del mar desde el espacio, cuyo lanzamiento esta previsto para Junio de 1992 y una duración de 3 a 5 años, este sistema llevará un equipo de seguimiento GPS experimental, diseñado y construido por la NASA, para ensayar seguimiento continuo de alta precisión (10 cm.) para futuras misiones altimétricas.

Con un campo de gravedad mejorado y un cálculo de órbitas muy preciso y exacto se espera alcanzar un rango de exactitud de 14 cm. en las medidas del nivel del mar.

Por la parte americana llevará un altímetro radar de dos

frecuencias (5.3 GHz. y 13.56 GHz.) un radiómetro de microondas para medir el vapor de agua y un panel retroreflector laser para la determinación precisa de la órbita y, por parte francesa llevará un altímetro de estado sólido y un sistema avanzado de seguimiento Doppler llamado DORIS.

Con este fin se desarrolla el receptor GPS básico Monarch por Motorola Corporation.

Otra gran misión para 1994, es el proyecto ARISTOTELES (Aplicaciones o Investigaciones con Técnicas Espaciales de Observación del Campo de la Tierra desde Satélites Terrestres en Baja Orbita). De la Agencia Europea del Espacio, E.S.A.

Este proyecto también incluye un receptor GPS a bordo como instrumento para la determinación de la órbita durante la misión gravedad y como fuente suplementaria para mediciones del campo de gravedad. Se espera una precisión en la determinación continua de la posición del orden de 25 a 30 metros, suficiente para esta misión.

Esto es sólo una muestra del potencial que se espera del GPS en el siglo XXI en su aspecto general.

Las aplicaciones del GPS a las misiones al planeta tierra están propiciando el desarrollo de técnicas y equipos GPS cada vez más precisos, exactos y confiables.

Los más recientes estudios geodésicos y geofísicos que tienen sus bases en observaciones del sistema GPS están siendo realizados en todos los países y en particular en los Estados Unidos de Norteamérica, en colaboración con las Organizaciones Nacionales Geodésicas, Servicios dependientes de Administraciones Regionales

o Locales y Centros de Investigación, en especial Universidades. Cuando de trabajos globales se trata, la colaboración internacional es determinante.

Así podemos citar también el gran "Proyecto del Pacífico" donde participaron las Universidades de Kyoto, Tokyo y el Instituto de Tecnología Japonés; en este proyecto lo que se pretendió estudiar fueron los movimientos de la corteza del mar de Filipinas y las placas Euroasiáticas.

Las observaciones se llevaron a cabo del 21 al 28 de Enero de 1990.

Otro ejemplo es la "Campaña de Geodesia GPS Ecuatorial 1990 y la Campaña GPS PRANET", en la Región Andina del Ecuador, Colombia y Costa Rica, donde se realizaron medidas precisas de bases entre unas 35 ó 40 estaciones en la zona y junto a las estaciones de seguimiento globalmente distribuidas de PRARE, CIGNET y Deep Space Network que proporcionarán información orbital precisa.

Las observaciones se realizaron del 8 al 19 de Febrero de 1990.

De la misma manera los diversos proyectos de observación GPS que se han desarrollado en 1990 en la zona Antártida-Australia-Nueva Zelanda, están coordinados para cubrir diversos objetivos tales como: establecimiento de enlaces geodésicos precisos, estudio de deformaciones de la corteza, Contribuir a un mejor conocimiento del geode, enlaces GPS de estaciones VLBI y enlaces de éstas estaciones con los vértices geodésicos, control de movimientos verticales en el continente en puntos con mareógrafos en apoyo a la determinación global del nivel medio del mar.

En definitiva el GPS apoya misiones al planeta tierra y de éstas recibe datos científicos que le permiten ampliar campos de

acción, de tal manera que resulta ser la técnica geodésica ordinaria más potente y precisa para los próximos años.

De la misma forma dentro de la topografía moderna realizada por métodos satelitales destacan trabajos como la prueba de GPS en Noruega, estas pruebas se han realizado conjuntamente con el "Servicio de Levantamiento Geodésico de Noruega" (N.G.O.).

Las pruebas abordan problemas tanto de índole estático como dinámico (condiciones del receptor en movimiento ó estático), y se han llevado a cabo con uno o cuatro receptores de GPS, dependiendo del tipo de problema.

Cuando se han requerido más de dos receptores, se han solicitado a organismos extranjeros, (este trabajo se realizó durante el año de 1985).

Algunos aspectos generales de las campañas realizadas con sistema GPS son las siguientes:

Mediciones realizadas con el fin de establecer una red de estaciones de referencia para el GPS, éstas se realizaron mediante una campaña de mediciones que comenzó el 20 de Mayo de 1985 y terminó el 8 de Junio del mismo año (fig. 1.3).

De esta manera se espera que los usuarios de GPS en Noruega y en las zonas marítimas de su alrededor, empleen estos puntos al usar GPS en modo diferencial (variante de la metodología para posicionar un punto en GPS).

Así mismo se llevó a cabo un proyecto para la navegación marina en Spitzbergen, este proyecto se desarrolló con un levantamiento batimétrico en el otoño de 1985, además se proyectó también comprobar el potencial de GPS, como futuro sistema de navegación, para realizar la cartografía marina de estas zonas (Erseth R. , Røkkedal S. 1986).

La evaluación incluyó GPS normal y diferencial, y empleó datos "P" (Precisión) y "S" (Estándar).

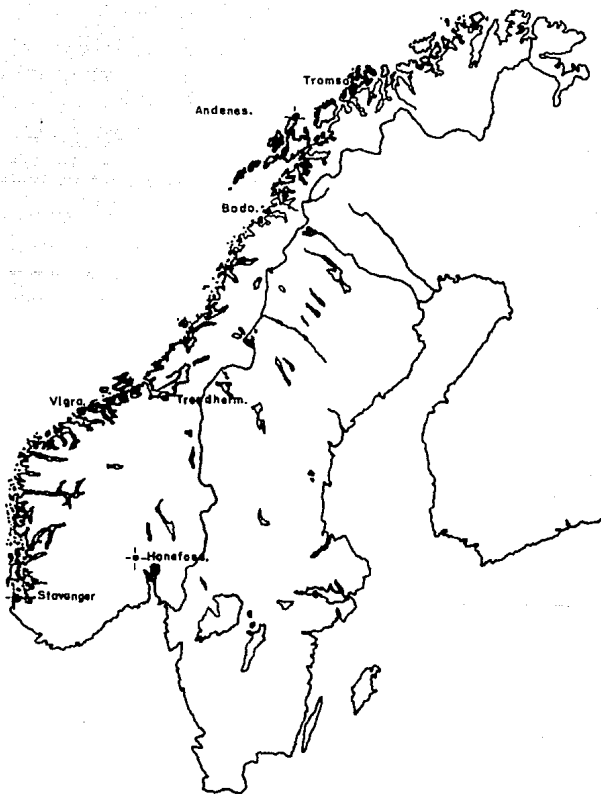


Fig. 1. 3. PUNTOS DE REFERENCIA PARA GPS EN NORUEGA.

Otro trabajo desarrollado dentro de la topografía moderna por medio de técnicas espaciales, es sin duda la expedición realizada por España a la Antártida auspiciada por el Ministerio de Defensa (1987 - 1988), (Estrada N. R. 1989).

Para realizar las mediciones bajo esta técnica se contó con equipo que funciona bajo las características del sistema Transit, GPS y Posicionamiento Astronómico Tradicional.

Para el primer sistema, constituido por los satélites Transit se utilizaron dos receptores JMR-1 del Instituto Geográfico Nacional. Para el sistema GPS se contó con un navegador Magnavox MX-1102, del Instituto Español de Oceanografía. Para el último podían disponer de un Wild T-2 y distanciómetros.

Los primeros trabajos se realizaron en la Isla de Decepción, la primera actividad fué establecer la antena del JMR-1, el receptor permaneció instalado durante seis días, se limitó esta recepción debido al escaso número de cintas de grabación y se obtuvieron los siguientes registros:

Se procesaron 110 pasos, de los cuales se rechazaron 87, siendo las causas las que a continuación se describen; 3 por ser percibidos con un ángulo muy pequeño, 24 por un número insuficiente de datos y 60 por exceder la prueba de probabilidad. De los 23 procesados finalmente se obtuvieron las coordenadas de la estación en el estudio, es decir, latitud, longitud y altura (3D), posteriormente estos datos, mediante el cálculo respectivo, se referenciaron al Elipsoide WGS-72.

De la misma forma se procedió con el sistema GPS instalando la antena, se calcularon las posiciones de varios puntos; Base Argentina, Punta Chacao y GPS-3 (fig. 1.4).

Por otra parte, debido a la escasa señal que se obtenía en los radios para conseguir la hora exacta que proporcionaban algunas emisoras, no fué posible realizar observaciones al sol para conseguir un azimut, por impreciso que éste fuera. Practicamente esta era la única estrella pues la mayoría estaban ocultas por las nubes.

En la Isla de Livingston se realizaron trabajos similares obteniéndose así sus coordenadas respectivas de tres puntos; Punto Slome, Base y Punta Polaca.

La comparación entre las coordenadas obtenidas por transformación de las WGS-72 y las obtenidas directamente por el receptor GPS dieron como resultado diferencias en norte-sur de 2.69" y en este-oeste 10.68" para algunos puntos.

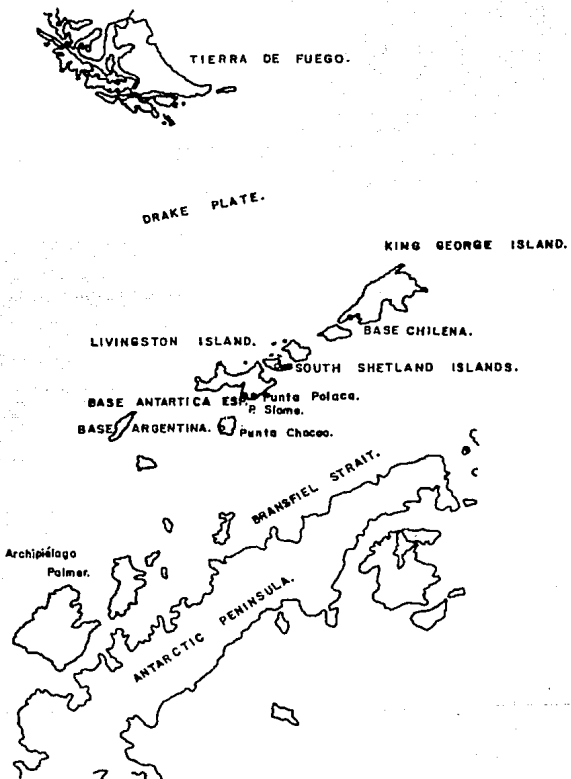


FIG. 1. 4. THE SOUTH AMERICA ANTARCTIC GPS GEODETIC LINK.

I - 4 EFECTO DOPPLER .

El EFECTO DOPPLER es el cambio en la frecuencia observada en una señal constante, originado por el cambio en el rango (velocidad) de la señal con respecto al observador.

El transmisor DOPPLER localizado en el satélite, envía una señal de frecuencia previamente conocida y determinada hacia las estaciones receptoras adecuadamente equipadas, las cuales reciben y registran ésta señal durante el periodo de tiempo en que el satélite esta sobre el horizonte de radiofrecuencia.

Una vez registrada la señal se determina el número de oscilaciones, es decir, la frecuencia que se recibió en el intervalo de tiempo.

Este registro constituye el número de ciclos contados N.

El EFECTO DOPPLER (SONICO), es la base para el desarrollo matemático de la fórmula del EFECTO DOPPLER RELATIVISTA, que es el modelo matemático al cual se desea llegar, ya que, sin duda alguna es el fenómeno que esta presente entre las señales enviadas por el foco o satélite y el dispositivo o receptor.

Para determinar el EFECTO DOPPLER (SONICO), es necesario estudiar el comportamiento del movimiento de los elementos que forman parte de este fenómeno, es decir, del foco (Satélite) y del dispositivo (Receptor), uno con respecto al otro (movimiento relativo) y también del movimiento de ambos con respecto al medio.

El estudio que a continuación se realiza es determinante para llegar a las fórmulas del EFECTO DOPPLER RELATIVISTA (Lándsberg G. S. 1976).

1.- El foco (fuente) se mueve con respecto al medio con una velocidad v , la velocidad c de la onda es constante en el medio (c = velocidad de la luz).

Supongase que el receptor (dispositivo) se localiza en el punto B, y el foco en S1 que se mueve a una velocidad v a lo largo de la línea S1 B. (fig.1),

El foco o fuente emite una onda en el tiempo t_1 , cuando la fuente se encuentra a la distancia S1 B = a del dispositivo o receptor llegará a éste en el lapso de tiempo (θ):

$$\theta_1 = t_1 + a/c, \quad \text{donde } c = a/t, \quad \text{siendo: } a = \text{distancia,}$$

$$\text{por lo tanto } t = a/c, \quad c = \text{velocidad,}$$

$$t = \text{tiempo.}$$

La onda emitida en $t_2 = t_1 + \tau$ llegará al receptor en:

$$\theta_2 = t_2 + \frac{a \pm v\tau}{c} \quad \text{donde } v = a/\tau \quad \tau = \text{tau}$$

$$\text{por lo tanto } a = v\tau \quad (\text{a corresponde a otra distancia}).$$

Ya que en el momento t_2 , la distancia entre la fuente y el receptor será igual a: $(a + v\tau)$ ó $(a - v\tau)$ dependiendo de la dirección del movimiento. Así las ondas emitidas por la fuente durante el tiempo $\tau = t_2 - t_1$ accionarán sobre los receptores en el intervalo de tiempo $\theta = \theta_2 - \theta_1$

$$\text{sustituyendo: } \theta = t_2 + \frac{a \pm v\tau}{c} - t_1 + \frac{a}{c}$$

$$\text{de aquí que: } t_2 - t_1 = \tau \quad \text{y eliminando } \frac{a}{c}$$

$$\text{tenemos que: } \theta = \tau \pm \frac{v\tau}{c}$$

$$\therefore \theta = \tau \left(1 \pm \frac{v}{c} \right)$$

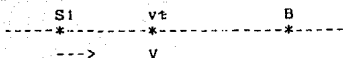


Fig.1. Para la deducción de la fórmula de Doppler en el caso de movimiento del foco respecto al medio.

Se tiene que V_0 es la frecuencia de la fuente, entonces durante el tiempo t ella emitirá $N = V_0 t$ ondas y por lo tanto, la frecuencia percibida por el receptor será: $V = N/\theta$ sustituyendo valores:

$$V = \frac{V_0 t}{t(1 \pm \frac{v}{c})}, \text{ y eliminando } t \text{ tenemos:}$$

$$V' = \frac{V_0}{1 + v/c} \text{ en el caso que la fuente se aleje.}$$

Análogamente:

$$V'' = \frac{V_0}{1 - v/c} \text{ en el caso que la fuente se acerque.}$$

Como la velocidad de la onda en el medio depende exclusivamente de las propiedades de éste, es decir, no depende del movimiento de la fuente y permanece igual a c , por lo tanto, debe registrarse una variación en la longitud de onda (L).

Designando L_0 como la longitud de onda registrada cuando la fuente no se mueve, y por L , la longitud de onda cuando la fuente se mueve, entonces tenemos:

$$L_0 = \frac{c}{V_0}, \quad L = \frac{c}{V} = \frac{c}{V_0(1 \pm \frac{v}{c})}$$

$$\therefore L = L_0 \left(1 \pm \frac{v}{c}\right)$$

Finalmente, al desplazarse la fuente en el medio, la velocidad de la onda respecto al dispositivo que se encuentra en este medio permanece constante, mientras que la frecuencia y la longitud de onda percibidas por el receptor varían.

2.- El receptor se mueve con una velocidad v respecto al medio y la velocidad de la onda en este último es igual a c .

Análogamente al problema anterior se tiene que, cuando:

El foco se encuentra en S_1 y el receptor se halla en el punto B , y además se mueve con una velocidad V a lo largo de la línea $S_1 B$. (fig.2), la onda emitida en el tiempo t_1 , cuando la fuente se encuentra a la distancia $S_1 B = a$ del foco, llegará a éste en el tiempo:

$$\theta_1 = t_1 + \frac{a}{c \mp v}$$

y la onda emitida en $t_2 = t_1 + \tau$ llegará al receptor en el lapso de tiempo:

$$\theta_2 = t_2 + \frac{a \pm v \tau}{c \mp v}$$

Debido a que la onda y el dispositivo se acercan a una velocidad $c \mp v$ (la velocidad de la onda respecto al dispositivo), accionarán en el lapso de tiempo:

$$\theta_2 - \theta_1 = \theta = t_2 + \frac{a \pm v \tau}{c \mp v} - t_1 + \frac{a}{c \mp v}$$

de aquí $t_2 - t_1 = \tau$

simplificando:

$$\theta = 1 \pm \frac{v}{c} t$$

$$\text{finalmente: } \theta = t \left(1 \pm \frac{v}{c} \right)$$

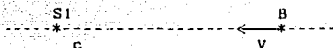


Fig. 2. Para la deducción de la fórmula de Doppler en el caso de movimiento del receptor con respecto al medio.

V_0 es la frecuencia de la fuente, por lo tanto, durante el tiempo t ella emitirá $N = V_0 t$ ondas y entonces, la frecuencia percibida por el dispositivo será: $V = N/\theta$, sustituyendo valores:

$$V = \frac{V_0 t}{t \left(1 \pm \frac{v}{c} \right)} = \frac{V_0}{1 \pm \frac{v}{c}} = \frac{V_0}{\frac{c-v}{c} \text{ o } \frac{c+v}{c}} = \frac{V_0}{\frac{c-v}{c}}$$

$$= \frac{V_0 (c-v)}{c} = \frac{V_0 c}{c} - \frac{V_0 v}{c}$$

llegando a:

$$V' = V_0 - \frac{V_0 v}{c} = V_0 \left(1 - \frac{v}{c} \right)$$

en caso de que el dispositivo se aleje.

Análogamente:

$$V = \frac{V_0}{1 - \frac{v}{c}} \quad ; \quad V'' = V_0 \left(1 + \frac{v}{c}\right) \quad \text{en caso de que el dispositivo se acerque.}$$

Finalmente, la velocidad de la onda con respecto al dispositivo, es la suma de las velocidades de la propia onda y el dispositivo (receptor) respecto al medio, es decir, es igual a:

$$(c+v) = c \left(1 + \frac{v}{c}\right)$$

Por lo tanto, la longitud de la onda percibida por el receptor permanece invariable.

$$L = \frac{c+v}{v} = \frac{c \left(1 + \frac{v}{c}\right)}{V_0 \left(1 + \frac{v}{c}\right)} = \frac{c}{V_0} = L_0$$

Por último se observa que en el movimiento del receptor, la frecuencia y la velocidad de la onda varían respecto al receptor y la longitud de onda que percibe permanece constante.

Los razonamientos sufren ciertas variaciones si la dirección de la observación forma con la del movimiento un ángulo θ (Fig. 1). Primero, para el desplazamiento del receptor es necesario sustituir $(c+v)$ por $(c+v \cos \theta)$, ya que esta magnitud nos proporciona la velocidad de acercamiento de la onda y el dispositivo.

Segundo, en la expresión para θ_2 , en lugar de $(a+vt)$ entrará: $(a+vt \cos \theta)$ a causa de que $B S_2 = B S_1 + S_1 S_2 \cos \theta$. (fig. 3)

Sin embargo si $v \neq u$, entonces si se realiza el Efecto Doppler, en este caso, dicho fenómeno permite calcular o determinar la velocidad de la fuente con relación al receptor y la velocidad de la fuente o foco y el receptor con relación al medio.

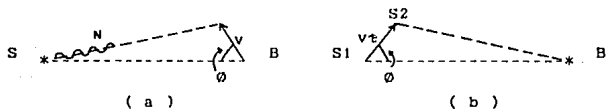


Fig. 3. Para la deducción de la fórmula Doppler:
 a.- La velocidad del dispositivo o receptor forma un ángulo θ con la línea foco - receptor;
 b.- La velocidad del foco forma un ángulo θ con la línea foco - receptor.

En este caso se supone que el valor de $v \cos \theta$ es pequeño en comparación con el de c . En general los resultados definitivos corresponden a la sustitución de v por $v \cos \theta$, es decir, a la introducción de la componente de la velocidad a lo largo de la línea SB (velocidad radial).

Finalmente:

$$v = \frac{v_0}{1 - \frac{v \cos \theta}{c}} = \frac{v_0 (1 - \frac{v \cos \theta}{c})}{1 - (\frac{v \cos \theta}{c})^2} \quad \text{para el caso de movimiento de la fuente.}$$

Análogamente:

$$v = v_0 (1 - \frac{v \cos \theta}{c}) \quad \text{para el caso de movimiento del receptor.}$$

En resumen, para el caso del movimiento en un medio poseemos dos formulas distintas que se diferencian una de otra por el factor:

$$\frac{1}{1 - (\frac{v \cos \theta}{c})^2}$$

Por otra parte, si el dispositivo se mueve con una velocidad v y la fuente, con una velocidad u , con respecto al medio, la fórmula que describe esta situación, empleando las deducciones anteriores, es la siguiente:

$$v = v_0 \frac{1 + \frac{v}{c}}{1 + \frac{u}{c}} \quad \text{si } u = v \text{ entonces } v = v_0 \text{ con bastante precisión.}$$

Por lo tanto, el Efecto Doppler no ocurre cuando la fuente y el dispositivo o receptor se mueven a la par, es decir, paralelamente (son inmóviles uno con respecto a otro).

Para iniciar el desarrollo de el EFECTO DOPPLER es necesario hacer algunas consideraciones, independientemente si examinamos el movimiento del foco (satélite) con relación al dispositivo (receptor) ó viceversa, supongamos que el receptor B está en el sistema K, y el foco ó fuente S se encuentra en el sistema K' que se mueve a lo largo del eje x respecto al receptor, con la propiedad de que éste y el foco se encuentran en la misma línea de movimiento.

Sea ν_0 la frecuencia del foco en el sistema K'.

Es necesario determinar la frecuencia ν percibida en el receptor B en el sistema K.

Un observador ligado al sistema del receptor, registra 2 momentos del proceso de emisión de la señal:

t_1 y t_2 , y dos coordenadas x_1 y x_2 que corresponden a la posición del foco en dichos momentos.

La duración de la parte designada de la señal (según el reloj de K) es $\tau = t_2 - t_1$, y la coordenada $x_2 = x_1 + v\tau$, donde v es la velocidad del foco (del sistema K').

Debido a que el foco está separado del receptor, los momentos θ_1 y θ_2 del inicio y final de la acción de la parte designada de la señal sobre el receptor, se diferenciarán de t_1 y t_2 es decir, serán igual a:

$$\theta_1 = t_1 + \frac{a}{c} \quad , \quad \theta_2 = t_2 + \frac{a + vt}{c}$$

donde a = distancia entre el foco y el receptor. Por lo tanto la duración de la acción sobre el receptor en el sistema K es:

$$\theta = \theta_2 - \theta_1 = \tau \left(1 + \frac{v}{c}\right)$$

Hasta aquí, tenemos la frecuencia del foco en el sistema K', V_0 y la duración de la acción sobre el receptor en el sistema K, θ . Lo importante ahora es saber el número de oscilaciones, es decir, la frecuencia que se recibió en el receptor en el intervalo de tiempo.

Sabemos que el foco emite V_0 oscilaciones durante 1 seg. (en el sistema K'), para conocer el número total de oscilaciones en la parte designada de la señal es necesario saber su duración en el sistema K'.

Los momentos del final y el inicio de la parte designada de la señal en el sistema K', $t' = t_2' - t_1'$, (t_2' , t_1' momentos del final y del inicio) pueden encontrarse mediante la transformación de coordenadas, de acuerdo con el concepto de simultaneidad de la teoría de la relatividad, los acontecimientos son separados espacialmente pero son simultáneos en el sistema de referencia K y pueden encontrarse dichos momentos mediante las coordenadas:

$$t_2' = \frac{t_2 - (v/c^2)x_2}{\sqrt{1-B^2}} \quad \text{y} \quad t_1' = \frac{t_1 - (v/c^2)x_1}{\sqrt{1-B^2}}$$

donde:

$$B^2 = v^2/c^2 \quad (\text{parámetro de comparación}) \quad v = \text{velocidad del cuerpo} \\ c = \text{velocidad de la luz}$$

$$t' = t_2' - t_1' = \frac{t_2 - (v/c^2)x_2}{\sqrt{1-B^2}} - \frac{t_1 - (v/c^2)x_1}{\sqrt{1-B^2}}$$

$$t_2 - t_1 = t$$

$$\therefore t' = \frac{t - (v/c^2)(x_2 - x_1)}{\sqrt{1-B^2}} \quad , \quad \text{pero: } x_2 - x_1 = d = vt$$

$$t' = \frac{t - (v/c^2)vt}{\sqrt{1-B^2}} = t \sqrt{1-B^2}$$

como resultado del movimiento, las dimensiones lineales de todos los cuerpos a lo largo de la dirección de la velocidad, se reducen en relación de:

$$\sqrt{1-B^2} \quad (\text{Hipótesis de Contracción de la Masa}).$$

Finalmente el número de oscilaciones que llegó al dispositivo o receptor durante el tiempo θ es igual a N/V_0 y $N = V_0 t'$ entonces:

$$N = V_0 t \sqrt{1-B^2}$$

y para la frecuencia percibida por éste, tendremos:

$$v = \frac{N}{\theta} = \frac{V_0 t \sqrt{1-B^2}}{t(1+v/c)} = V_0 \frac{\sqrt{1-v/c}}{1+v/c}$$

$$\therefore v = V_0 \frac{\sqrt{1-v/c}}{1+v/c} \quad \text{que es la frecuencia medida por el receptor.}$$

De la misma manera se obtiene otra fórmula si el dispositivo o receptor esta relacionado con el sistema K' , y el foco, con el sistema K .

Si la línea que une el foco y el receptor forma un ángulo θ con la dirección de la velocidad de desplazamiento, entonces se tendrá la siguiente relación:

$$v = v_0 \frac{\sqrt{1-\beta^2}}{1 + (v/c) \cos \theta}$$

Cuando $\theta = 0$ tenemos la ecuación:

$$v = v_0 \frac{\sqrt{1-\beta^2}}{1+v/c}$$

Cuando $\theta = 90$ tenemos la ecuación:

$$v = v_0 \sqrt{1-\beta^2}$$

Entonces, según la fórmula, el Efecto Doppler tiene lugar también cuando la dirección de propagación de la onda es perpendicular a la dirección del movimiento (Efecto Doppler Transversal), (Lánderberg G. S. 1976).

I - 4 - 1 LA MEDICION DOPPLER .

El EFECTO DOPPLER fué descubierto por el Austriaco Christian Doppler, en 1842, según tal efecto, la frecuencia de una señal recibida por un observador, depende de las velocidades de la fuente y/o del receptor, (Moritz H. 1984).

La expresión matemática del Efecto Doppler para ondas electromagnéticas y aplicable a este tipo de fenomeno es la siguiente:

$$f_r - f_t = \frac{v}{c} \Delta f \quad \text{Ec. 1.4.1.1.}$$

donde:

f_t = frecuencia transmitida.

f_r = frecuencia recibida.

f_o = frecuencia nominal.

v = velocidad relativa entre el satélite y el receptor.

c = velocidad de la luz en el vacío.

Estos aspectos fundamentales estan presentes en el caso de los satélites de posicionamiento y además estan involucradas tres frecuencias en la Medición Doppler:

a) Frecuencia transmitida por el satélite; f_s ,

b) Frecuencia recibida por el georeceptor; f_R ,

c) Frecuencia de referencia, generada por el propio receptor; f_o .

Estas nuevas frecuencias son reemplazadas en la ecuación 1.4.1.1: La frecuencia transmitida f_t , por la frecuencia de referencia f_o ; y la velocidad v , por la velocidad radial r , del satélite con

respecto al observador, obteniendo:

$$f_o - f_R = \Delta f = f_o \frac{r}{c} \quad \text{Ec. I.4.1.2.}$$

Donde la velocidad radial r es la derivada con respecto al tiempo, de la distancia satélite-estación, tomada como positiva cuando la distancia aumenta.

Donde c es la velocidad de la luz en el vacío, f_R es la frecuencia medida por el receptor en base a consideraciones hechas durante la deducción de la medición de la frecuencia en el Efecto Doppler Relativista.

Una vez medida la frecuencia en el receptor f_R y teniendo la frecuencia de referencia f_o , se procede a integrar con relación al tiempo, la frecuencia Doppler $\Delta f = f_o - f_R$ para obtener la llamada Cuenta Doppler N (Fernández Ch. B. S. 1984):

$$N = \int_{t_2}^{t_1} (f_o - f_R) dt \quad \text{Ec. I.4.1.3.}$$

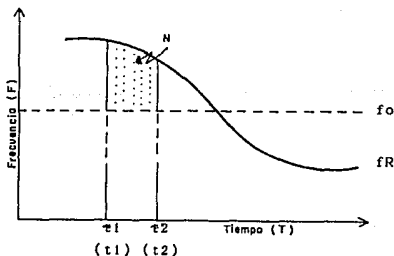


Fig. I.5. La Frecuencia Doppler.

Comunmente se toman como límites de integración las señales horarias, y la Cuenta Doppler N siempre es un número entero (adimensional).

Existen tres maneras de realizar la Medición Doppler, en función de la selección de los límites de integración, y son los siguientes:

Doppler Integrado, Doppler Instantáneo y Doppler Continuamente Integrado.

DOPPLER INTEGRADO:

Los límites de integración están determinados por las señales horarias emitidas por el satélite y tienen un intervalo de tiempo de 2 minutos, este intervalo es grande si lo comparamos con el cambio de frecuencia Δf .

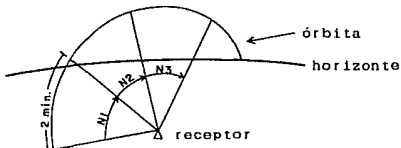


Fig. 1.6. Doppler Integrado.

DOPPLER INSTANTANEO:

Los límites de integración están determinados por señales horarias que genera el propio receptor y son intervalos de tiempo muy cortos, lo suficiente para considerar que el valor de la diferencia de frecuencia en el centro del intervalo es:

$\Delta f = N/\Delta t$ (sistema utilizado por receptores militares).

DOPPLER CONTINUAMENTE INTEGRADO:

Los límites de integración están determinados por señales horarias generadas por el propio receptor, tomando intervalos muy grandes y estableciendo determinada señal horaria como referencia. Se caracteriza por que se suman Cuentas Doppler de la siguiente manera:

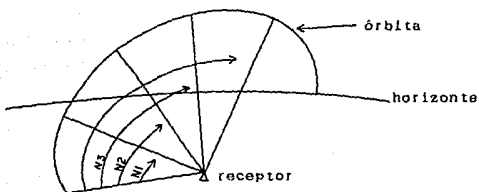


Fig. 1.7. Doppler Continuumamente Integrado.

El sistema de medición de importancia para los fines geodésicos, es el Doppler integrado, esto, debido a que las señales horarias generadas por el satélite, y el intervalo de de integración es grande (2 min), con respecto al cambio de frecuencia Δf . Por lo tanto, se describirá a continuación:

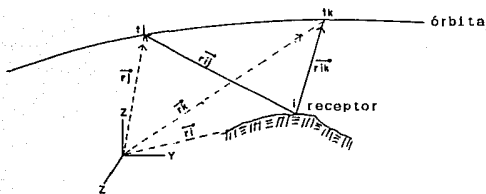


Fig. 1.8. Doppler Integrado.

Una señal transmitida por el satélite en el instante de tiempo t_j será recibida en la estación en tierra en el instante t_j :

$$t_j = t_j + \Delta t_j \quad \text{Ec. 1.4.1.4.} \quad \text{donde: } \tau = \text{tau (tiempo)}$$

De la misma manera, una señal transmitida en el instante de tiempo t_k , será recibida en el instante, t_k :

$$t_k = t_k + \Delta t_k \quad \text{Ec. 1.4.1.5.}$$

Considerando:

r_j = Vector de posición del satélite en el instante de tiempo t_j .

r_i = Vector de posición del receptor.

r_{ij} = Distancia receptor-satélite en el instante j .

r_{ik} = Distancia receptor-satélite en el instante k .

aplicando la ecuación:

$$N = \int_{t_2}^{t_1} (f_o - f_R) dt \quad \text{entre dos posiciones consecutivas } j \text{ y } k \text{ del}$$

satélite, se tiene lo siguiente:

$$N_{ijk} = \int_{t_j}^{t_k} \Delta f dt = \int_{t_j}^{t_k} f_o dt - \int_{t_j}^{t_k} f_R dt \quad \text{Ec. I.4.1.6.}$$

siendo t_j y t_k los instantes de tiempo en que se recibieron las señales horarias consecutivas.

Ahora bien, resolviendo la primera integral de la ecuación 3, y considerando f_o constante (por ser generada por el propio receptor) e introduciendo la ecuación I.4.1.1. se tiene:

$$\int_{t_j}^{t_k} f_o dt = f_o(r_k - r_j) = f_o(t_k + \Delta t_k - t_j - \Delta t_j) \quad \text{Ec. I.4.1.7.}$$

Por otra parte se tiene que:

$$t = \frac{d}{v} \quad \therefore \Delta t_k = \frac{r_{ik}}{c} \quad \text{y} \quad \Delta t_j = \frac{r_{ij}}{c}$$

finalmente, sustituyendo valores:

$$\int_{t_j}^{t_k} f_o dt = f_o(t_k + \frac{r_{ik}}{c} - t_j - \frac{r_{ij}}{c})$$

$$= f_o(t_k - t_j) + \frac{f_o}{c}(r_{ik} - r_{ij}) \quad \text{Ec. 1.4.1.8.}$$

Hasta aquí sólo se tiene el resultado de la primera integral, para resolver la segunda es necesario considerar que el número de ciclos recibidos en el instante de tiempo t_j y t_k es igual al número de ciclos emitidos en los instantes t_j y t_k .

De esta manera se pueden cambiar los intervalos de integración de la siguiente manera:

$$\int_{t_j}^{t_k} f_R dt = \int_{t_j}^{t_k} f_s dt = f_s(t_k - t_j) \quad \text{Ec. 1.4.1.9.}$$

Esta es la ecuación de observación de la Cuenta Doppler, sin correcciones, resultado de la adición de las dos integrales. Sumando las ecuaciones 1.4.1.8 y 1.4.1.9.

$$N_{ijk} = f_o(t_k - t_j) + \frac{f_o}{c}(r_{ik} - r_{ij}) - f_s(t_k - t_j)$$

agrupando, se tiene:

$$N_{ijk} = (f_o - f_s)(t_k - t_j) + \frac{1}{c} [g(r_{ik} - r_{ij})]$$

Ec. I.4.1.10.

donde:

N_{ijk} , es medido por el receptor.

$(f_o - f_s) = \Delta f$, se considera incógnita.

$(t_k - t_j)$, es conocido y es igual a 120 segundos.

f_o , es la frecuencia de referencia, conocida.

Por otra parte los vectores r_{ik} y r_{ij} son los siguientes:

$$r_{ik} = [(x_k - x_1)^2 + (y_k - y_1)^2 + (z_k - z_1)^2]^{1/2}$$

$$r_{ij} = [(x_j - x_1)^2 + (y_j - y_1)^2 + (z_j - z_1)^2]^{1/2}$$

También se tiene que las coordenadas del satélite en los instantes j y k son conocidos (se obtienen de los parámetros orbitales y son mostrados en las efemérides):

$(x_j, y_j, z_j), (x_k, y_k, z_k)$.

Finalmente, las incógnitas son cuatro:

- a) Las tres coordenadas x_1, y_1, z_1 de la estación, y
- b) La diferencia de frecuencia Δf .

Para determinar las incógnitas se necesitan un mínimo de cuatro ecuaciones de observación, que se obtienen fácilmente durante una pasada; pues, el satélite dura 18 minutos arriba del horizonte, dando lugar a un máximo de 9 Cuentas Doppler.

Hasta aquí no se ha considerado ningún tipo de corrección a la

fórmula, a continuación se mencionan las correcciones correspondientes a la frecuencia tanto del satélite como a la del receptor f_s y f_o respectivamente, debido a que éstas sufren inestabilidades y derivas, y se expresan en función del tiempo, como sigue:

para el oscilador del receptor:

$$f_o(t) = (f_o)_l[1 + Y_l(t_o) + Y'_l(t_o)(t - t_o)] + dfo$$

para el oscilador del satélite:

$$f_s(t) = (f_o)_s[1 + Y_s(t'o) + Y'_s(t'o)(t - t'o)] + dfs$$

donde:

- | | |
|------------------------|--|
| $f_o(t), f_s(t)$ | Frecuencias en el instante t de los osciladores del receptor (local) y del satélite. |
| $(f_o)_l, (f_o)_s$ | Frecuencias nominales de los osciladores. |
| $Y_l(t_o), Y_s(t'o)$ | -Desviaciones relativas en frecuencia de los osciladores en el instante t_o en el receptor y $t'o$ en el satélite. |
| $Y'_l(t_o), Y'_s(t'o)$ | -Derivas en frecuencia de los osciladores. |
| dfo, dfs | Ruido en los osciladores y electrónica asociada. |

Por otra parte, todo oscilador que se localiza a una latitud ϕ y a una altura h sobre el geode, y que se mueve con respecto a la superficie de la tierra con una velocidad relativa V , de componente Este, VE , se muestra afectado por un nuevo Efecto Doppler de carácter relativista que produce la siguiente variación en su frecuencia normalizada:

$$\frac{f_s(t) - (f_0)_s}{(f_0)_s} = -\frac{1}{2} \frac{V^2}{c^2} + \frac{g(\phi)h}{c^2} - \frac{1}{c^2} w r \cos \phi VE$$

donde:

$$g = (9.780 + 0.052 \text{ sen}^2 \phi) \text{ m/s}^2$$

$w = 0.00007992$ rad/s; velocidad angular de rotación de la tierra.

$r = 6378.140$ Km , radio de la tierra.

$c = 299792.458$ Km /s , velocidad de la luz.

También, se puede señalar que entre el satélite y el receptor se interpone un medio material, heterogéneo y de índice de refracción desconocido que origina trayectorias curvilíneas que es necesario estimar con modelos atmosféricos.

La diferencia de tiempo Δt de propagación de la señal, originada por el medio en que viaja, es determinada por el siguiente modelo matemático.

Por definición de índice de refracción se tiene que, el tiempo de propagación a lo largo de la trayectoria L , será:

$$\Delta t = \int_L \frac{ds}{v} = \frac{1}{c} \int_L n ds$$

Por otra parte, la distancia de tiempo de propagación introducida por el medio es:

$$\Delta t = \int_{L'} \frac{n}{c} ds' - \int_L \frac{ds}{c}$$

donde L y L' son respectivamente, las trayectorias rectilínea y real.

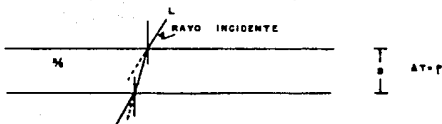


Fig. 1.9. Gráfica de la refracción de la señal.

Se tiene que la frecuencia Doppler (f_D) varía de acuerdo con la expresión:

$$f_D = f_R - f_S = - \frac{f_S}{c} \frac{d}{dt} \int n ds$$

y es función de la variación relativa de la distancia satélite-receptor.

Debido a que el error que se introduce, al aproximar la trayectoria real, a la directa, estación-satélite, alcanza 10% en el horizonte y es despreciable a partir de los 4° de elevación, se admite que:

$$\Delta t = \frac{1}{c} \int_L (n-1) ds$$

que introduce un error en la distancia de:

$$\Delta s = c \Delta t = \int_L (n-1) ds$$

que afectará a la frecuencia Doppler en:

$$\Delta f_D = - \frac{f_0}{c} \frac{d}{dt} \left[\int_L (n-1) ds \right]$$

Finalmente la expresión utilizada en la fórmula del contado con sus respectivas correcciones es la siguiente:

$$\Delta f_D = \frac{1}{c} \left[\int_{L_2} (n-1) ds - \int_{L_1} (n-1) ds \right] \{f_0\} \{1 + \gamma_1(t_0) + \gamma_1'(t_0)(t-t_0)\} + (r_2 - r_1) / c \{ \gamma_1(t_0) + \gamma_1'(t_0)(t-t_0) \} \{f_0\}$$

Por otra parte, debido a la existencia de un doble sistema de referencia origina un término correctivo en las distancias ligadas a la posición relativa (u,v) del polo instantáneo respecto al terrestre.

Esto, es debido a que la órbita del satélite esta definida en un sistema de referencia intrínseco ligado al polo instantáneo de rotación Z, diferente al eje z adoptado para la referencia terrestre, al cual se han referido las posiciones de las estaciones y el modelo de potencial utilizado. (fig. 1.10).

El término correctivo (Taton, 1972):

$$\Delta r = r' - r = \frac{1}{r} [(X_s \cos \Delta \theta + Y_s \sin \Delta \theta) z_a - Z_s x_a] u + \\ + [(X_s \sin \Delta \theta - Y_s \cos \Delta \theta) z_a + Z_s y_a] v + \\ + [(x_a X_s + y_a Y_s) \sin \Delta \theta + (y_a X_s - x_a Y_s) \cos \Delta \theta] \Delta \theta = \\ = A(t)u + B(t)v + C(t)\Delta \theta$$

Donde:

- (X_s, Y_s, Z_s)-coordenadas del satélite en el sistema de referencia instantáneo.
- (x_a, y_a, z_a)-coordenadas de las estaciones en el sistema de referencia terrestre, próximo al CIO. (Conventional International Origin).
- $\Delta \theta$ - diferencia angular del eje X al origen de las longitudes, medido en el ecuador terrestre adoptado, y este mismo ángulo medido entre sus proyecciones en el ecuador instantáneo.
- r' - distancia estación satélite calculada, refiriendo las coordenadas del satélite y estaciones, a la referencia terrestre.
- r - distancia estación satélite, refiriendo la posición del satélite a la referencia instantánea, y las estaciones a la terrestre.

Finalmente este nuevo término queda de la siguiente manera:

$$\Delta r = [(A(t_2)-A(t_1))u + (B(t_2)-B(t_1))v + (C(t_2)-C(t_1))\Delta\theta] \frac{f_0}{c}$$

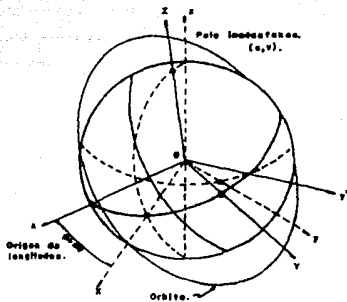


Fig. 1.10. La órbita del satélite se define en un sistema de referencia ligado a la posición del Polo instantáneo (u,v) diferente al de la referencia terrestre adaptada, próxima al CIO.

Introduciendo los efectos correctivos parciales a la fórmula del contado N, se tiene lo siguiente:

$$\begin{aligned}
 N = & (f_o - f_s)(t_2 - t_1) + \frac{f_o}{c} (r_2 - r_1) + \\
 & + (t_2 - t_1)[(f_o)_l Y_1(t_o) - (f_o)_s Y_s(t'_o)] + \\
 & + (t - t_o)(f_o)_l V'_1(t_o) - (t - t'_o)(f_o)_s V'_s(t'_o)] + \\
 & + (f_o)_s \left[\frac{1}{2} \frac{v^2}{c^2} - \frac{g(\theta)}{c^2} h + \frac{v_l}{c^2} \cos \theta VE \right] + \\
 & + \frac{1}{c} \left[\int_{L_2} (n-1) ds - \int_{L_1} (n-1) ds \right] (f_o)_l [1 - Y_1(t_o) + V'_1(t_o)(t - t_o)] + \\
 & + \left[\frac{f_2 - f_1}{c} \right] [Y_1(t_o) + V'_1(t_o)(t - t_o)] (f_o)_l + \\
 & + [(A(t_2) - A(t_1))u + (B(t_2) - B(t_1))v + (C(t_2) - C(t_1))\Delta\theta] \frac{f_o}{c}
 \end{aligned}$$

Cada uno de estos términos, que forman parte de la fórmula que determina el número de ciclos contados N, posee un significado especial que lo caracteriza, así tenemos que:

El primer término corresponde al decaje adoptado entre las frecuencias nominales de los osciladores del receptor y del satélite, para garantizar que la frecuencia local sea siempre superior a la recibida.

El segundo término, representa el término principal del Efecto Doppler y es proporcional a la variación de la distancia estación-satélite, entre los instantes inicial y final del contado.

El tercer término se altera lentamente con el tiempo y, constituye el factor correctivo que introduce desviaciones relativas en la frecuencia de los osciladores en el instante t_0 en el receptor y, t_0' en el satélite.

El cuarto término, también cambiante en el tiempo, corresponde el término correctivo a las derivas en frecuencia de los osciladores.

El quinto término, considera el Efecto Doppler Relativista y se corrige adoptando los valores previstos en la Teoría de la Relatividad General.

El sexto término, representa la corrección por efecto de la refracción, el término representa un retraso de tiempo, t en la señal y está constituido además, por el término correctivo que introducen los desplazamientos y derivas del oscilador local o receptor.

El séptimo término constituye el efecto adicional que produce el movimiento del polo, y se debe a que, para el cálculo de las distancias r_1 y r_2 , las efemérides del satélite se obtienen en el sistema de referencia instantáneo, mientras que las coordenadas de los receptores se ajustan a la referencia terrestre adoptada.

Para finalizar existen además, nuevos términos correctivos que afectan a $(r_1 - r_2)$, por error en el modelo de fuerzas utilizado al determinar las efemérides del satélite (potencial terrestre, fricción atmosférica, presión de radiación solar, efecto lunisolar, mareas terrestres, etc.).

En principio, conocida la órbita y los instantes de observación, podrían situarse los sucesivos y hiperboloides, con focos en la

posición del satélite al inicio y fin del contado, y así determinar el lugar geométrico del receptor.

Inversamente, conocida la posición de los receptores y el modelo de fuerzas en un sistema de referencia, la observación Doppler permite mejorar los parámetros orbitales (Catalán M., Fernández J. 1983).

CAPITULO II.

GEOMETRIA DE LA ELIPSE ORBITAL.

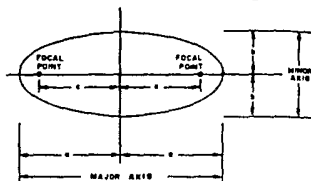
II GEOMETRIA DE LA ELIPSE ORBITAL.

El problema satélite-órbita (determinación de la posición del satélite en función del tiempo y la trayectoria en el espacio), es el mismo que sufren los planetas alrededor del sol.

A principios del siglo diecisiete, Kepler descubrió algunas propiedades características del movimiento planetario, éstas fueron las llamadas leyes de Kepler:

- 1.- Todos los planetas se mueven alrededor del sol en una órbita elíptica, en uno de cuyos focos está situado el sol.
- 2.- El radio vector que une al sol con los planetas se desliza sobre áreas iguales en intervalos de tiempo iguales.
- 3.- Los cuadrados de los periodos de los planetas son proporcionales a los cubos o terceras potencias de distancia al sol.

Estas características del movimiento de los planetas son la base para el estudio y desarrollo del problema satélite-órbita, la descripción geométrica básicamente es la siguiente:



major axis: The largest axis of an ellipse is always called the major axis, no matter what orientation it's drawn in. The length of the major axis is represented by $2a$.

minor axis: The smaller axis of an ellipse is always called the minor axis. The length of the minor axis is represented by $2b$.

focal points: Two special points, known as focal points, are located on the major axis equidistant from the origin. The distance between the origin and each focal point is represented by c .

Fig. II.1. Geometría de la elipse.

Donde:

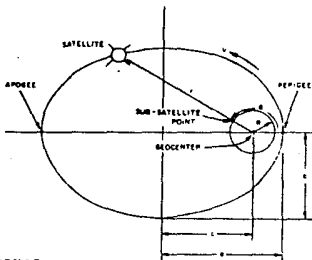
Eje mayor: es el eje más grande de una elipse, está representado por 2a.

Eje menor: es el eje más pequeño de una elipse, está representado por 2b.

Puntos focales: son dos puntos especiales, conocidos como puntos focales, están localizados en el eje mayor y son equidistantes del origen. La distancia del origen a cada punto focal está representada por c. (fig. 11.2).

Geometría de la elipse orbital de un satélite terrestre.

(The Satellite Experimenter's Handbook)



a. semieje mayor.

b. semieje menor.

e. excentricidad = $[1 - (b/a)^2]^{1/2}$

c. distancia entre el centro de la elipse y el punto focal = ae

R, radio medio de la tierra.

1 I - 1 ELEMENTOS ORBITALES Y POSICION DE UN SATELITE.

Para referir la órbita del satélite a la tierra, es necesario conocer seis cantidades denominadas, "Elementos Orbitales o Keplerianos":

- 1) Declinación Orbital -Es el ángulo entre el plano orbital y el ecuador de la tierra.
- 2) Periodo Orbital -Es el tiempo requerido para una vuelta completa alrededor de la tierra.
- 3) Altura de Perigeo -Es la distancia menor entre el satélite y la tierra.
- 4) Altura de Apogeo -Es la distancia mayor entre el satélite y la tierra.
- 5) Excentricidad -Representa la separación de la elipse orbital del círculo.
- 6) Argumento del Perigeo -Es el ángulo medido a través de la -- elipse orbital en la dirección norte, a partir del punto de cruce con el -- ecuador de la tierra hasta el punto de perigeo.

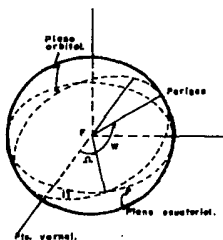


Fig. 11.3. Elementos orbitales.

n - Ascensión recta del nodo ascendente.

w - Argumento de perigeo.

i - Inclinación.

La órbita de un satélite artificial, es una elipse o circunferencia, con la tierra en uno de sus focos. Por otra parte para determinar o referir la posición del satélite a la tierra, es necesario realizar un estudio con la ayuda de los Elementos Orbitales o Keplerianos.

Para la clasificación de las órbitas, son indispensables por lo menos cuatro elementos o parámetros orbitales, a saber:

La excentricidad, inclinación, semieje mayor, y argumento de perigeo.

El elemento que determina el tipo de órbita es la inclinación, la cual se define como el ángulo formado entre el plano ecuatorial y el plano orbital.

Así, tenemos las órbitas con inclinación $i=90^\circ$ ó cerca de 90° denominadas órbitas polares y las órbitas ecuatoriales, cuando la inclinación es $i=0^\circ$, cerca de 0° ó 180° (caso de los satélites de comunicaciones).

Gráficamente se aprecia en las figuras:

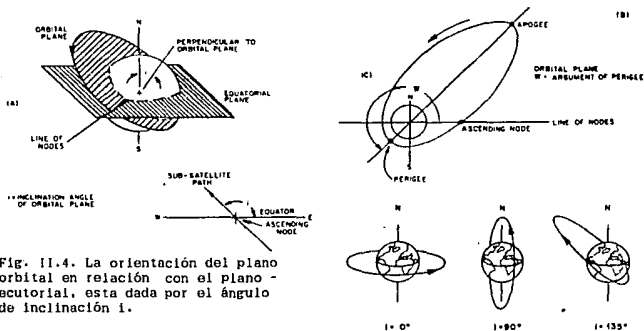


Fig. II.4. La orientación del plano orbital en relación con el plano ecuatorial, esta dada por el ángulo de inclinación i .

(r, θ) coordenadas polares del satélite; θ (medida a partir del perigeo), r distancia estación-satélite.

geocentro: posición del centro de masas de la tierra.

punto sub-satélite: punto donde r intersecta la superficie de la tierra.

altitud (altura): $h = r - R$

apogeo: punto en la elipse orbital donde r es máxima.

perigeo: punto en la elipse orbital donde r es mínima.

r_a , distancia de apogeo = $a(1+e)$

h_a , altitud de apogeo = $r_a - R$

r_p , distancia de perigeo = $a(1-e)$

h_p , altitud de perigeo = $r_p - R$

Por otra parte, para determinar las coordenadas de la estación de observación es necesario, reducir las coordenadas del satélite al mismo sistema de referencia del observador o receptor. Siendo necesario hacer uso de los parámetros orbitales propios de cada satélite, ya que de ellos depende la exactitud de la posición del observador.

Brevemente, se muestra la determinación de las coordenadas del satélite en función de los Elementos Orbitales o Keplerianos.

11.2 COORDENADAS GEOCENTRICA, TOPOCENTRICA, CARTESIANA, Y POLAR DE UN SATELITE.

Sean los parámetros o elementos keplerianos de la órbita que define un satélite, en el espacio, los siguientes:

α , es la ascensión recta del nodo.

ω , es el argumento del perigeo.

i , es la inclinación.

a , es el semidiámetro.

e , es la excentricidad.

Estos elementos definen la órbita de un satélite en el sistema de coordenadas mostrado en la fig. 11.5.

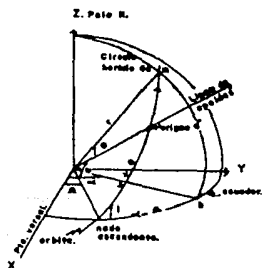


Fig. 11.5. Elementos orbitales que definen la posición de un satélite.

La posición del satélite, m, dentro de la órbita definida en un instante de tiempo, t, está dado por el radio, r, y la medida a partir de perigeo, θ .

Los resultados de las observaciones para fines geodésicos precisos, están en función de las coordenadas esféricas topocéntricas (ascensión recta, α' , y declinación, δ' , o altitud y azimut) del satélite.

Estas cantidades son obtenidas de los elementos keplerianos, así como las coordenadas polares del satélite, (r, θ) , en un instante de tiempo dado.

Las coordenadas cartesianas del satélite, en el sistema de referencia mostrado en la fig.(a) son las siguientes:

$$X = r \cos \delta' \cos \alpha' = x \cos(xX) + y \cos(yX).$$

$$Y = r \cos \delta' \sin \alpha' = x \cos(xY) + y \cos(yY). \quad \text{Ec.-II.2.1.}$$

$$Z = r \sin \delta' = x \cos(xZ) + y \cos(yZ).$$

Donde: x e y son las coordenadas rectangulares del satélite en su plano orbital:

$$x = r \cos \theta.$$

$$y = r \sin \theta.$$

y (xX) , (yX) etc., son los ángulos entre los ejes x y X, y y X, etc., respectivamente. Los cosenos de esos ángulos, llamados cosenos de rotación, pueden ser calculados de las siguientes expresiones:

$$\begin{aligned}
\cos(\alpha X) &= -\cos i \sin w \sin \alpha + \cos w \cos \alpha \\
\cos(\alpha Y) &= -\cos i \cos w \sin \alpha - \sin w \cos \alpha \\
\cos(\alpha Z) &= \cos i \sin w \cos \alpha + \cos w \sin \alpha \\
\cos(\beta X) &= \cos i \cos w \cos \alpha - \sin w \sin \alpha \\
\cos(\beta Y) &= \sin i \sin w \\
\cos(\beta Z) &= \sin i \cos w
\end{aligned}$$

Ec. II. 2. 2.

Por otra parte, las coordenadas cartesianas del observador en el sistema XYZ, están dadas por las siguientes ecuaciones:

$$\begin{aligned}
A &= \rho \cos \theta' \cos(H + \delta') \\
B &= \rho \cos \theta' \sin(H + \delta') \\
C &= \rho \sin \theta'
\end{aligned}$$

Ec. II. 2. 3.

donde ρ , θ' , δ' son la distancia geocéntrica al observador, su latitud y longitud geocéntrica, respectivamente. El símbolo H representa el ángulo horario del Punto Vernal o Equinoccio con respecto al meridiano de Greenwich.

Ahora bien, introduciendo un sistema de coordenadas cartesianas topocéntricas X^* Y^* Z^* , cuyos ejes son paralelos a los correspondientes uno a uno con el sistema X Y Z, pero esto origina en el observador, que las coordenadas del satélite en ese sistema sean:

$$\begin{aligned}
X^* &= X - A \\
Y^* &= Y - B \\
Z^* &= Z - C
\end{aligned}$$

Ec. II. 2. 4.

donde X, Y, y Z son las ecuaciones (1) mientras que A, B y C son las ecuaciones (3).

Estas coordenadas pueden ser expresadas en función de las

coordenadas esféricas topocéntricas, como sigue:

$$X^* = r^* \cos \delta^* \cos \alpha^*$$

$$Y^* = r^* \cos \delta^* \sin \alpha^* \quad \text{Ec. II. 2. 5.}$$

$$Z^* = r^* \sin \delta^*$$

de donde la ascensión recta, declinación y radio topocéntricos del satélite son:

$$\tan \alpha^* = Y^*/X^*$$

$$\cot \delta^* = (X^*/Z^*) \sec \alpha^* = (Y^*/Z^*) \operatorname{cosec} \alpha^*$$

$$r^* = (Z^*/\sin \delta^*) = (X^*/\cos \delta^* \cos \alpha^*) = (Y^*/\cos \delta^* \sin \alpha^*)$$

$$r^* = [(X^*)^2 + (Y^*)^2 + (Z^*)^2]^{1/2}$$

CAPITULO III.

EFEMERIDES.

III EFEMERIDES -

Las Efemérides son el conjunto de datos y parámetros orbitales para describir la posición de un satélite, así como, la interpretación del mensaje de este para su siguiente ubicación, en tiempo y espacio.

La determinación de los parámetros orbitales de los satélites se lleva a cabo en centros de cálculo establecidos por Laboratorios y Entidades Gubernamentales, con el fin de procesar las observaciones o datos de las redes, las cuales conforman grupos de estaciones de seguimiento o rastreadoras.

Para tal efecto, las estaciones realizan el siguiente proceso:

-Se corrige el banco de pasos erróneos y se leen los datos Doppler correspondientes a 48 horas; se utiliza además un modelo de las fuerzas que actúan sobre el satélite, como son: potencial terrestre, luni-solar, presión de radiación, mareas terrestres, etc., así también valores interpolados de posición del polo y rotación de la tierra para girar las coordenadas de las estaciones al sistema de referencia instantáneo, que define la órbita del satélite.

-Se calculan por medio de integración numérica las coordenadas y velocidad del satélite, obteniendo los siguientes parámetros:

- 1) Seis constantes o elementos de integración de la órbita -satélite [a, e, i, w, n, M], correspondientes al instante t_0 de inicio del periodo de 48 horas;
- 2) Factores mejorados de fricción atmosférica y viento solar;
- 3) Desviación en frecuencia por estación y paso.

Estos resultados se utilizan para comprobar la calidad de la solución, determinandose, a partir de la órbita obtenida para cada estación y paso; la desviación en frecuencia y variación de

la posición geodésica de la estación en sus componentes paralela a la velocidad del satélite, y visual estación-satélite en el instante de máxima proximidad.

Cuando se toman pasos elevados la desviación estándar de estas cantidades oscila entre dos y siete metros para las componentes visual y, tangencial respectivamente, incrementándose al disminuir la elevación, por un factor de dos, por defecto del modelo de refracción.

Para obtener mayor resolución en las coordenadas de las estaciones de observación, o ajustar términos del potencial terrestre, puede ampliarse este procedimiento.

Una vez determinados los parámetros de los elementos orbitales, estos son empleados en el cálculo de una órbita actualizada; un observador en una estación con posición desconocida puede establecer las coordenadas para la estación invirtiendo el proceso, midiendo el cambio en la distancia utilizando un número de ciclos Doppler, y calcula posiciones del satélite para cada observación y la posición de la estación por intersección con las posiciones del satélite, así como la velocidad del satélite en el sistema geocéntrico de referencia instantáneo, girando estas efemérides al sistema geocéntrico terrestre utilizando los valores del polo instantáneo calculados.

Las efemérides así calculadas, se inyectan en el satélite, cada 12 horas para su transmisión y decodificación en los receptores (estas son efemérides transmitidas). Esta inyección en el satélite se realiza para ajustar la órbita de este, ya que se encuentra alterada por los factores de perturbación antes mencionados (Catalán M., Fernández J. 1983).

Estas efemérides están definidas en el orden de 10 metros y, pronostica su órbita para las próximas 16 horas.

Se generan además efemérides de precisión, aproximadas al orden de 1 metro, con base en 48 horas de observaciones efectuadas en dichas estaciones de rastreo, de uno o varios satélites, en días alternados y son enviadas a las Entidades Cartográficas Gubernamentales por el U.S. Defense Mapping Agency, (DMA).

En resumen la efemérides constan de la información de los parámetros orbitales para describir la posición del satélite, así como la interpretación del mensaje de este.

Existen varias estaciones de seguimiento o rastreo de satélites Doppler, entre ellas se pueden citar: La Red Opnet (Operational Network) integrada por cuatro estaciones rastreadoras que son:

- Prospect Harbor (Maine),
- Rosemount (Minnesota),
- Point Mugu (California),
- Wahiawa (Hawaii).

Estas miden la desviación Doppler y la registran en función del tiempo, durante intervalos de 36 horas, y posiciona en el sistema WGS-72.

La red Tranet (Tracking Network) esta constituida por 20 estaciones rastreadoras en todo el mundo, realizando observaciones durante períodos de 48 horas y posiciona en el sistema NWL-9D (Naval Weapons Laboratory).

Por otra parte, debido a facilidades ópticas y electrónicas, se hace posible que existan dos técnicas de seguimiento de satélites para determinar su posición, estas técnicas son: la técnica óptica y técnica electrónica.

La técnica óptica se desarrolla mediante tres métodos de seguimiento o rastreo, los cuales son los siguientes:

- Método simultáneo;
- Método orbital;
- Método de arco corto.

La técnica electrónica se basa en los métodos:

- Método secor y,
- Método Doppler.

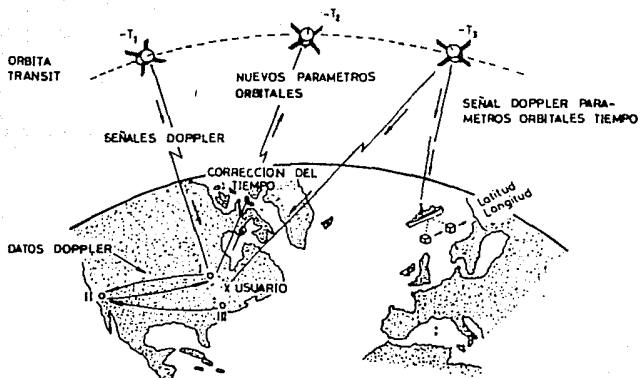


Fig. III.1. Sistema operativo de satélites TRANSIT.

I I I . 1 METODO SIMULTANEO .

Método simultáneo: el estélite emite una señal luminosa instantánea, en ese momento es fotografiado por un mínimo de dos estaciones con posición conocida de una misma red y, lógicamente desde la estación por posicionar.

Se requiere al menos de dos series de observación desde dos pasos diferentes de satélites para lograr una buena geometría (fig.1).

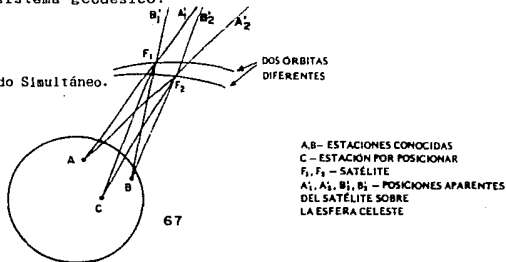
Debido a que: el satélite es fotografiado contra un fondo estelar, y el tiempo de exposición es conocido, puede determinarse la posición del satélite.

Para determinar la dirección de las señales luminosas, la ascensión recta aparente (similar a la longitud) y la declinación (similar a la latitud) se usa el proceso de reducción de placas en cuyo fondo estan la posición de las estrellas de referencia, obtenidas de tabulaciones o catálogos.

Esta información es combinada con las coordenadas de las estaciones conocidas A y B(fig. III.2) para determinar las coordenadas rectangulares de las señales por triangulación celeste (intersección). La combinación de las coordenadas de las señales y las direcciones de la nueva estación a las señales, determina la posición de la nueva estación.

De esta manera se determina básicamente la posición del satélite mediante su rastreo o seguimiento. Las coordenadas obtenidas no son geocéntricas ya que dependen de la posición de las estaciones en cualquier sistema geodésico.

Fig. III.2. Método Simultáneo.



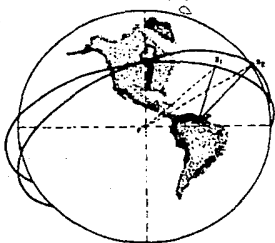
III. 2 METODO ORBITAL.

Método orbital: en esta técnica, el satélite es fotografiado desde las estaciones terrestres en diferentes direcciones con el fin de tener una buena configuración geométrica, haciendo posible obtener coordenadas geocéntricas directamente de datos satelitares ópticos; para referir la órbita del satélite a la tierra es necesario conocer las cantidades elementales denominadas Elementos Koplerianos (descritos anteriormente).

Mediante el proceso de reducción de placas, se determinan las direcciones de PS1, PS2, etc., y direcciones y magnitudes de FS1, FS2, etc., se calculan de los datos orbitales.

Con este conjunto de información, puede determinarse la posición del punto P (sistema geocéntrico) en el terreno (fig. III.3).

Una vez calculadas las posiciones geocéntricas de una red, se comparan con levantamientos terrestres, y se determina un desplazamiento (X, Y, Z) para las demás estaciones.



P - ESTACION DE OBSERVACION
F - CENTRO DE LA TIERRA
 $S_1 - S_2$ - POSICIONES DEL SATELITE
EN DOS FASES DIFERENTES

Fig. III.3. Método Orbital.

III. 3 METODO DE ARCO CORTO.

Método de arco corto: este método es similar al orbital, se usa para conectar puntos terrestres (geodésicamente) a sistemas tan alejados que es muy difícil que el satélite pueda ser observado simultáneamente por todas las estaciones.

Aunque sólo se usa una parte de la órbita (un arco corto) la exactitud de la información geodésica depende de la precisión de los seis parámetros orbitales obtenidos.

Se calculan dos series de coordenadas para la posición del satélite (X, Y, Z), una proviene de observaciones simultáneas hechas desde estaciones ya posicionadas y desde la estación desconocida; la otra proviene de datos orbitales calculados para el tiempo de las observaciones y las direcciones observadas.

La diferencia entre ambas series de coordenadas -X, Y, Z- representa la diferencia entre el datum con elipsoide no geocéntrico y el datum con elipsoide geocéntrico; en otras palabras, es la diferencia entre las coordenadas geodésicas y las geocéntricas (fig. III.4).

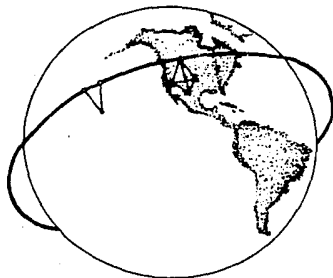


Fig. III.4. Método de arco corto.

III.4 METODO SECOR.

Método SeCoR: esta técnica de Colocación Secuencial de Rangos de distancias (SeCoR), consta de una unidad electrónica para observaciones geodésicas satelitares que recibe, amplifica y transmite desde el terreno señales de alta frecuencia.

Puede transportarse fácilmente y posicionar estaciones que se encuentren de 150 a 800 Km separados de la estación conocida, debido a su capacidad para medir rangos de distancias. El sistema puede operar bajo cualquier condición meteorológica, de día o de noche midiendo la distancia estación-satélite con gran exactitud.

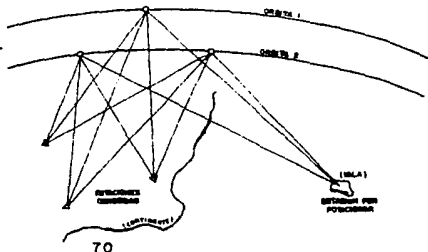
Con SeCoR durante un paso normal, cuatro estaciones pueden medir aproximadamente 29.000 rangos de distancia en un lapso de 6 minutos, con una velocidad de 20 rangos por segundo, por lo tanto la posición del satélite se fija 1/20 de segundo.

Con esto, las posiciones del satélite se emplean para refinar los parámetros orbitales, los datos actualizados son la base para definir la posición del satélite para las observaciones hechas desde una estación desconocida.

El sistema SeCoR, puede funcionar con los tres métodos antes mencionados (simultáneo, orbital y arco corto).

En este método como en los anteriores, la exactitud de la posición de la estación depende básicamente de la precisión de los datos orbitales (fig. III.5).

Fig. III.5. Método secor.



I I I . 5 METODO DOPPLER .

Método Doppler: esta técnica esta basada en el Efecto Doppler; como se ha mencionado en capitulos anteriores, esta técnica consiste en generar y medir señales electrónicas para determinar las variaciones de rangos de distancias estación-satélite.

El transmisor Doppler envía una señal de frecuencia conocida, la cual es registrada por el receptor durante el período de tiempo que el satélite permanece en el horizonte de radiofrecuencia.

Mediante modelos matemáticos se determinan los elementos orbitales, estos parámetros son utilizados para actualizar la órbita del satélite y calcular la posición de este para cada observación.

En general los operadores utilizan listas para programar el receptor y seleccionar los satélites más óptimos para su observación, como es: identificación del satélite; horas de salida, ocultación y aproximación más cercana; dirección de la trayectoria, elevación y azimut del acercamiento más próximo, etc.

Finalmente, cabe mencionar que existen otros métodos de seguimiento o rastreo, los cuales son una variante de las técnicas antes mencionadas.

CAPITULO IV.

PRECISIONES.

IV PRECISIONES .

El estudio que a continuación se presenta, trata los límites de precisión que los efectos de las frecuencias, refracción ionosférica y troposférica imponen al sistema de medición Doppler.

Frecuencias:

Los osciladores controlados por cuarzo, presentan básicamente dos tipos de inestabilidades:

a.- De corto período:

Debido al ruido térmico en el oscilador y electrónica asociada.

b.- De largo período:

Debido a:

- Gradientes internos de temperatura que se prolongan varias horas tras un cambio térmico.
- Historia térmica previa que afecta con esfuerzos y desequilibrios al cristal durante varios meses.
- Cambios en la estructura cristalina en las placas del cristal (emisión y absorción de gases) en lentos procesos de varios años.

Estos factores hacen que el oscilador tenga con el tiempo, dos comportamientos diferentes:

- Un periodo inicial de estabilización de 3 a 5 semanas con cambios relativos en frecuencia de hasta una parte en 10 .
- Una lenta deriva de algunas partes en 10 por mes.

El error que por estos motivos, los osciladores producen en la variación de distancia, esta comprendido desde menos de un centímetro hasta el orden de un metro (Catalán M. , Fernández J. 1983).

Otro error adicional de los receptores Doppler, cuando los osciladores se apagan entre campañas, reside en el hecho de que no alcanzan la zona estable, originando errores en el orden del decímetro.

IV. 1 REFRACCION.

Como es conocido, entre el satélite y el receptor se interpone un medio material, heterogéneo y de índice de refracción desconocido, que introduce trayectorias curvilíneas, que es preciso estimar con modelos atmosféricos.

Cuando viaja la señal por el medio, este le produce un retardo en su propagación a razón de:

$$\Delta t = \int_{L'} \frac{n}{c} ds' - \int_L \frac{ds}{c}$$

donde L y L' son, respectivamente, las trayectorias rectilínea y real de la señal a través del medio.

Debido a que el error que se produce al aproximar la trayectoria real a la directa (rectilínea) estación-satélite, es del 10% en el horizonte y es despreciable a partir de los 4° de elevación, se establece que:

$$\Delta t = \frac{1}{c} \int_L (n-1) ds$$

que introduce en la distancia un error de:

$$\Delta s = c \Delta t = \int_L (n-1) ds$$

Por otra parte, sabemos que la frecuencia Doppler es:

$$fD(t) = fR(t) - f_s = - \frac{f_s}{c} \frac{d}{dt} \int_L n ds$$

Por lo tanto, esta frecuencia es afectada por la refracción a razón de:

$$fD = - \frac{f_s}{c} \frac{d}{dt} \left[\int_L (n-1) ds \right]$$

IV. 1. 1 IONOSFERA.

La refracción, origina en la frecuencia Doppler una variación ΔfD . Por otra parte, admitiendo que la refracción esta ligada a la densidad electrónica (densidad electronica = número de electrones / unidad de volumen), y es función de la curvatura de la tierra.

Con el uso de dos frecuencias se corrige la frecuencia Doppler por el efecto ionosferico.

Además se determina otra frecuencia R, que sirve para controlar, a lo largo de la observación la calidad de las señales recibidas del satélite.

IV. 1. 2 TROPOSFERA.

Por ser la corrección troposferica muy pequeña en comparación con la ionosferica, se utilizan modelos sencillos para determinarla. Si se limita la observación a alturas superiores a 10° se elimina el efecto en forma satisfactoria.

Además existe una limitación adicional para alturas próximas al cenit, esto es debido a que el diseño de las antenas utilizadas no permiten una buena adquisición de satélites cuyo tránsito es próximo al cenit, alcanzandose errores en el orden de 600 metros con observaciones a 85° (fig. IV.1).

Si se usan pasos cuya culminación esta entre 10° y 75° , el error troposferico se limita al orden de 30 metros, y puede corregirse hasta el 99% con modelos atmosféricos simplificados.

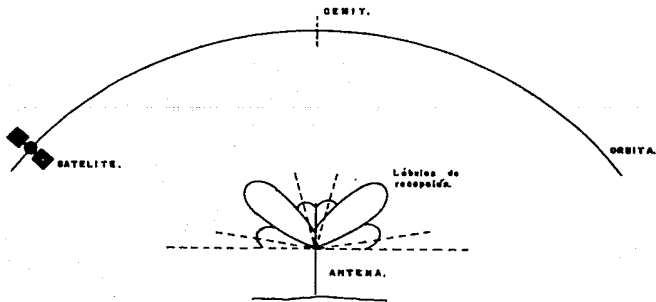


Fig. IV.1. El tipo de antena, limita la adquisición de señales.

Por otra parte, debido a que el cambio de frecuencia es muy pequeño cuando el satélite está próximo al cenit, no se registra el valor necesario para determinar un Δf propio para trabajar, por lo tanto, no se recomiendan pasos próximos al cenit por efecto de medición de frecuencia.

La integración del Efecto Doppler, no se efectúa de un modo analítico ni numérico, sino electrónico en el mismo aparato, mediante contadores de frecuencia, la salida del instrumento son diferencias de distancias a partir de las cuales habrá de determinar la posición del punto P sobre la superficie de la tierra (fig. IV.2).

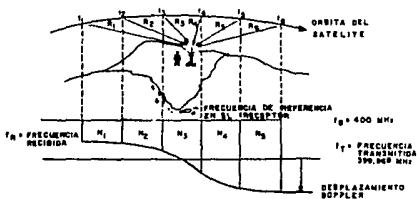


Fig. IV.2. Cada frecuencia Doppler mide variación de rangos de distancia.

CAPITULO V.

**SISTEMA NAVAL DE NAVEGACION POR
SATELITE (NNSS).**

V SISTEMA NAVAL DE NAVEGACION POR SATELITE (NNSS).

En 1960 el sistema de posicionamiento satelital Transit fué iniciado como una solución al problema inverso, encontrado cuando se determinaban los parámetros orbitales del primer satélite (Sputnik) lanzado en octubre de 1957. Esto fué realizado con la ayuda (Información Doppler) que el satélite en órbita proporcionaba.

El razonamiento fué el siguiente: si la órbita del satélite podía ser determinada por medio de señales Doppler a partir de una estación con coordenadas conocidas, el problema inverso debería ser posible, es decir la determinación de la posición del observador por medio de señales Doppler emitidas a partir de una órbita conocida.

El sistema recibió una definición en 1957 y fué llamado Sistema Naval de Navegación por Satélite (NNSS) a menudo referido como NAVSAT (Fernández Ch. B. S. 1984).

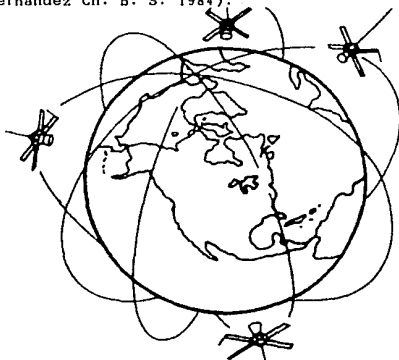


Fig. V.1. Constelación de satélites TRANSIT.

Este sistema empezó a desarrollarse a fines de 1958 con propósitos militares en el Laboratorio de Física Aplicada de la Universidad de Johns Hopkins en Maryland, Estados Unidos. Se convirtió en un sistema operacional durante 1964.

El sistema fué abierto en 1968 para uso civil y comercial, la configuración del sistema, permite que cualquier satélite pueda "sintinizarse" en un tiempo que varía de 35 a 100 minutos, dependiendo de la latitud del observador. Los satélites siguen órbitas de posición conocida según un sistema de coordenadas dado. Estas órbitas son actualizadas cada 12 horas.

Los satélites están constituidos de cuatro "paneles" de celdas solares que cargan las baterías internas. Las señales electromagnéticas son transmitidas a la tierra a través de una antena alargada que siempre apunta en dirección a la tierra.

La antena se mantiene alineada y estabilizada en esa dirección utilizando varillas magnetizadas por histéresis, que convierten la energía mecánica acumulada-proveniente de posibles movimientos de la antena-en calor que se disipa.

El peso de cada satélite es de aproximadamente de 61 kgs. Estos siguen órbitas circumpolares, dando una vuelta completa cada 107 minutos a una altura aproximada de 1075 km y a una velocidad de 7.2 km/seg.

El sistema es operado por el Navy Astronautics Group (NAG), de la armada de los Estados Unidos, con base en la estación rastreadora de Point Mugu, California.

Otras estaciones rastreadoras que ayudan en el mantenimiento operacional del sistema son las Prospect Harbor; Rosemount, Minnesota y Wahiawa, Hawaii (OPNET).

El satélite cuenta con un oscilador de 5 MHz de frecuencia, esta es multiplicada y separada, de tal manera que el satélite transmite señales y mensajes a frecuencias de fase modulada de 400 (0.75 m) y 150 MHz. La frecuencia de trabajo es la de 400 MHz y la de 150 MHz, tiene por objeto modelar y cuantificar los errores por refracción que contienen las señales electromagnéticas transmitidas por el satélite al pasar por la ionosfera y troposfera.

Las señales transmitidas proveen las frecuencias de referencia y el mensaje del satélite, así como señales de tiempo que se transmiten cada dos minutos.

Por otra parte, la frecuencia recibida consta de la frecuencia transmitida por el satélite más el desplazamiento en la frecuencia debido al Efecto Doppler causado por el movimiento relativo entre el satélite y el receptor.

El mensaje del satélite dura aproximadamente dos minutos y consta de veinticinco líneas, cada línea se transmite en 4.6 segundos (fig. V.2).

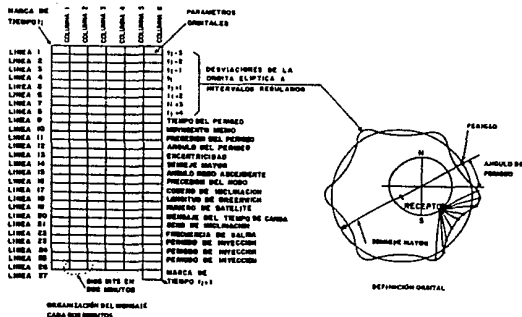


Fig. V.2. Mensaje del satélite.

Por otra parte, la distancia entre el satélite y la estación cambia a medida que el satélite pasa, es este cambio el que causa el Efecto Doppler (ver fig.V.3).

A medida que el satélite se aproxima a la estación, recibe un mayor número de ciclos por segundo que los transmitidos, esto es debido a que las longitudes de onda de la señal se reducen al hacerlo la trayectoria de propagación. Por cada longitud de onda que el satélite se acerque, se recibirá un ciclo adicional en el receptor. Por lo tanto el número de ciclos Doppler es una medida directa de la variación de distancia entre el receptor y el satélite.

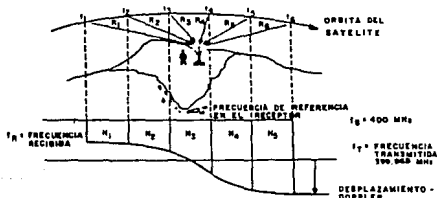


Fig. V.3. Efecto Doppler, variación de rangos de distancia.

V. 1 DETERMINACION DE LA POSICION Y FUENTES DE PERTURBACION.

Para determinar las coordenadas de la estación se requiere del uso de tres sistemas de referencia.

El primer sistema lo constituye el orbital y en el se define la posición del satélite en coordenadas geocéntricas, alineadas con el perigeo de la elipse orbital.

El segundo sistema, lo forman, la transformación de coordenadas del primer sistema (sistema orbital) a coordenadas cartesianas X,Y,Z, en el plano ecuatorial.

Por último, en el tercer sistema, se realiza la transformación a coordenadas geocéntricas fijas a la tierra.

Algunos efectos o fuentes de perturbación que son determinantes en la precisión y exactitud son los siguientes.

- a) La distribución de la masa de la tierra no es homogénea, esta achatada en los polos y alargada en el ecuador.
- b) Existen fuerzas gravitacionales que actúan sobre los satélites como son: la de la luna, el sol, asteroides y otros satélites-artificiales.
- c) Radiación y viento solar.
- d) Imperfecciones en los parámetros orbitales.
- e) Irregularidades a lo largo de la señal al pasar por la ionosfera y troposfera.
- f) Imperfecciones en el movimiento del receptor y parámetros de posición, incluyendo altura aérea y elipsoide de referencia.

V.2 CALCULO DEL ERROR EN UN SOLO PASO.

Finalmente, Black, 1980 (tomado de Boal J.D. 1982), da el punto de vista del agrimensur para el cálculo del error en el sistema transit en un sólo paso.

- 1.- Efectos de propagación no corregidos:
1-5 metros.
- 2.- Instrumentación (fase del movimiento del oscilador):
1-6 metros.
- 3.- Incertidumbre en el modelo geopotencial utilizado:
5-10 metros.
- 4.- Fuerzas superficiales modeladas incorrectamente:
(crecimiento secular del error).
- 5.- Efectos UTI-UTC no modulados, errores en coords. polares:
0-1 metros.
- 6.- Error redondeado de efemérides:
0-5 metros.

CAPITULO VI.

SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL (GPS).

VI SISTEMA DE POSICIONAMIENTO GLOBAL (GPS).

El NAVSTAR (Sistema de Navegación en Tiempo y Rango)/GPS, es un retoño del proyecto ABRES (Advanced Ballistic Re-Entry System), el cual desarrolló un sistema de navegación a gran escala para la guía de misiles intercontinentales.

Hasta septiembre de 1973 todas las investigaciones estuvieron bajo la coordinación de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos de Norteamérica, en conjunto con el programa llamado NAVSTAR/GPS. La meta a lograr fue un sistema global que ofreciera las 3 dimensiones (X, Y, Z.) ó 3D, continuamente disponible, alta exactitud, inmune a radio perturbación y, sistema navegacional. Estas metas fueron frustradas por el recorte de presupuesto en los programas a cubrir originando con ello un retraso parcial.

El programa se desarrolló en 3 etapas, la primera se inició con la colocación en órbita de 4 satélites, de 1975 a 1978, durante la segunda etapa se limitó al desarrollo tecnológico de estos satélites y concluyó hacia 1983, la tercera etapa, vigente hoy en día, sigue desarrollando nuevas técnicas y equipo para el sistema, prolongándose así hasta lograr la configuración de satélites a 18.

Esos 18 satélites son colocados en 3 planos orbitales, dichos planos forman con el plano del ecuador un ángulo de 63° , en cada órbita existirán 6 satélites, estos estarán separados 60° uno de otro. Los satélites tienen una altura promedio de aproximadamente 20.200.00 Km y tardan alrededor de 12 horas en completar una vuelta sobre su órbita (fig.VI.1). *

La disponibilidad de satélites cambia de región a región, Brady y Jorgensen (1981), ofrecen una lista de las localizaciones donde la navegación puede ser realizada a partir de satélites NAVSTAR para duraciones de más de media hora y menos de seis horas, la exactitud se estimará como buena, dependiendo del número de

* Lange F.A., Kruczynski L. R.

satélites disponibles y la posición geográfica de la localidad. Todos los satélites emiten señales incluyendo Código de Ruido Pseudoaleatorio (PRN), característico para cada satélite.

Todas las transmisiones de los satélites son sincronizadas a un tiempo común GPS, el cual es almacenado en los satélites por un sistema de tiempo muy exacto, este tiempo es disponible en los receptores de navegación (más o menos exacto, dependiendo del tipo de receptor), esto es posible para medir el intervalo de tiempo entre la transmisión y recepción de la señal del satélite, tomando en cuenta el rango para ser calculado, esto es almacenado en la memoria en 1 nanosegundo, equivalente a 0.30 m, debido a que el sistema demanda una precisión en distancia de alrededor de 30 m, esta medida de tiempo requiere de aproximadamente 100 nanosegundos ó 0.1 microsegundo.

Cada satélite utiliza dos frecuencias, las cuales son la línea uno (L1) de alta frecuencia (1575.42 MHz) y la línea dos (L2) de baja frecuencia (1227.60 MHz).

Ambas frecuencias son derivadas de oscilador estable de frecuencia 10.23 MHz llevados en cada satélite.

Las señales transmitidas por los satélites son definidas de dos tipos o códigos; el código o clave P (Protección) de uso militar y el código C/A (Adquisición corriente) de uso civil.

Ambos códigos P y el C/A son transmitidos en la frecuencia L1, pero en la frecuencia L2 solamente el código P puede ser transmitido.

Las dos frecuencias son usadas para minimizar la influencia de la ionosfera en el intervalo de tiempo entre la transmisión y recepción de la señal de los satélites. Estas radio señales durante el paso ionosfera y la troposfera sufren una refracción.

esta refracción es inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia de la señal. El uso de dos frecuencias facilita la determinación de esa refracción y la corrección de esa influencia, (Ackroyd N., Lorimer R. 1990).

El código P es ofrecido para uso militar, su uso requiere seguridad y alto grado de protección de radio-perturbación.

El código C/A, puede ser usado por cualquier persona así como la Marina Mercante.

Por otra parte, si el tiempo en el receptor de navegación esta exactamente sincronizado con el tiempo GPS, el receptor puede determinar directamente el intervalo de tiempo entre la transmisión de la señal y la recepción, con esto se podrá determinar el rango para cada satélite, tomando en cuenta los efectos sobre las dos frecuencias.

Si la posición del observador es requerida, el problema consistirá en tres incógnitas: latitud, longitud y altura.

Este problema puede ser determinado si tres rangos son determinados independientemente, la posición del observador quedará situada en el punto de intersección formada por las tres esferas con la medida de rangos (distancia), con sus respectivos radios y la posición de los tres satélites como centros.

Si el tiempo del receptor no esta sincronizado exactamente con el tiempo del satélite GPS, el problema tiene una incógnita más, el tiempo. En este caso una medición independiente de rango es necesaria, por lo tanto, cuatro satélites son necesarios para determinar sus respectivos rangos.

Sin embargo, como el tiempo del receptor no esta exactamente sincronizado, los rangos medidos no son verdaderos rangos, los cuatro contienen el mismo error de tiempo, los rangos no verdaderos son llamados "Pseudo-rangos".

Por calculo de diferencia de rangos puede eliminarse el error de tiempo y, además el lugar geométrico del punto tendrá la misma diferencia en rango a los satélites.

Cabe mencionar también que los satélites transmiten durante 6 segundos un mensaje. estos mensajes constan de:

- a.- Tiempo de corrección del satélite con relacion al tiempo GPS;
- b.- Efemérides;
- c.- Mensajes alfanuméricos, y
- d.- Datos de otros satélites (almanaque).

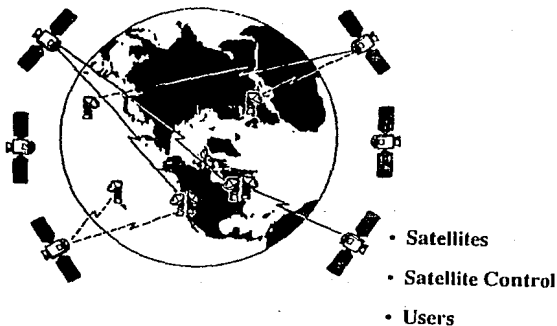


Fig. VI.1. Constelación de satélites GPS.

Como se mencionó anteriormente, los diferentes tipos de medición que son posibles con GPS son:

VI. 1 MEDICION DE LA SEUDODISTANCIA .

Se miden distancias entre la antena del receptor y el satélite, el satélite transmite un impulso (código), el cual contiene como información adicional el instante de la emisión (a). En el receptor se mide el momento de llegada (b) del impulso. La diferencia de tiempo (b-a) multiplicada por la velocidad de propagación de la señal, proporciona la distancia.

La posición de la antena esta dada por la intersección de tres esferas, con la posición de los satélites como centros y la distancia calculada, como radios (fig.Vf.2)(Caturla S. D.N.J.L. 1988).

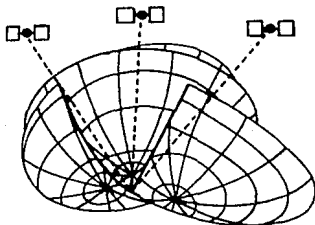


Fig. Vi.2. Determinación de la posición, utilizando la técnica de medición de pseudodistancia.

VI. 2 MEDICION DE FASE.

La fase de la señal del satélite es comparada con la fase de una señal de referencia generada en el receptor, como parte de este desfase de la longitud de onda se obtiene la distancia; en principio, el número de longitudes de onda completas en la distancia estación-satélite, permanece desconocido, por ello existe un programa que procesa estos datos, y así poder determinar la posición del punto (fig.VI.3) (Caturia S. D.N.J.L. 1988).

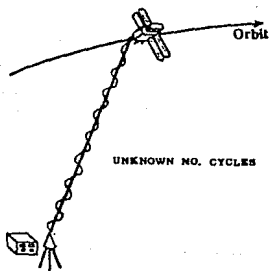


Fig. VI.3. Determinación de la posición, en función de la medición de fase.

VI.3 MEDICION DEL DESPLAZAMIENTO DE FRECUENCIA DOPPLER.

Como en el Sistema Transit, en el GPS también puede utilizarse el Efecto Doppler. Como se sabe, la frecuencia enviada por el satélite cambia ininterrumpidamente debido al movimiento de los satélites con respecto al receptor, este desplazamiento es integrado en un intervalo de tiempo determinado, proporcionando cambios en la distancia estación-satélite, las cuales permiten calcular la posición del receptor (fig.VI.4). (Caturla S. D.N.J.L. 1988).

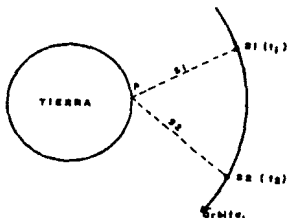


Fig. VI.4. Efecto Doppler. Cambio ininterrumpido de la frecuencia enviada por el satélite para determinar la distancia estación-satélite.

VI.4 POSIBILIDADES DE DETERMINACION DE LA POSICION.

De los diferentes métodos para determinar la posición, se elige el que mejor se adapte a la tarea.

Primeramente, se hace la diferencia entre posicionamiento dinámico y estático.

En el método dinámico, el receptor se encuentra en movimiento, por ello es qui importante que la posición sea determinada en tiempo real.

En el método estático, el receptor permanece estacionario y como consecuencia el tiempo carece de importancia.

En estos métodos hay que distinguir si la posición va a ser calculada en un sistema global absoluto de coordenadas o bien sólo relativo a un punto cercano.

Por otra parte, la aplicación típica del método dinámico es la navegación, donde es necesaria la posición en tiempo real en un sistema absoluto de coordenadas. Para ello se miden al mismo tiempo las pseudodistancias a cuatro satélites, esto es para conocer la diferencia de tiempo entre los cronómetros de los satélites y el receptor, así como las 3 coordenadas desconocidas de la estación.

En la medición geodésica, el posicionamiento se hace por el método estático. (Wild Reporter 24).

CAPITULO VII.

CAMPAÑA OCEANOGRÁFICA "MICRO-I Y DINAMO-V".

VII CAMPAÑA OCEANOGRÁFICA "MICRO I Y DINAMO-V".

En virtud de los trabajos científicos que realiza el Instituto de Ciencias del Mar y Limnología de la UNAM, y el carácter de investigación que lo distingue, fué posible realizar un trabajo de aplicación con los sistemas de posicionamiento por satélite (TRANSIT y GPS), durante la Campaña Oceanográfica "Micro-I y Dinamo-V", 1992.

Esto se realizó, gracias a la oportunidad que me brindó el Instituto para navegar a bordo del Buque Oceanográfico "JUSTO SIERRA" durante la Campaña.

MI participación dentro de las actividades desarrolladas durante el "crucero", fué el de colaborar con el grupo de Geología y Posicionamiento por satélite.

La Campaña se llevó a cabo durante el periodo del 26 de mayo al 13 de junio de 1992, en el Golfo de México y el Mar Caribe.



Fig. VII.1. Ruta de la Campaña Oceanográfica "Micro I y Dinamo V".

V I I . 1 PROYECTO Y DESARROLLO .

La campaña se proyectó mediante transectos, es decir, Trayectorias y Estaciones de muestreo del Barco previamente establecidos.

En una Carta de Navegación, previamente seleccionada, se determinaron las estaciones a trabajar, considerando profundidades y material del fondo marino a localizar.

Se determinaron las Trayectorias y Estaciones en coordenadas geográficas, es decir, latitud y longitud.

El listado de coordenadas se hace llegar al capitán, quien mediante la correcta utilización del navegador, conduce el Barco hacia la posición requerida (como se mostrará mas adelante).

Durante las Estaciones de muestreo, la rutina de trabajo consistió en lo siguiente:

En la Campaña "MICRO-I", mediante un cable de acero se baja un dispositivo denominado "NUCLEADOR", el cual consta de una cabeza de plomo, en forma de discos, de aproximadamente 500 Kg y sujeta a ella un tubo de plástico (PVC) de 4 pulgadas de diámetro y 3 metros de largo; este se hace llegar hasta el fondo marino, con la profundidad previamente determinada por un ecosonda y un sonar, en el "Laboratorio de Física", una vez que penetra el fondo, se recupera y se muestrea su contenido químico, biológico, y geológico.

Cabe mencionar, que en esa misma estación, se realiza muestreo de agua de mar a diferentes profundidades mediante un instrumento denominado "CTD".

Este instrumento (CTD), esta constituido por una serie contenedores en forma de tubos, controlados electronicamente desde cubierta, para ser cerrados a la profundidad deseada, de esta forma se tienen muestras de columnas de agua para medir temperatura; salinidad; densidad y otros aspectos quimicos.

La técnica para lanzar y recuperar el "CTD" es muy similar a la del "NUCLEADOR".

En las estaciones de muestreo correspondientes a la Campaña "DINAMO-V", la extracción de material se realizó mediante una draga, operada por una grúa acoplada al barco, esta draga armada y preparada, es lanzada al mar; posee dos soportes, estos al hacer contacto con el fondo accionan el mecanismo y se cierran las "caras" almacenando el material, posteriormente se recupera y se vierte el sedimento dragado para su posterior muestreo.

En esta Campaña la profundidad se controla mediante el ecosonda y el sonar, y de igual manera se realizó muestreo con el "CTD".

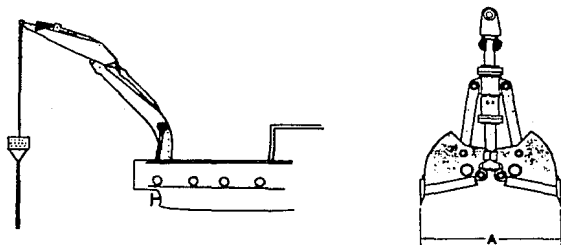


Fig. VII.2. Elementos de muestreo marino, Nucleador y Draga.

Sin embargo, no controlar la posición, de nada servirían estos muestreos, para ello se hace necesario, y en particular es muy importante el posicionamiento por satélite, en el cual participé durante las campañas; para ello inicio con la descripción de algunos aspectos generales de los sistemas que se utilizaron (GPS-TRANSIT).

Los navegadores fueron manufacturados por MAGNAVOX en sus modalidades de Navegador Por Satélite Transit/GPS MX-1102 y MX-1107, son receptores muy modernos que ofrecen alta confiabilidad en la navegación y utilizan satélites TRANSIT y NAVSTAR para determinar la posición.

VII.2 DESCRIPCION DEL EQUIPO (SISTEMA GPS/TRANSIT).

Navegación con satélites Transit.

La antena preamplificadora recibe dos señales de uno de los satélites en el sistema de navegación Transit. Las señales son filtradas, amplificadas y enviadas al receptor, este utiliza la información de los satélites para calcular la latitud y longitud, la exactitud de la posición es de aproximadamente 93 metros (MX-1102 GPS) ó 37 metros (MX-1107 GPS), adicionalmente, determina el tiempo del meridiano de Greenwich (GMT) con una exactitud de 1 segundo.

Posteriormente otro satélite tiene que ser seguido nuevamente. El programa de seguimiento del MX-1102/1107 GPS, predice cuando estos satélites podrán ser disponibles otra vez y serán buscados en el tiempo apropiado.

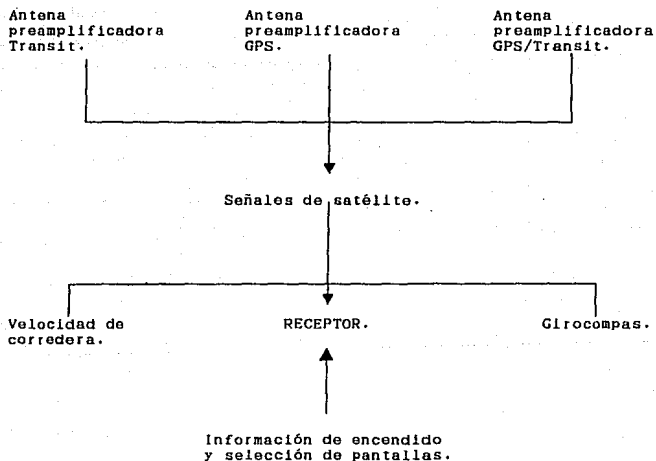
Navegación con satélites GPS.

Otra antena separada, recibe señales de satélites Navstar/GPS, las cuales son dirigidas a un doble canal o código C/A del receptor. El canal 1 trabaja entre los satélites que son visibles a razón de 1.2 segundos por satélite.

Principalmente, la colección de datos por este canal es procesada para determinar la posición. El canal 2 busca y selecciona los próximos satélites, así recoge almanaque y datos de efemérides, mientras el primer canal continúa secuenciando sin interrupción en la navegación. (Navigator's Manual, 1987).

VII. 2. 1 PROCEDIMIENTO DE ENCENDIDO.

La instalación típica del GPS MX-1102/1107 es la siguiente:



PROCEDIMIENTO DE ENCENDIDO.

En terminos generales el procedimiento de encendido del navegador es el siguiente:

- En el teclado del receptor se oprime el botón de encendido, ahí se puede seleccionar el brillo de la pantalla.

- A continuación, en la última línea de la pantalla. aparece SPE-EDM y en la línea 9 AUTO.

Si la velocidad es suministrada de la corredera presionar E. Y si es introducida manualmente presionar +/-.

En la línea 9, AUTO, cambia MANUAL o REMOTE, presionando E.

- Continuando con el proceso, en la última línea aparece HDGM Y - en la línea 9 aparece AUTO, requiere información de rumbo.

Si el rumbo es suministrado de un girocompas presionar E. Y si va a ser introducido manualmente o por computadora se presiona +/-.

AUTO, cambia MANUAL o REMOTE presionando E.

- En seguida aparece LAT=N, requiere la coordenada geográfica del lugar, latitud con margen de 2 grados. Presionando +/- se elige N o S, finalmente se introduce con presionando E.

- Posteriormente, aparece LON=E, requiere la coordenada geográfica del lugar, longitud con margen de 2 grados. Presionando +/- se elige E o W, finalmente se introduce con E.

- Otra pantalla, muestra GMT=, requiere el GMT (tiempo del meridiano de Greenwich), se introducen las horas y los minutos, los segundos los trabaja automáticamente el receptor, finalmente se introducen presionando E.

- Aparece también, ANT=, requiere la altura de la antena GPS/Traqueo sobre el nivel del mar. Se introduce con E, en metros.

- De la misma manera aparece ANT(G), requiere la altura de la antena GPS sobre el nivel del mar. Se introduce igual a la anterior.

- A continuación aparece, F SPD=, requiere el valor del rumbo y velocidad en nudos, se presiona E para introducir los datos.
- También aparece S RAT=, requiere un cociente entre el rumbo y la velocidad. Se introduce este valor con E.
- Aparece en seguida SPD E=, requiere el valor del límite del error en la velocidad (en nudos), se introduce presionando E.
- Aparece además, H RAT=, se requiere el límite del cociente del curso y el rumbo, se presiona E para introducir los datos.
- Continuando con el proceso, aparece PS/NM=, esto aparece solamente cuando la velocidad y el rumbo del barco son suministrados de la velocidad de corredera en el método automático.
- Por otra parte aparece, SPEED= +, requiere la velocidad presente en el barco, el signo "+" indica que es velocidad de proa y ; "-" indica velocidad de popa, con la tecla "+/-" se elige la velocidad y se introduce en nudos, se presiona E para hacerlo.
- Continuando aparece HDG=, el rumbo debe introducirse durante el encendido automático o manual, en grados y décimas de grados con la tecla E.
- Se muestra también, GYR E=E, requiere el error del girocompas para que el GPS lo corrija automáticamente. Se introduce en grados y décimas de grado y se selecciona con +/- si es al este o al oeste, finalmente se oprime la tecla E.
- GMT DATE se muestra y requiere la fecha, aparece 1 1 00, el primer caracter es para el día, el segundo lugar es para el mes y el tercero para las dos últimas cifras del año, se oprime E después de teclear cada uno de los datos.
- En la pantalla aparece LOCAL TIME OFFSET= +, requiere la diferencia de tiempo en horas y minutos entre el GMT y la hora local de la zona, si es en + ó - se selecciona con la tecla +/-, y se introduce con E.

- Por otra parte, MODE=, se usa para seleccionar el modo de operación del navegador, modo AUTO o modo ALT HLD. se selecciona con +/-.

- En las líneas 9 y 10 aparecen DYNAMIC y STATE respectivamente. El operador selecciona el modo de seguimiento (dinámico o estático), se presiona +/- para elegir el modo y E para introducirlo.

- El mensaje FQ STD. requiere la frecuencia externa estándar presionando la tecla +/- muestra habilitado o inhabilitado, y se introduce con la tecla E.

- DISABLE y GPSDAT aparecen en la línea 9 y 10 respectivamente.-- esto es para disponer de la información mediante una computadora y elegir los parámetros y datos a manejar, se elige por opciones de 1 a 3 con la tecla +/- y se introduce con E.

- Finalmente, aparece MAGNAVOX NAVI, para mostrar que el procedimiento se completó correctamente, con el código 20 se corrige alguna falla, y se deja funcionando el equipo 2 horas aproximadamente antes de comenzar a trabajar con él.

Por otra parte, mediante un listado de códigos anexos al receptor se pueden seleccionar las pantallas con los datos necesarios a utilizar. Así, una vez encendido el receptor con los respectivos parámetros, el manejo se reduce a la correcta aplicación del código que se desee utilizar.

Por ejemplo, tecleando el código 200 en la línea 10 y presionando E, aparece el MENU más aplicable al navegador GPS.

Este MENU es un listado de opciones de 01 a 14, el cual después del número, indica con una palabra, la pantalla que se desea identificar.

01 QUALITY	08 GPSDAT
02 STATUS	09 NEWALM
03 ALERTS	10 REINIT
04 USABLE	11 FIXUPD
05 MODE	12 PRINT/SAV
06 STATE	13 RECALL
07 FQ STD	14 NAV

SELECT #

Básicamente, este es el procedimiento de encendido del Navegador, la operación e identificación de las pantallas se mostrará mas adelante.

OPERACION DEL EQUIPO.

Como se mencionó anteriormente, los receptores son operados mediante códigos, originando con ello una pantalla diferente para cada uno.

Después del procedimiento de encendido, la pantalla principal del receptor es la siguiente:

Para satélites Transit:

- Línea 1.- El tiempo muerto de cálculo (DRT), aparece en blanco - hasta que acontece el primer dato. Mientras que el MX - 1102/1107 GPS, esta navegando, los caracteres S.A.T.I. 4 pueden aparecer a la izquierda de la línea. S, indica que el MX-1102/1107 GPS, esta en la búsqueda de un satélite en particular. A, indica la adquisición de un satélite usando ambos - canales. T, indica el seguimiento del satélite y la colecta de - datos. 1, indica la adquisición por el canal 150 solamente, y 4, indica la adquisición por el canal 400. El DRT aparece al centro de la línea en horas y minutos finalmente, a la derecha de la línea aparece el estado del receptor GPS.
- Línea 2.- Usualmente en blanco, utilizada para conocer el estado del receptor durante la prueba (TEST) y para desplegar alertas y errores.
- Línea 3.- Aparece la posición presente del barco, latitud en grados, minutos y milésimas (1/1000) de minuto.
- Línea 4.- Aparece la posición presente del barco, longitud en grados, minutos y milésimas (1/1000) de minuto.

Línea 5.- Aparece, el tiempo del meridiano de Greenwich GMT en horas, minutos y segundos, con una precisión de 1 seg.

Línea 6.- Normalmente en blanco, es usada para desplegar el rumbo y la distancia a seguir por el navegador.

Línea 7.- Aparecen la velocidad y rumbo, los cuales son requeridos por el DRT. La velocidad es en nudos y el rumbo en grados. La letra M a la izquierda, indica que los datos son introducidos manualmente y, la letra R indica que son introducidos mediante una computadora acoplada al sistema.

Línea 8.- Aparece la velocidad con respecto a la tierra SOG (speed over the ground) y el rumbo con respecto a la tierra COG (course over the ground) proporcionados por el satélite.

Línea 9.- Al centro aparecen los valores requeridos por el navegador, y a la derecha aparece la diferencia en posición (en millas náuticas), entre el navegador Transit y GPS.

Línea 10.- En esta línea se introducen los datos y códigos al receptor, aparece a la izquierda, el nombre MAGNAVOX, a la derecha NAVI, indicando que los datos son de navegador Transit.

```
SAT      DRT 01 40      IDL
LAT N 33 50.467
LON W 118 20.262
GMT 18 08 44
GO1 R 2216.2      B 260.6
SPEED 15.5      HDG 258.6
M DRIFT 1.0      SET 330.0
                258.6 DIF 0.1
HDG ST          NAVI
```

Pantalla TRANSIT.

Para satélites GPS;

- Línea 1.- Las letras GPS aparecen cuando existe suficiente alcance de satélites GPS para navegar. Cuando es insuficiente aparecen los caracteres GDRT.
- A la derecha de la línea aparece el estado del receptor:
- INT: Inicializa, el GPS esta en modo de inicialización.
- RXT: Prueba de receptor, puede aparecer RXT por algunos minutos si una falla es detectada.
- IDL: Espera, el GPS esta en espera de satélites que estén disponibles.
- CAL: Tiempo de calibración, de canal 1 a canal 2.
- SEQ: Selección de seguimiento, el GPS esta seleccionando entre los satélites.
- NAV: Modo de selección en navegación.
- ERR: Mensaje de error.
- Línea 2.- Normalmente en blanco, para mensajes de alerta.
- Línea 3.- Latitud, en grados, minutos y milésimas (1/1000) de minuto.
- Línea 4.- Longitud, en grados, minutos y milésimas (1/1000) de minuto.
- Línea 5.- El GMT aparece en horas, minutos y segundos.
- Línea 6.- Usualmente en blanco, es utilizada para mostrar el rumbo y la distancia calculada por el navegador.
- Línea 7.- La velocidad (en nudos) y el rumbo (en grados y décimas de grados) de la corredera del barco y del girocompas - respectivamente, son mostrados; la letra A indica que la introducción de estos datos es automática y la letra M es manual.

Línea 8.- La velocidad con respecto a la tierra, SOG (speed over the ground), es derivada del GPS en nudos.

El rumbo con respecto a la tierra, COG (course over the ground), es derivado del GPS en grados y décimas de grado.

Línea 9.- Indica la diferencia DIF, en millas náuticas entre la posición del GPS y el Transit.

Línea 10.-La palabra MAGNAVOX es mostrada a la izquierda de la línea y la dilución en la posición horizontal (HDOP) es mostrada a la derecha.

HDOP es la raíz media cuadrada de la suma de DOP(N) Y DOP(E), así, esto es la dilución de precisión en el plano horizontal. Los valores de DOP son derivados de la constelación geométrica de los satélites.

Para finalizar, cabe mencionar que estas pantallas no son las únicas, pero sí las principales de cada sistema, pues muestra los parámetros característicos de cada posicionamiento que están siendo determinados.

GPS MAY

LAT N 33 50.533
LOH W 118 20.237
GMT 21 51 20

A SPEED 4.6 A HDG 205.9
SOG 4.8 COG 208.2
DIF 1.8
MAGNAVOX HDOP 3

Pantalla GPS.

Por otra parte, seleccionadas las estaciones a muestrear, mediante el código 30, se introducen las coordenadas (latitud y longitud) de la estación a estudiar, desplegándose la distancia y el rumbo en la línea 6 de la pantalla, así, el Capitán programa con estos datos la conducción del Buque.

Las pantallas más utilizadas durante la Campaña fueron las siguientes:

```
SAT      DRT 01 22      IDL

LAT N 19 08.519
LON W 93 18.554
GMT 02 12 00
R01 R 9.5      B 102.5
SPEED 10.9    H00 100.9

MAGNAVOX      DIF 2.5
                NAVI
```

Pantalla a.

```
GPS NAV      SEQ

LAT N 33 50.533
LON W 118 20.237
GMT 20 10 59 18/09/87
ALT 64.0 ALT/CLK/HLD
QI 3 NS 4 OSC 9.0001
DPN 2 DPE 2 DPV 3
VN -10.2 VE 19.1
```

Pantalla b.

```
NF1 SAT FIX      NI
ERR L
LAT N 33 50.498
LON W 118 20.320
GMT 16 08 24 13/01/87
SLT 21 SLN 25 SRMS 10
EL IT CT DIST DIR SAT R
37 3 24 0.00 004 200 H
GPS 0.00 004
REF1
```

Pantalla c.

En la pantalla a, los parámetros indicativos de cada línea son:

Línea 1.- S; indica búsqueda de un satélite en particular,

A; toma de datos de un satélite usando ambos canales,

T; seguimiento de un satélite.

Línea 2.- Aparece en blanco.

Línea 3.- Latitud presente en ese lugar.

Línea 4.- Longitud presente en ese lugar.

Línea 5.- Presenta el GMT.

Línea 6.- Muestra rumbo y distancia calculados.

Línea 7.- Velocidad y rumbo que son introducidos al receptor.

Línea 8.- Velocidad y rumbo proporcionados por el receptor.

Línea 9.- Indica la diferencia en millas náuticas entre la posición del GPS y Transit.

Línea 10.-La dilución en la posición horizontal (HDOP) es mostrada a la derecha.

Considerando la pantalla como se muestra, no proporciona confianza en el posicionamiento, tiene escasos parámetros y pueden conducir a un juicio no acertado, por lo tanto, se recurre a un código que proporcione en pantalla los parámetros suficientes para determinar si es una buena o mala posición.

El código utilizado para mostrar los parámetros, que nos indiquen la calidad del posicionamiento, es el 214. Los datos aparecen en la pantalla b indicando lo siguiente:

Línea 1.- Navegación GPS.

Línea 2.- Aparece en blanco.

Línea 3.- Latitud presente en ese lugar.

Línea 4.- Longitud presente en ese lugar.

Línea 5.- Presenta el GMT.

Línea 6.- Aparece la altura de la antena computada (msnmm).

Línea 7.- Muestra:

-QI (indicador de posición GPS) de 0 - 3.

0 = GPS no disponible.

2 = 2 dimensiones.

3 = 3 dimensiones.

-NS, número de satélites siendo utilizados.

-OSC, desviación de la referencia local del oscilador fuera de la nominal(1575.42 MHz) en metros por seg.

Línea 8.- Muestra los parámetros:

-DPN (Dilución de precisión de la posición, componente-Norte).

-DPE (Dilución de precisión de la posición, componente-Este).

-DPV (Dilución de precisión de la posición, componente-Vertical).

Línea 9.- Indica la Velocidad Norte (VN) y la Velocidad Este (VE) en nudos.

Línea 10.-Aparece en blanco.

Finalmente, existe otro código (53), el cual se muestra en la pantalla c donde se aprecian los parámetros de la posición del último punto Transit.

Los parámetros de la pantalla c son los siguientes:

Línea 1.- Aparece SAT FIX.

Línea 2.- Normalmente en blanco.

Línea 3.- Latitud del lugar.

Línea 4.- Longitud del lugar.

Línea 5.- Tiempo GMT y fecha.

Línea 6.- Parámetros:

SLT (Desviación estandar de la latitud).

SLN (Desviación estandar de longitud).

SRMS (Raíz media cuadrada).

Línea 7.- Parámetros:

EL, máximo ángulo de elevación, en grados.

IT, número de iteraciones hechas para encontrar la posición del punto. Ocho o menos son necesarias.

CT, número de datos contados obtenidos del satélite, un mínimo de ocho contados son requeridos.

DIST, distancia en millas náuticas de la posición del navegador Transit a la última posición.

DIR, dirección en grados de la última posición del navegador Transit a la más reciente.

SAT, últimos tres dígitos del número que identifica al satélite.

R, indicador de razones por lo cual no se determina la posición del punto.

Línea 8.- Valor de cada parámetro localizado en la línea 7.

Línea 9.- Distancia y dirección de la posición con respecto a la posición del navegador GPS.

Línea 10.- Indicador de navegación Transit o GPS.

Para concluir, las pantallas anteriores fueron las más utilizadas debido al contenido de información mostrado en cada una de ellas, esto no indica que sean las únicas, sino las básicas para controlar la exactitud en la posición.

Finalmente, se puede concluir que los valores en posición GPS x,y son de buena calidad, dejando en otro término el valor de z, ya que este valor no estaba contemplado dentro de la calibración del equipo.

Cabe mencionar, que las 6 estaciones determinadas con Transit, no se pueden calificar, pues no se muestran en pantalla valores de comparación que indiquen su calidad.

En términos generales, los datos de este crucero son considerados de buena calidad para los fines en estos trabajos.

VII - 3 REGISTROS.

Presentar todos los registros de la Campaña Oceanográfica Micro-I y Dinamo-V, 1992, en esta sección, no sería de mucha utilidad, ya que los fines perseguidos son los siguientes:

- a.- Mostrar la pantalla con los datos presentes en ese punto.
- b.- Visualizar los parámetros para determinar la calidad de la posición.

Por esta razón, sólo se muestran algunos registros de las estaciones muestreadas.

EST. M (2).

GPS NAV.

LAT N 22 30.884

LON W 93 59.758

Gmt 02 26 11 31/05/92.

R 03 R 80.5 B 043.0

SPEED 11.3 HDG 041.2

SOG 10.4 COG 041.1

DIF 0.2

HDOP 2

EST. M (7).

SAT GPS NAV

LAT N 23 33.912

LON W 89 59.789

Gmt 18 57 07

SPEED 0.6 HDG 320.1

SOG 0.6 COG 273.4

DIF 1.3

HDOP 2.0

GPS NAV

LAT N 22 31.315

LON W 93 39.375

Gmt 02 29 16 31/05/92.

ALT -2.0 AUTO

QI 3 NS 4 OSC -3.627

DPN 2 DPE 1 DPV 4

VN 7.0 VE 7.5

GPS NAV

LAT N 23 33.906

LON W 89 59.850

Gmt 19 00.34 01/06/92.

ALT 95.7 AUTO

QI 3 NS 4 OSC -3.3012

DPN 1 DPE 1 DPV 3

VN -0.9 VE 0.0

EST. M (14).

GPS NAV

ALERT HIGH VDOP

LAT N 23 34.945

LON W 86 26.281

Gmt 23 32 23

EST. M (21).

T GPS N1 NAV

LAT N 21 40.846

LON W 85 54.794

Gmt 07 53 18

SPEED 0.00 HDG 290.6

SOG 0.00 COG 331.1

DIF 1.6

HDOP *

SPEED 3.0 HDG 270.4

SOG 3.4 COG 345.4

DIF 4.1

HDOP 2

GPS NAV NAV

LAT N 23 34.963

LON W 86 26.294

Gmt 23 33 57 03/06/92.

ALT 9.5 AUTO

QI 3 NS 4 OSC -2.8355

DPN 1 DPE 1 DPV 4

VN 0.6 VE -0.5

GPS NAV NAV

LAT N 21 40.910

LON W 85 54.812

Gmt 07 54 23 05/06/92.

ALT 73.4 AUTO

QI 3 NS 4 OSC -1.9118

DPN 1 DPE 1 DPV 3

VN 4.0 VE -0.3

EST. D (28).

AT GPS NAV

LAT N 22 43.060

LON W 87 20.143

Gmt 07 38 47

SPEED 0.0 HDG 002.1

SOG 1.4 COG 260.0

DIF 0.1

HDOP 1

GPS NAV NAV

LAT N 22 43.049

LON W 87 20.173

Gmt 07 39 56 07/06/92.

ALT 31.7 AUTO

QI 3 NS 4 OSC -1.9484

DPN 1 DPE 1 DPV 2

VN -1.1 VE -0.7

EST. D (35).

GPS NAV

LAT N 22 19.149

LON W 88 30.079

Gmt 08 09 55

SPEED 0.6 HDG 004.4

SOG 1.1 COG 263.1

DIF 0.1

HDOP 2

GPS NAV NAV

LAT N 22 19.149

LON W 88 30.097

Gmt 08 10 52 08/06/92.

ALT 121.1 AUTO

QI 3 NS 4 OSC -1.9241

DPN 2 DPE 1 DPV 3

VN 0.1 VE -1.4

EST. M (60).

SAT GPS NAV

LAT N 20 51.377

LON W 96 35.262

Gmt 09 53 54

SPEED 0.7 HDG 357.8

SOG 2.2 COG 338.8

DIF 0.6

HDOP 2

GPS NAV NAV

LAT N 20 51.416

LON W 96 35.272

Gmt 09 54 59 13/06/92.

ALT 20.0 AUTO

QI 2 NS 3 OSC -1.5255

DPN 1 DPE 2 DPV 1

VN 1.3 VE -1.0

EST. M (61).

SAT GDRT 00 40 SEQ

LAT N 20 53.098

LON W 96 43.180

Gmt 11 50 55

SPEED 0.1 B 89.3

SOG 0.0 HDG 326.6

DIF 0.0

HDOP *

GPS NAV SEQ

LAT N 20 51.629

LON W 96 35.826

Gmt 11 51 43 13/06/92.

ALT 20.0 AUTO

QI 0 NS 1 OSC -1.8381

GPS NOT AVAILABLE

GDRT 00 43

CAPITULO VIII.

CONCLUSIONES.

V I I I CONCLUSIONES .

Los resultados corresponden a las 61 estaciones muestreadas y posicionadas (ver figura 1), con el navegador Transit/ GPS.

De las 61 estaciones 55 de ellas se posicionaron con GPS, y las restantes 6 con Transit. Por la disponibilidad de los satélites, sólo en 47 de ellas, la constelación fué adecuada para el posicionamiento con resultados x,y,z ó (3D); y 8 estaciones con resultados x,y ó (2D), restringido por el número de satélites disponibles (4 como mínimo).

Las restantes 6 estaciones no proporcionaron posición alguna, es decir, muestran 0. Sin embargo, mediante el dispositivo automático del navegador, cuando el número de satélites es 1, se cambia de frecuencia y trabaja con satélites Transit, por lo tanto, las 6 estaciones restantes fueron determinadas con satélites Transit.

De esta manera se cubrieron, en cada estación, los requerimientos de la posición por establecer.

Los resultados que se presentan, fueron determinados mediante el estudio y tratamiento de los parámetros que proporciona el navegador, considerando las características de las condiciones en que se establecieron las posiciones, como son;

NS; Número de satélites,

QI; Tipo de posicionamiento, 0, 2D, ó 3D,

Condiciones del oscilador y

Diluciones de precisión en la posición (DPN, DPE, DPV).

VIII. 1 DISCUSION.

El sistema de posicionamiento por satélite, es extremadamente útil, sin embargo no toda la gente puede llegar a emplearlo ni dominarlo. su uso y manejo, requiere preparación y entrenamiento que, en muchas ocasiones no se logra. No sólo es el hecho de conocer y presionar el teclado, sino tener la disponibilidad para conceptualizar el sistema de posicionamiento por satélite.

Evidentemente, los requerimientos básicos para el uso y manejo de los receptores, deberán estar encaminados a personas relacionadas con las ciencias de la tierra.

El personaje principal de este grupo será el Ingeniero Topógrafo y Geodesta (opinión personal), pero pueden ser gentes de otras áreas, realizandolo en forma por demás satisfactoria o mejor, incluso.

Una declaración fuerte, si se puede realizar en estos momentos, no se pueden hacer expertos en levantamientos con GPS en 15 ó 20 días, todo el conocimiento que lleva a dominar y hacer buen uso del equipo (aplicación) no se logra en poco tiempo, se necesitan bases académicas, las cuales se logran durante la formación profesional relacionada con las ciencias de la tierra.

Por otra parte, un tema que se debate en la actualidad y es de gran trascendencia, es la aplicación del GPS en Topografía y Geodesia.

En este aspecto es donde entra la conceptualización del Ingeniero Topógrafo y Geodesta para discernir donde; como; cuando; y; porque se debe utilizar el GPS en un levantamiento.

Teniendo presente el tipo de trabajo a desarrollar, se aplicará el método Dinámico o, Estático.

El método Dinámico siempre será aplicable a Navegación y la

precisión será de menor calidad, lógicamente en comparación con el método Estático (aplicado a Topografía y Geodesia) en sus diferentes técnicas:

Estático, Estático rápido y Cinemático. Todo esto dependiendo de las longitudes de las líneas de la red, es decir, de las dimensiones de las redes para alcanzar los fines perseguidos.

Básicamente, las condiciones en que se determinan las posiciones, en navegación, y la forma como se trabajan los datos para una línea de carácter Topográfico o Geodésico es correcta, se recomienda que el personal tenga los conocimientos suficientes para determinar en cierto momento si la exactitud requerida esta siendo determinada.

Esto se logra solamente con personal calificado y experimentado en GPS.

Este sistema no se puede "satanizar" ni, creerlo la panacea, hasta que se trabaje con redes específicas y realizar las comparaciones pertinentes, no una, sino varias pruebas hasta lograr la claridad del sistema.

Por otra parte es recomendable, que los levantamientos se realicen, con todo el profesionalismo posible, con la seriedad que se merece y que se tenga en mente siempre la aplicación.

Otro aspecto importante, es estar siempre a la expectativa de todos los avances y adelantos que se ejecutan en este ámbito, ya que de ellos depende en gran parte la correcta utilización del equipo.

Una actividad totalmente diferente a la Campaña Oceanográfica, desarrollada con GPS, es sin duda el proyecto de INEGI que tiene contemplado a nivel nacional.

INEGI siempre se ha preocupado por el control de la Red Geodésica Nacional y apoyar en ella todo tipo de levantamiento para control ejidal, esta parte es donde se aprecia claramente la aplicación del método estático para Geodesia y Topografía. Por esta razón, adquirió un gran número de receptores GPS, para establecer puntos y, de estos propagar, con estación total el control para levantar ejidos, parcelas y, zonas rurales de habitación.

Esto encierra la necesidad de tener y capacitar personal en levantamientos con GPS. En esta participé como instructor en "Levantamientos con GPS, uso y manejo del receptor", así como el "Uso del software para el cálculo de la posición".

Para impartir los cursos, tomé un curso de GPS básico y avanzado, en Sistemas de Información Geográfica, S.A. de C.V. en Mexico, DF.

El entrenamiento lo impartí en la Regional de Monterrey N.L. Ahí trabajé en la propagación de coordenadas para el apoyo terrestre de un vuelo fotogramétrico para el Municipio. La propagación o liga se apoyó a dos vértices geodésicos y se realizó con GPS, con el método estático.

El equipo utilizado fué un receptor GPS Ashtech modelo P-12, sin código, con L1 y L2.

En este renglón, cabe mencionar los métodos de levantamiento existentes para realizar algún trabajo en función de los requerimientos o necesidades.

Estos métodos se clasifican de la siguiente manera:

Método Estático.

Método Estático Rápido.

Método Cinemático.

Método Pseudo-Cinemático.

El posicionamiento estático es el más confiable y preciso, produce diferencias de coordenadas para los puntos al orden de los milímetros. La desventaja de este método es que tiene que permanecer en un sitio por un tiempo relativamente largo, típicamente de 1 a 3 horas, el intervalo de grabación de datos es de 20 segundos.

En el método estático rápido, lo que cambia es el tiempo de permanencia en el sitio y el intervalo de grabación.

El método cinemático, permite el levantamiento muy rápido de un número de líneas base en áreas donde existe buena visibilidad satelitar, en este método el contacto con los satélites siempre se debe mantener, cuando menos a 4 de ellos cuando este en movimiento el receptor hacia otro punto, el intervalo de grabación es de 10 segundos.

El método pseudo-cinemático, es muy similar al método cinemático, la diferencia estriba en que el contacto a los satélites se puede perder mientras se está moviendo el receptor a otro punto.

Los 4 métodos pueden combinarse en un proyecto para el levantamiento GPS de una red muy grande.

La clave esta en decidir cuales puntos se van a determinar con el método estático, estático rápido, cinemático o pseudo-

cinematico. esto es una de las actividades más importantes de la planeación.

Para finalizar, las memorias del levantamiento desarrollado en Monterrey, Nuevo León, se encuentran en la empresa SIG. S.A. de C.V., quien fue la que realizó el trabajo.

El método utilizado para esta red, fue el estático, elegido para asegurar las precisiones requeridas por el tipo de levantamiento.

V I I I . 2 RECOMENDACIONES .

Para mejorar la calidad de los resultados de los Levantamientos realizados con técnicas satelitales (GPS), se hacen las siguientes recomendaciones:

- 1.- El personal que trabaje con GPS, esté relacionado con las ciencias de la tierra;
- 2.- Conceptualizar el GPS para su aplicación;
- 3.- Realizar trabajos específicos sobre líneas o redes, para comparar resultados;
- 4.- Estos trabajos del punto 3, deberán ser realizados por Instituciones Educativas, ya que en empresas privadas, no es posible por razones de tiempo y costo;
- 5.- Establecer puntos GPS, permanentes.
- 6.- Permanecer a la expectativa de los avances y adelantos en esta área;
- 7.- Trabajar en grupo para compartir experiencias.

BIBLIOGRAFIA -

Citadas en el texto.

-Neri V. R. 1989. Satélites de Comunicaciones. Lanzamiento y Colocación en Orbita Geoestacionaria. Ed. McGraw-Hill.

-Sevilla J. M. El GPS y las Misiones al Planeta Tierra. Topografía y Cartografía, 7(39): 9-19, 1990.

-Erseth R. y Rakkedal S. Test de GPS en Noruega. Topografía y Cartografía, 7(39): 41-48, 1986.

-Estrada N. R. El Servicio Geográfico del Ejército en la Antártida. 1ª parte (Campaña Verano Austral 1987-88). Topografía y Cartografía, 6(34): 9-24, 1989.

-Moritz H. Cursillos de Geodesia Superior. 1ª Ed. Madrid, Instituto Geográfico Nacional (ING), 1984.

-Fernández CH. B. S. El Sistema NNSS (Navy Navigation Satellite System). Revista Cartográfica, *(46): 53-60, 1984.

-Catalan M., Fernández J. El Seguimiento de Satélites Doppler, sus Aplicaciones Geodésicas y Geofísicas. Revista de Geofísica, *(39): 3-22, 1983.

-Boal J. D. Guía y Especificaciones Para Levantamientos por Satélites Doppler. Publicación IPGH (377), 1982.

-Caturia S.D.N.J.L. Sistema de Posicionamiento Global. Ministerio de Obras Públicas y Urbanismo. Instituto Geográfico Nacional. Madrid, 1988.

-Wild Reporter 24.

-Navigator's Manual. MX 1102/1107 GPS, TRANSIT/GPS Satellite Navigator. Magnavox Advanced Products and Systems Company, 1987.

-Lange A. F., Kruczynski L. R. Aplicaciones del Sistema de Posicionamiento Global a los Sistemas de Información Geográfica. Topografía y Cartografía, *(8): 49-52.

* vol (¿?).

8 num (¿?).

-Lándsberg G. S. Optica, 1ª Ed. 2ª Tomo. Moscu, Editorial Mir, 1976.

-Schmid H. H. Three-Dimensional Triangulation With Satellites. NOAA, 7(0): 1-5, 1974.

-Ackroyd N., Lorimer R. Global Navigation A GPS User's Guide, 1ª Ed. Great Britain, Bookcraft LTD., Midsomer Norton, 1990.

No citadas en el texto.

-Marine Geodesy. An International Journal Of Ocean Surveys Mapping, And Sensing. Global Positioning System. Ed. Crane Russak, New York, Vol. 9, num. 2, 1985.

-Mueller Ivan I. Surveying With The Global Positioning System. Revista Cartográfica, *(49-50): 55-107, 1986. IPGH.

-Agrotis L. G. Near-Earth Satellite Orbit Determination And Its Applications. esa Journal, 12(0): 441-453, 1988.

-Fernández CH. B. S. El "Global Positioning System" (GPS) Aplicado A La Tectónica De Placas. Revista Cartográfica, (51-52): 171-187, 1987.

-Dow J. M. High-Accuracy Orbit, Determination For Spacecraft In Low Earth Orbits. esa Buletin, N°. 35, 81-89, 1983.

-Rosetti C. The Concept Of A Worldwide Satellite-Based Communications, Navigation And Surveillance System. esa Bulletin, N°. 52, 30-37,

-De Vicente. P. Interferometria de muy larga base. Anuario del Observatorio Astronómico. Madrid, 1991, pp. 400-477.

-Dixon T. H. Melbourne W. G., Thornton C. L. A GPS Measurement System For Regional Geodesy In México And The Caribbean. National Aeronautics And Space Administration. Jet Propulsion Laboratory (JPL). 1985, pp. 1-19.

-Burkard R. K. Geodesy For The Layman. Publicación N°. 291 de la comisión de Cartografía. (IPGH). Buenos Aires, 1962.

-Manual de Normas y Especificaciones para Levantamientos Geodésicos de Alta Precisión en Areas Pequeñas. Comité de Geodesia el IPGH. Pub. N°. 425, 1987.

-Wells D. Glosario de Terminología GPS. Revista Cartográfica, (47-48): 105-114, 1985.

* vol (67).
© Num. (67).

-Szymonski M. Some Notes On The Accuracy Of The Navy Navigation Satellite System. International Hydrographic, Review, Mónaco. LVII(2): 67-75. 1980.

-Valbuena D. J. L. Nuñez G. D. P. A. Sistema GPS (II). Topografía y Cartografía, 3(44): 30-35, 1991.

-Ashkenazi V. Perspectiva del GPS en Topografía. Topografía y Cartografía, 3(44): 57-63, 1991.

-Sheriff R. E. Encyclopedic Dictionary of Exploration Geophysics. 2ª. Ed. 1984.